

STRENG VERTRAULICH

hochschule für angewandte wissenschaften  
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU hamburg  
university of applied sciences



# FAHRZEUGTECHNIK

Bericht zur

## *Diplomarbeit*

Betriebskostenberechnung eines  
Wassergenerierungssystems mit  
Brennstoffzelle in Passagierflugzeugen

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Deutschland GmbH, Hamburg

Verfasser: Holger Plötner  
Abgabedatum: 23. Januar 2003



Geheimhaltungsvermerke:

Geheimhaltung bis zum 31.12.2005  
Diplomarbeit nur den Prüfern der  
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
zugänglich

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
Fachbereich Fahrzeugtechnik  
Berliner Tor 5  
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

AIRBUS Deutschland GmbH  
Entwicklung Wasser-Abwassersysteme  
Abteilung ECYS  
Kreetslag 10  
21129 Hamburg

Verfasser: Holger Plötner  
Abgabedatum: 23. Januar 2003

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

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Claus Hoffjann

# Danksagung

Mein besonderer Dank bei der Anfertigung dieser Arbeit gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. D. Scholz, der die hochschulseitige Betreuung dieser Diplomarbeit übernommen hat und durch sein inhaltliches Engagement und seine konstruktiven Anregungen wesentlich zum Gelingen beigetragen hat.

Ganz besonders danke ich Herrn Dipl.-Ing. C. Hoffjann, der seitens Airbus Deutschland die fachliche Betreuung sowie die Zweitprüfertätigkeit übernommen hat und mit aktuellen Informationen und fachlich hochwertiger Kritik die vorliegende Ausarbeitung konkretisiert hat.

Herrn Dr.-Ing. J. Höhne bin ich für die Durchsicht dieser Arbeit sowie die hilfreichen Anmerkungen und Ratschläge zu Dank verpflichtet.

Ebenso gilt mein Dank Herrn Dipl.-Ing. H. Lorenz für die Überlassung von Studienmaterial und die freundliche Unterstützung durch eine Vielzahl an Gesprächen.

Eine hervorragende Unterstützung in meiner Arbeit erfuhr ich durch die Kollegen in der Abteilung, die nicht nur durch Fachwissen und Sachverstand, sondern auch durch Anteilnahme und Humor zu einer ausgesprochen kreativen Arbeitsatmosphäre beitrugen.

# Kurzreferat

Thema dieser Diplomarbeit ist der Einsatz einer Brennstoffzelle für die Bereitstellung von Wasser, elektrischer Energie und Druckluft in Passagierflugzeugen. Die Brennstoffzellentechnologie ist eine Schlüsseltechnologie für die mobile, portable und stationäre Energietechnik der Zukunft. Die Untersuchung der Integrationsmöglichkeiten von Brennstoffzellen in Flugzeuge stellt daher einen zentralen Forschungsschwerpunkt im Flugzeugbau dar. Gründe liegen nicht nur in dem Verkaufsargument eines modernen und sicheren Flugzeuges, sondern auch in dessen Wirtschaftlichkeit. Ziel dieser Arbeit ist es, eine wirtschaftliche Untersuchung eines Wassersystems auf Basis einer Brennstoffzelle im Vergleich zu bestehenden Wassersystemen zu durchzuführen. Hierzu wird im ersten Teil der Arbeit ein für den Flugzeugeinsatz geeignetes Brennstoffzellensystem ausgewählt und eine Berechnung der Stoff- und Energieströme vorgenommen. Mit diesen Ergebnissen ist es möglich, die Betriebskosten des Wassersystems auf Basis einer Brennstoffzelle zu ermitteln. Im zweiten Teil dieser Arbeit werden die Betriebskosten dieser beiden unterschiedlichen Wassersysteme an ausgewählten Flugzeugen der Airbus-Familie mit der Methode  $DOC_{sys}$  berechnet und verglichen. Es werden außerdem Szenarien unter Berücksichtigung von ausgewählten Parametern untersucht, um eine qualitative Aussage bezüglich der Betriebskosten zu treffen und die Grenzinvestition für einen wirtschaftlichen Einsatz zu ermitteln.

# Betriebskostenberechnung eines Wassergenerierungssystems mit Brennstoffzelle in Passagierflugzeugen

*Diplomarbeit nach § 21 der Prüfungsordnung.*

## Hintergrund

Bei der Einführung einer neuen Systemtechnologie ist nicht nur die technische Realisierbarkeit zu untersuchen, sondern ebenso die Wirtschaftlichkeit dieser Systemtechnologie integriert in ein gewähltes Flugzeug mit dessen typischen Flugmissionen. Es hat sich als zweckmäßig erwiesen, bei der Wirtschaftlichkeitsbetrachtung für Flugzeugsysteme im frühen Entwicklungsstadium Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) angepasst an Flugzeugsysteme zu berechnen. Untersuchungsgegenstand ist ein Wassergenerierungssystem (On Board Water Generation System, OBOWAGS®), das im Kern eine Brennstoffzelle enthält. Die Brennstoffzelle liefert Wasser und Energie. Durch die Energielieferungen der Brennstoffzelle könnten einzelne Sekundärenergiesysteme (Pneumatische Anlage, Bordstromversorgung), wie sie heute in Flugzeugen üblich sind, möglicherweise eingespart werden.

## Aufgabe

Im Rahmen der Diplomarbeit soll ein Betriebskostenvergleich gemacht werden zwischen den heute üblichen Wasser-/ Abwasser- und Sekundärenergiesystemen und einem neuartigen integrierten Wasser-/ Abwasser-/ Sekundärenergiesystem auf Basis der Brennstoffzellentechnologie. Die Untersuchung bezieht sich auf den Einsatz einer Hochtemperatur-Brennstoffzelle, genauer: einer Oxidkeramischen Brennstoffzelle (Solid Oxide Fuel Cell, SOFC) am Beispiel ausgewählter Airbus Flugzeugtypen. Dabei kann es sich anbieten, folgende Einzelbetrachtungen anzustellen:

- Darstellung der Grundlagen von OBOWAGS®
- Einführung in die Grundlagen der Brennstoffzellen, insbesondere der Hochtemperaturbrennstoffzellen mit Schwerpunkt auf den Oxidkeramischen Brennstoffzellen
- Darstellung der Grundlagen der Betriebskostenberechnung für Flugzeugsysteme (DOCsys)
- Ermittlung von Randbedingungen und Eingangsparametern der Betriebskostenberechnung (Wasserverbrauch, Flugzeugparameter, Missionsdaten, Zapfluftbedarf, elektrischer Energiebedarf, ...)
- Erstellung eines Programms zur Berechnung der Stoff- und Energieströme des Brennstoffzellensystems. Dimensionierung der Brennstoffzelle.
- Durchführung der Betriebskostenberechnung einschließlich nachgeschalteter Rechnungen, um eine Vergleichbarkeit zwischen dem OBOWAGS® und dem herkömmlichen System zu ermöglichen
- Abschließende Wertung der Ergebnisse und Vergleich der Systemalternativen.

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

# Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbständig 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 .....	10
Verzeichnis der Tabellen .....	11
Liste der Symbole .....	13
Liste der Abkürzungen .....	15
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	16
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>18</b>
1.1 Motivation .....	18
1.2 Begriffsdefinitionen .....	18
1.3 Ziel der Arbeit.....	19
1.4 Literaturübersicht.....	20
1.5 Aufbau der Arbeit .....	20
<b>2 Einsatz von Wassersystemen in Flugzeugen</b> .....	<b>22</b>
2.1 Produktpalette von Airbus .....	22
2.2 Vorstellung der unterschiedlichen Wassersysteme.....	23
2.2.1 Konventionelles Wassersystem .....	23
2.2.2 OBOWAGS® .....	25
<b>3 Grundlagen der Brennstoffzellen</b> .....	<b>27</b>
3.1 Begriff.....	27
3.2 Geschichte.....	27
3.3 Prinzipielle Funktionsweise.....	28
3.4 Brennstoffzellentypen .....	29
3.4.1 Niedrigtemperatur-Brennstoffzellen .....	30
3.4.2 Mitteltemperatur-Brennstoffzellen .....	31
3.4.3 Hochtemperatur-Brennstoffzellen .....	31
3.5 Aufbereitung von Brennstoffen für Brennstoffzellen.....	34
3.5.1 Auswahl der Brennstoffe .....	34
3.5.2 Reformierung.....	35
<b>4 Prinzipielle Darstellung von SOFC-Systemen</b> .....	<b>37</b>
4.1 Auswahl der Brennstoffzelle .....	37
4.2 Allgemeine Funktionsweise eines SOFC-Systems.....	37
4.3 Komponenten der SOFC-Anlage.....	38
4.4 Brennstoffzellenmodul .....	41
4.5 Interne Reformierung.....	42
4.6 Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC.....	42

<b>5</b>	<b>Spezifisches SOFC-System im OBOWAGS®</b> .....	44
5.1	Aufbau und Funktionsweise .....	44
5.2	Stoff- und Energiebilanz des SOFC-Systems .....	46
5.2.1	Stoffbilanz des SOFC-Systems .....	46
5.2.2	Energiebilanz des SOFC-Systems .....	51
<b>6</b>	<b>Betriebskostenrechnungen</b> .....	64
6.1	Kostenbetrachtung aus Sicht des Flugzeugbetreibers .....	64
6.2	Methoden zur Ermittlung der direkten Betriebskosten .....	66
6.3	Methode $DOC_{sys}$ zur Berechnung von Betriebskosten von Flugzeugsystemen .....	67
<b>7</b>	<b>Aufbau des <math>DOC_{sys}</math>-Vergleichs</b> .....	70
7.1	Grundsätzliches .....	70
7.2	Flugmechanische Daten .....	71
7.3	DOC von konventionellen Systemen .....	72
7.3.1	Systempreis .....	73
7.3.2	Abschreibung .....	74
7.3.3	Kraftstoff für den Transport von festen und variablen Massen .....	75
7.3.4	Wellenleistungsentnahme .....	76
7.3.5	Zapfluft .....	76
7.3.6	Luftwiderstand .....	77
7.3.7	Wartungskosten .....	77
7.3.8	Ermittelte Betriebskosten konventioneller Systeme .....	79
7.4	DOC des OBOWAGS® .....	80
7.4.1	Systempreis .....	81
7.4.2	Abschreibung .....	83
7.4.3	Kraftstoff für den Transport von fixen und variablen Massen .....	83
7.4.4	Wartungskosten .....	86
7.4.5	Stauluftentnahme .....	88
7.5	Zusammenfassender Vergleich der Berechnungsergebnisse .....	89
7.6	DOC des OBOWAGS® mit den Optionen Luftbefeuchtung und Duschen .....	91
<b>8</b>	<b>Szenarien</b> .....	94
8.1	Parameter Flugmissionszeit .....	94
8.2	Parameter Kraftstoffpreis .....	97
8.3	Ermittlung der Grenzinvestitionen des OBOWAGS® .....	100
8.4	Abschließende Betrachtung .....	100
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b> .....	102
	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	104



<b>Anhang A</b>	<b>Eingangsparameter für Brennstoffzellenauslegung und DOC-Berechnung</b>	110
A.1	Wasservorrat konventioneller Flugzeuge .....	110
A.2	Vorratsbehälter in konventionellen Flugzeugen .....	110
A.3	Luftbefeuchtung in Flugzeugen .....	111
A.4	Wasserbedarf in Flugzeugen mit möglichen Optionen .....	112
A.5	Wasserverteilung .....	113
A.6	Elektrische Leistung von Generatoren.....	116
A.7	Daten des Leistungsbedarfs pro ATA-Kapitel.....	117
A.8	Klimaanlage .....	117
A.9	Hilfstriebwerk (APU, Auxilary Power Unit).....	118
A.10	Thermodynamische Eigenschaften von Mikromolekülen .....	119
<b>Anhang B</b>	<b>Programmkomentierung des <i>SOFC<sub>sys</sub></i>-Programms.....</b>	121

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 2.1</b>	Passagier-Reichweiten-Diagramm.....	22
<b>Bild 2.2</b>	Aufbau des konventionellen Wassersystems .....	23
<b>Bild 2.3</b>	Aufbau des OBOWAGS <sup>®</sup> .....	25
<b>Bild 3.1</b>	Darstellung des Röhren- und Flachzellenkonzepts (SOFC).....	33
<b>Bild 3.2</b>	Wirkungsgrad verschiedener Stromerzeugungstechniken.....	34
<b>Bild 3.3</b>	Darstellung der Brennstoffzellen, Brennstoffe und Aufbereitungsmethoden.....	36
<b>Bild 4.1</b>	Druckaufgeladenes hybrides System .....	37
<b>Bild 4.2</b>	Peripherie einer SOFC-Anlage .....	39
<b>Bild 4.3</b>	Komponenten eines Brennstoffzellensystems .....	39
<b>Bild 4.4</b>	Gasaufbereitung für SOFC (Entschwefelung und Vorreformierung).....	40
<b>Bild 4.5</b>	SOFC-Reaktor .....	41
<b>Bild 4.6</b>	Interne Reformierung bei der SOFC.....	42
<b>Bild 4.7</b>	Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC (I).....	43
<b>Bild 4.8</b>	Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC (II).....	43
<b>Bild 5.1</b>	Aufbau des SOFC-Systems .....	44
<b>Bild 5.2</b>	Dampfreformer – zugeführte und abgegebene Stoffe.....	47
<b>Bild 5.3</b>	SOFC-Brennstoffzelle – zugeführte und abgegebene Stoffe.....	49
<b>Bild 5.4</b>	Bilanzgrenze im SOFC-System .....	52
<b>Bild 5.5</b>	Zusammengefasste Stoff- und Energiebilanz .....	59
<b>Bild 6.1</b>	Struktur des Rechnungswesens einer Fluggesellschaft.....	64
<b>Bild 7.1</b>	Prinzipskizze für die Ermittlung der Betriebskosten mit dem $DOC_{sys}$ -Programm	71
<b>Bild 7.2</b>	Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems.....	72
<b>Bild 7.3</b>	DOC konventioneller Systeme .....	79
<b>Bild 7.4</b>	Systemgrenzen im OBOWAGS <sup>®</sup> .....	80
<b>Bild 7.5</b>	Spezifische Kosten von SOFC-Systemen bei Markteinführung.....	81
<b>Bild 7.6</b>	DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> .....	89
<b>Bild 7.7</b>	Absoluter Vergleich der DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System ..	90
<b>Bild 7.8</b>	Relativer Vergleich der DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System ...	90
<b>Bild 7.9</b>	Absoluter Vergleich der Betriebskosten des A380-800 .....	93
<b>Bild 8.1</b>	Absoluter Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit .....	96
<b>Bild 8.2</b>	Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit .....	96
<b>Bild 8.3</b>	Absoluter Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis.....	99
<b>Bild 8.4</b>	Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis.....	99
<b>Bild B.1</b>	$SOFC_{sys}$ -Programm.....	121

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1</b>	Darstellung der untersuchten Flugzeugtypen .....	22
<b>Tabelle 2.2</b>	Volumen der Frischwassermenge in konventionellen Flugzeugen .....	24
<b>Tabelle 3.1</b>	Gängige Brennstoffzellen und ihre Bezeichnung .....	29
<b>Tabelle 3.2</b>	Einteilung der Brennstoffzellen nach Elektrolyt und Temperatur .....	29
<b>Tabelle 5.1</b>	Chemische Stoffdaten .....	46
<b>Tabelle 5.2</b>	Spezifische Massen der Dampfreformierung .....	48
<b>Tabelle 5.3</b>	Zusammensetzung trockener Luft .....	48
<b>Tabelle 5.4</b>	Spezifischer Massenbedarf der Brennstoffzelle .....	50
<b>Tabelle 5.5</b>	Spezifische Massenabgabe der Brennstoffzelle .....	50
<b>Tabelle 5.6</b>	Kenndaten für das Brennstoffzellensystem bezogen auf 1 kWh elektrische Energie .....	63
<b>Tabelle 6.1</b>	Eingangsparameter für $DOC_{sys}$ .....	68
<b>Tabelle 7.1</b>	Flugmechanik .....	72
<b>Tabelle 7.2</b>	Preise von Wassersystemen .....	73
<b>Tabelle 7.3</b>	Preise von Triebwerksgeneratoren (IDG) .....	74
<b>Tabelle 7.4</b>	Preise von Hilfstriebwerken (APU) .....	74
<b>Tabelle 7.5</b>	Preise von Stauluftturbinen (RAT) .....	74
<b>Tabelle 7.6</b>	Werte zur Berechnung der Abschreibungskosten .....	75
<b>Tabelle 7.7</b>	Massen des Systems .....	75
<b>Tabelle 7.8</b>	Wellenleistungsentnahme .....	76
<b>Tabelle 7.9</b>	Zu berücksichtigender Druckluftvolumenstrom .....	76
<b>Tabelle 7.10</b>	Wartungs-/Materialkosten des Wasser-/Abwassersystems .....	77
<b>Tabelle 7.11</b>	Wartungskosten der Generatoren (geschätzt) .....	78
<b>Tabelle 7.12</b>	Wartungskosten des Hilfstriebwerkes .....	78
<b>Tabelle 7.13</b>	Wartungskosten der Stauluftturbine .....	78
<b>Tabelle 7.14</b>	Wartungskosten des konventionellen Systems .....	78
<b>Tabelle 7.15</b>	DOC konventioneller Systeme .....	79
<b>Tabelle 7.16</b>	Preise des Brennstoffzellensystems .....	82
<b>Tabelle 7.17</b>	Vorratsbehälter im OBOWAGS <sup>®</sup> .....	82
<b>Tabelle 7.18</b>	Massen und Preise von Einzelkomponenten .....	83
<b>Tabelle 7.19</b>	Systempreis des OBOWAGS <sup>®</sup> .....	83
<b>Tabelle 7.20</b>	Masse des Kerosins für die Brennstoffzelle .....	84
<b>Tabelle 7.21</b>	Masse des zusätzlichen Kerosins für die Brennstoffzelle .....	84
<b>Tabelle 7.22</b>	Massen des OBOWAGS <sup>®</sup> .....	85
<b>Tabelle 7.23</b>	Erwartete Investitions- und Wartungs-/Instandsetzungskosten von Brennstoffzellensystemen .....	86
<b>Tabelle 7.24</b>	Wartungskosten Wasser-/Abwassersystem .....	86
<b>Tabelle 7.25</b>	Wartungskosten Verdichter/Turbine .....	87

<b>Tabelle 7.26</b>	Wartungs- und Instandhaltungskosten für die $DOC_{sys}$ -Eingabe.....	87
<b>Tabelle 7.27</b>	Kraftstoffkostenanteil pro Jahr für die Brennstoffzelle.....	87
<b>Tabelle 7.28</b>	Nettostauluftbedarf.....	88
<b>Tabelle 7.29</b>	DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> .....	88
<b>Tabelle 7.30</b>	Absoluter Vergleich der DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konvent. System .....	90
<b>Tabelle 7.31</b>	Relativer Vergleich der DOC des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konvent. System .....	90
<b>Tabelle 7.32</b>	Kraftstoffkosten pro Jahr für die Brennstoffzelle (Optionen).....	92
<b>Tabelle 7.33</b>	Absoluter Vergleich der Betriebskosten des A380-800 .....	93
<b>Tabelle 8.1</b>	Parameter zur Flugzeugausnutzung .....	94
<b>Tabelle 8.2</b>	Anzahl der Flüge pro Jahr (NFY).....	95
<b>Tabelle 8.3</b>	Betriebskosten konventioneller Systeme bei verkürzter Flugzeit .....	95
<b>Tabelle 8.4</b>	Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> bei verkürzter Flugzeit .....	95
<b>Tabelle 8.5</b>	Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit.....	96
<b>Tabelle 8.6</b>	Betriebskosten konventioneller Systeme bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis .....	98
<b>Tabelle 8.7</b>	Betriebskosten des OBOWAGS <sup>®</sup> bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis .....	98
<b>Tabelle 8.8</b>	Relativer Vergleich der Betriebskosten bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis .....	98
<b>Tabelle 8.9</b>	Spezifische Grenzinvestitionskosten des Brennstoffzellensystems .....	100
<b>Tabelle A.1</b>	Wasservorrat konventioneller Flugzeuge .....	110
<b>Tabelle A.2</b>	Größe der Vorratsbehälter in konventionellen Flugzeugen.....	110
<b>Tabelle A.3</b>	Luftbefeuchtung von Compartments.....	111
<b>Tabelle A.4</b>	Wasserbedarf in Flugzeugen mit zukünftigen Optionen.....	112
<b>Tabelle A.5</b>	Wasserverteilung im A320 in Abhängigkeit von der Flugzeit.....	113
<b>Tabelle A.6</b>	Wasserverteilung im A340-600 in Abhängigkeit von der Flugzeit .....	114
<b>Tabelle A.7</b>	Wasserverteilung im A380-800 in Abhängigkeit von der Flugzeit .....	115
<b>Tabelle A.8</b>	Elektrische Leistung der Triebwerksgeneratoren .....	116
<b>Tabelle A.9</b>	Daten des Leistungsbedarfs pro ATA (A380-800) .....	117
<b>Tabelle A.10</b>	Leistungsdaten der Klimaanlage .....	118
<b>Tabelle A.11</b>	Daten der APU .....	118
<b>Tabelle A.12</b>	Enthalpieänderungen (Auszug) .....	119

## Liste der Symbole

$A$	Flügelstreckung (aspect ratio)
$c_{DI}$	indizierter Widerstandsbeiwert
$c_p$	spezifische Wärmekapazität
$C$	Kosten (costs)
$D$	Widerstand (drag)
$E$	Gleitzahl
$H$	Heizwert
$h^*$	Enthalpieänderung bezogen auf 25 °C
$h'^*$	Enthalpieänderung der Flüssigkeit bezogen auf 25 °C
$h''^*$	Enthalpieänderung des Dampfes bezogen auf 25 °C
$k$	( $k_{U1}, k_{U2}$ ) Parameter zur Flugzeugnutzung
$L$	Auftrieb (lift)
$m$	Masse
$\dot{m}$	Massenstrom
$N$	Anzahl der Nutzjahre
$P$	Leistung
$p$	Druck
$Q$	Wärmemenge
$R$	Gaskonstante
$S$	Flügelfläche
$t$	Zeit ( $t_f$ im Zusammenhang mit Flugzeit (flight time))
$T$	Temperatur [K] ( $t$ [°C] in Verbindung mit thermodynamischen Berechnungen)
$U_f$	Umsatzgrad („fuel utilization“ im Zusammenhang mit Brennstoff)
$v$	Fluggeschwindigkeit (velocity)
$v_V$	Vertikalkomponente der Sinkfluggeschwindigkeit

## Griechische Symbole

$\tilde{A}$	Gradient des Steig- bzw. Sinkfluges
$\zeta_V$	Wirkungsgrad des Verdichters
$\zeta_T$	Wirkungsgrad der Turbine
$\hat{\epsilon}$	Isentropenexponent
$\ddot{\epsilon}$	Luftüberschuss
$\dot{i}$	spezifische Masse
$\ddot{\delta}$	Druckverhältnis

## Indizes

A	Anode
BS	Brennstoff
BZ	Brennstoffzelle(n)
CR	Reiseflug (cruise)
DEPR	Abschreibung (depreciation)
Desc	Sinkflug (descend)
DMC	direkte Wartungskosten (direct maintenance costs)
el	elektrisch (im Zusammenhang mit Leistungsangaben)
f	Brennstoff (fuel)
i	Fließzahl
K	Kathode
LU	Luft
M	Wartung (maintenance)
O	oberer (bezogen auf den Heizwert)
P	Pumpe
SHC	spare holding costs
sys	System
T	Turbine
U	unterer (bezogen auf den Heizwert)
V	Verdichter
W	Wasser

## Liste der Abkürzungen

AA	American Airlines
AEA	Association Of European Airlines
AfA	Absetzung für Abnutzung
APU	Hilfstriebwerk
ASUE	Arbeitsgemeinschaft für Sparsamen und Umweltfreundlichen Energieverbrauch
ATA	Air Transport Association Of America
BHKW	Blockheizkraftwerk
C	Kohlenstoff (carbon)
CAB	Civil Aeronautics Board
Depr	Abschreibung (depression)
DMC	Wartungskosten (direct maintenance costs)
DOC	Betriebskosten (direct operation costs)
DOE	Department of Energy
GuD	Gas- und Dampfturbine(n)
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IDG	Triebwerksgenerator (integrated drive generator)
JAA	Joint Aviation Authority
JAR	Joint Aviation Requirements
LR	Lohnkosten pro Stunde (labour rate)
MC	Materialkosten (material costs)
MH	„Mannstunden“ (man hours)
MCFC	Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle (molten carbonate fuel cell)
MTOW	Maximale Abflugmasse (maximum take off weight)
MZFW	Maximale Masse ohne Kraftstoff (maximum zero fuel weight)
NFY	Anzahl der Flüge pro Jahr (number of flights per year)
OBOWAGS <sup>®</sup>	On Board Water Generation System
PAFC	Phosphorsaure Brennstoffzelle (phosphoric acid fuel)
Pax	Personenanzahl
PEMFC	Polymerelektrolyt-Membran-Brennstoffzelle oder Polymembran-Brennstoffzelle (proton exchange membrane fuel cell)
RED	Redundanz (redundancy)
RAT	Stauluftturbine (ram air turbine)
ROC	Steigrate (rate of climb)
ROD	Sinkrate (rate of descend)
S	Dampf (steam)
SOFC	Oxidkeramische Brennstoffzelle (solid oxide fuel cell)
WT	Wärmetauscher

## Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

### **Autotherme Reformierung**

Verfahren zur Herstellung von Wasserstoff. Es stellt eine Kombination aus Dampfreformierung und partieller Oxidation dar, bei der in einer katalytischen exothermen Reaktion bei Betriebstemperaturen von 850 bis 1.000 C und Drücken unter 50 bar ein wasserstoffreiches Synthesegas gewonnen wird (**Oertel 2001**).

### **Betriebskosten**

Die Betriebskosten stehen in unmittelbarem Zusammenhang mit dem eigentlichen Betriebszweck. Sie erfassen den Verzehr an Gütern, Diensten und Abgaben, der im Rahmen der geplanten betrieblichen Leistungserstellung (Produktion) und Leistungsverwertung (Absatz) anfällt (**Schmolke 2000**). Sie werden unterteilt in direkte Betriebskosten (DOC) und indirekte Betriebskosten (IOC).

### **Dampfreformierung**

Verfahren zur großtechnischen Herstellung von Wasserstoff aus Erdgas, bei dem in einer endothermen Reaktion durch Zufuhr von Wasserdampf und Einsatz von Katalysatoren ein wasserstoffreiches Synthesegas entsteht (**Oertel 2001**).

### **DOC (direct operating costs)**

Die DOC enthalten nur die flugzeugabhängigen Kosten, die unmittelbar mit dem Betrieb eines Fluggerätes in Verbindung stehen. Sie sind einem Kostenverursacher direkt zugeordnet (**Mildt 2000**).

### **Drain Mast**

Drainagesystem mit beheiztem Auslass, um das Wasser aus den Handwaschbecken und Küchen (sog. Grauwasser) über Bord abzulassen.

### **Enthalpie**

Wärme, die man einem System zuführen muss, um es von einem Anfangszustand in einen Endzustand zu bringen (**Reich 1993**). Enthalpie (griechisch: enthalpein): erwärmen.

### **Flugmission**

Eine Flugmission ist gekennzeichnet durch eine bestimmte Entfernung oder eine bestimmte Flugzeit bzw. Blockzeit. Nach Joint Aviation Requirements (JAR) ist die Flugzeit die Zeit zwischen Abheben und Landung des Flugzeugs. Als Blockzeit wird die Zeit zwischen dem Ablegen und Andocken an der Gangway am Flughafen bezeichnet (**WATOG 1992**).



**Hybrid-System**

System, in dem eine Hochtemperatur-Brennstoffzelle kombiniert mit einer Gasturbine zur Verbesserung des Gesamtwirkungsgrades und Verringerung der Emissionen verwendet wird (**Supcon 2002**).

**IOC (indirect operating costs)**

Kosten, die nicht unmittelbar einem Verbraucher zugeordnet sind und unabhängig vom verwendeten Flugzeugtyp sind (**Mildt 2000**).

**TOC (total operating costs)**

Summe aus DOC und IOC (**Mildt 2000**)

**OBOWAGS<sup>®</sup>**

On Board Water Generation System zur Herstellung von Trinkwasser aus Kerosin und Luftsauerstoff durch Reformierung, Brennstoffzellenreaktion und Wasseraufbereitung an Bord eines Flugzeuges. OBOWAGS<sup>®</sup> ist eine registrierte Marke der Airbus Deutschland GmbH.

**Partielle Oxidation**

Verfahren, bei dem in einer exothermen Reaktion Kohlenwasserstoffe unter Sauerstoffmangel bei Temperaturen von über 1.300 °C sowie Drücken bis zu 90 bar ohne Mitwirkung eines Katalysators in ein wasserstoffreiches Synthesegas umgesetzt werden (**Oertel 2001**).

**Reformer**

Technische Anlage, in der die Aufbereitung von Brennstoffen in für Brennstoffzellen geeignete Brenngase erfolgt. Reformer sind wichtige funktionale Bestandteile vieler Brennstoffzellensysteme (**Oertel 2001**).

**Reformierung**

Die Aufbereitung von Brennstoffen in für Brennstoffzellen geeignete Brenngase wird als Reformierung bezeichnet. Dabei kann die Reformierung in einer separaten technischen Anlage („externe Reformierung“ – die Standardlösung) oder aber in der Zelle selbst („interne Reformierung“ – nur bei den Hochtemperaturbrennstoffzellen MCFC und SOFC möglich) erfolgen (**Oertel 2001**).

**Stack**

Für technische Brennstoffzellen werden – um höhere Spannungen und Leistungen erzielen zu können – mehrere Einzelzellen in Reihen- oder Parallelschaltungen zusammen. Wegen ihrer Stapelform werden diese Verschaltungen nach ihrem englischen Begriff „Stacks“ (Stapel) genannt (**Oertel 2001**).

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Die Brennstoffzellentechnologie ist eine innovative Technologie zur kombinierten Wärme- und Stromerzeugung, die zum heutigen Zeitpunkt noch nicht den Reifegrad erreicht hat, das Spektrum der vorstellbaren Einsatzmöglichkeiten auch technisch umzusetzen. An die Brennstoffzellentechnologie werden hohe Erwartungen bezüglich ihres Energieeinsparpotentials sowie ihrer Umweltverträglichkeit in Bezug auf Ressourcenschonung und der Reduktion von Treibhausgasen gerichtet. Es ist davon auszugehen, dass für die Energietechnik der Zukunft mittelfristig neue innovative Produkte initiiert werden, welche einen wichtigen Beitrag zur wirtschaftlichen Entwicklung leisten können. Für den Flugzeugbau besteht eine Herausforderung darin, das mögliche Potential beim Einsatz von Brennstoffzellen in Flugzeugen aus technologischer, ökonomischer und ökologischer Sicht abzuschätzen. Aus ökonomischer Sicht ist es für die Flugzeughersteller von größter Bedeutung, schon frühzeitig nicht nur die Herstellungskosten sondern auch die laufenden Kosten (die sog. Betriebskosten) von Systemen abzuschätzen, um eine Markteinführung einer neuen Technologie erfolgreich durchzuführen.

## 1.2 Begriffsdefinitionen

### Betriebskosten

Der Begriff der *Betriebskosten* wird nach **Schmolke 2000** (S. 350) wie folgt definiert:

*Die Betriebskosten stehen in unmittelbarem Zusammenhang mit dem eigentlichen Betriebszweck. Sie erfassen den Verzehr an Gütern, Diensten und Abgaben, der im Rahmen der geplanten betrieblichen Leistungserstellung (Produktion) und Leistungsverwertung (Absatz) anfällt.*

Die *Betriebskosten* werden unterschieden nach *direkten (DOC)* und *indirekten (IOC)* Betriebskosten.

- Die DOC (direct operating costs) sind die Kosten, die unmittelbar mit dem Betrieb eines Fluggerätes in Verbindung stehen. Sie sind einem Kostenverursacher direkt zugeordnet.
- Die IOC (indirect operating costs) sind die Kosten, die nicht unmittelbar einem Verbraucher zugeordnet sind und unabhängig vom verwendeten Flugzeugtyp sind.
- Die TOC (total operating costs) sind die Summe aus DOC und IOC.

## Wassergenerierungssystem

Unter *Wassergenerierung* versteht man die Herstellung von chemisch reinem Wasser aus den Bestandteilen Wasserstoff und Sauerstoff, z.B. unter Einsatz von Kohlenwasserstoffverbindungen und dem Luftsauerstoff. Zu den Komponenten des vorgestellten Wassergenerierungssystems (OBOWAGS<sup>®</sup> - On Board Water Generation System) zählen die Brennstoffreformierung, die Brennstoffzellenreaktion und die Wasseraufbereitung für die Erzeugung von Trinkwasser.

## Brennstoffzelle

Der Begriff der *Brennstoffzelle* wird in **Oertel 2001** (S. 33) wie folgt definiert:

*Brennstoffzellen sind hocheffiziente elektrochemische Wandler, in denen die chemische Energie eines Energieträgers direkt in Strom und Wärme umgewandelt wird.*

*Brennstoffzellen* sind prinzipiell in der Lage, bei kontinuierlicher Zufuhr der Reaktionskomponenten kontinuierlich elektrische Energie zu erzeugen. Die Bezeichnung *Brennstoffzelle* ist darauf zurückzuführen, dass ein solches System prinzipiell in der Lage ist, durch die Verbrennung traditioneller Brennstoffe unter Zufuhr von Luftsauerstoff unmittelbar elektrische Energie zu erzeugen.

## 1.3 Ziel der Arbeit

Die vorliegende Arbeit soll einen Beitrag dazu leisten, eine denkbare Einsatzmöglichkeit für den mobilen Einsatz dieser Brennstoffzellentechnologie unter ökonomischen Gesichtspunkten abzuwägen. Dazu wird ein theoretisches Modell eines Wassergenerierungssystems (OBOWAGS<sup>®</sup>) auf Basis einer Brennstoffzelle vorgestellt. Außerdem werden mittels der Methode  $DOC_{sys}$  Berechnungen der Betriebskosten dieses Modells sowie des herkömmlichen Wassersystems durchgeführt. Den Abschluss bildet ein qualitativer Vergleich der  $DOC$ -Ergebnisse des OBOWAGS<sup>®</sup> und des konventionellen Wassersystems.

## 1.4 Literaturübersicht

Aus patentrechtlichen Gründen sind der Öffentlichkeit von Seiten der Entwickler und Hersteller von Brennstoffzellentechnologien nur wenige Daten zugänglich. Für den Abschnitt der Brennstoffzellenauslegung und -berechnung stellt das von **Oertel 2001** verfasste Buch „Brennstoffzellentechnologie: Hoffnungsträger für den Klimaschutz“ eine wichtige Quelle dar. Eine weitere zentrale Rolle spielen die Seminarunterlagen „Auslegung von Brennstoffzellen“ des Prof. Dr. **Winkler 1998**. Grundlage für die DOC-Berechnung bildet die von Prof. Dr. **Scholz 1999** entwickelte Methode  $DOC_{sys}$ . Weitere Informationen sind Airbus-Internen Schriften, Vorlesungsskripten und dem Intra- bzw. Internet entnommen worden.

## 1.5 Aufbau der Arbeit

Diese Arbeit unterteilt sich grundlegend in zwei Teile. In den Abschnitten 2 bis 5 erfolgen eine Vorstellung der Brennstoffzellentechnologie und die Auslegung des Brennstoffzellensystems. Im zweiten Teil beginnend mit Abschnitt 6 wird die eigentliche Betriebskostenberechnung des Wassergenerierungssystems durchgeführt und im Vergleich zu herkömmlichen Wassersystemen bewertet:

- Abschnitt 2** beschäftigt sich mit den Wassersystemen in ausgewählten Flugzeugtypen und stellt das herkömmliche Wassersystem sowie das OBOWAGS<sup>®</sup> vor,
- Abschnitt 3** erklärt die Grundlagen der Brennstoffzellentechnologie unter Betrachtung der verschiedenen Brennstoffzellentypen, Brennstoffe und deren Aufbereitung,
- Abschnitt 4** behandelt ausführlich die Funktionsweise des in Frage kommenden druckaufgeladenen SOFC-Systems,
- Abschnitt 5** beschäftigt sich mit der Auslegung und Berechnung des ausgewählten Brennstoffzellensystems des OBOWAGS<sup>®</sup>, deren Ergebnisse Grundlage für die DOC-Berechnungen sind,
- Abschnitt 6** erklärt die Grundlagen der Betriebskostenrechnungen und beschäftigt sich mit der Methode  $DOC_{sys}$ , die für diese Arbeit gewählt wurde,
- Abschnitt 7** legt die Eingangsparameter fest, führt die DOC-Berechnungen durch und vergleicht die Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> mit denen des herkömmlichen Wasser-/Abwassersystems,

- Abschnitt 8** stellt verschiedene Szenarien unter Betrachtung ausgewählter Parameter dar und vergleicht diese abschließend,
- Abschnitt 9** fasst die Vorgehensweise, Methoden und Ergebnisse dieser Diplomarbeit zusammen und gibt einen Ausblick auf mögliche Einsatzmöglichkeiten der Brennstoffzellentechnologie,
- Anhang A** enthält flugzeugspezifische Daten, die für die Auslegung des Brennstoffzellen-Systems und für die DOC-Rechnung benötigt werden,
- Anhang B** stellt das entwickelte Programm zur Ermittlung der Stoff- und Energieströme des Brennstoffzellensystems vor.

## 2 Einsatz von Wassersystemen in Flugzeugen

### 2.1 Produktpalette von Airbus

Für den Erfolg des Unternehmens Airbus ist es wichtig, in allen Marktsegmenten ein entsprechendes Produkt anbieten zu können. So deckt die Airbus Single Aisle Familie den Bereich der Kurz- und Mittelstrecke ab und die Wide Body, Long Range Familie das Segment der Langstrecke. Die neue Generation der Großraumflugzeuge vom Typ A380 soll das Monopol von Boeing im Langstreckenbereich mit mehr als 400 Passagieren brechen.

Das **Bild 2.1**, in welchem die Passagierzahl über die Reichweite aufgetragen ist, verdeutlicht den Einsatz der Airbusflotte in den unterschiedlichen Marktsegmenten.

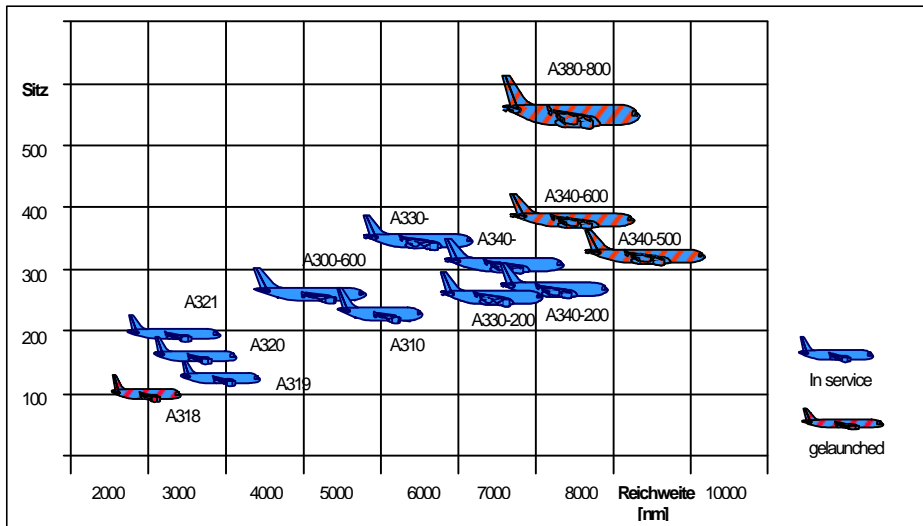






Bild 2.1 Passagier-Reichweiten-Diagramm

Für die Untersuchung der Wirtschaftlichkeit des OBOWAGS<sup>®</sup> werden die nachfolgenden Flugzeugtypen (**Tabelle 2.1**) ausgewählt.

Tabelle 2.1 Darstellung der untersuchten Flugzeugtypen

Flugzeugtyp	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Passagierzahl	150	310	380	550
Reichweite [km]	3250	9000	15800	14200
Flugzeit [h]	7	12	17	17
Bild				

## 2.2 Vorstellung der unterschiedlichen Wassersysteme

### 2.2.1 Konventionelles Wassersystem

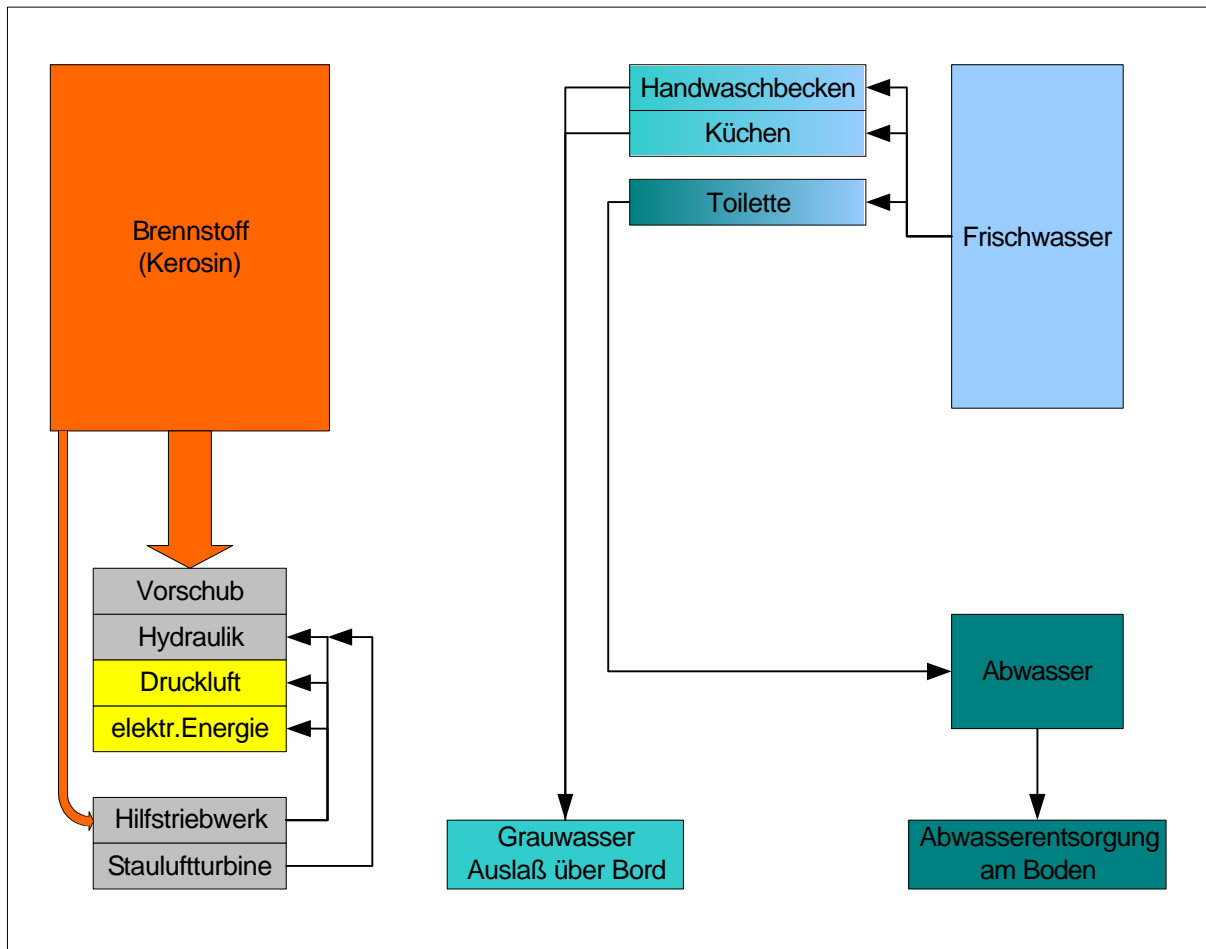


Bild 2.2 Aufbau des konventionellen Wassersystems

Der Aufbau des konventionellen Wassersystems ist im **Bild 2.2** dargestellt. Für die Versorgung der Handwaschbecken, Toiletten und der Küchen mit Wasser ist ein Druckwassersystem installiert. Das Wasser aus den Handwaschbecken und Küchen (sog. Grauwasser) wird über ein Drainagesystem mit beheiztem Auslass (Drain Mast) über Bord abgelassen. Die Toiletten sind über ein Vakuumsystem mit einem Abwassertank verbunden, in welchem das sog. Schwarzwasser bis zur Entleerung am Boden gesammelt wird. Erfahrungsgemäß liegt die bedarfsbedingte Aufteilung der Frischwassermenge bei  $\frac{1}{3}$  für die Toilettenspülung und  $\frac{2}{3}$  für die Handwaschbecken und Küchen.

Zur Frischwasserversorgung im Flugzeug muss basierend auf Erfahrungswerten eine Menge von 0,2 Liter pro Person und Stunde berechnet werden. Die Gesamtmenge des mitzuführenen Wassers lässt sich aus diesen Werten für jeden Flugzeugtyp und die entsprechende Flugmission berechnen. Die maximal mitzuführenen Frischwassermenge ist in **Tabelle 2.2** dargestellt.

Tabelle 2.2 Volumen der Frischwassermenge in konventionellen Flugzeugen

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
maximales Volumen [l]	200	700	1070	1800

Des Weiteren ist im **Bild 2.2** der Einsatz des Brennstoffes zur Bereitstellung verschiedener Energiearten dargestellt. Die Druckluftversorgung im Flugzeug wird durch Entnahme von Zapfluft im Hochdruckverdichter des Triebwerkes und durch das Hilfstriebwerk (APU) gewährleistet. Nach **TN-EV52-348/92** beträgt der Brennstoffverbrauch für Druckluft ca. 2,4 % des Gesamtkraftstoffverbrauchs. Über ein Getriebe wird dem Triebwerk Wellenleistung entnommen, welche zur Versorgung des Flugzeuges mit elektrischer Energie und Hydraulikdruck benötigt wird. Für diese zusätzliche Wellenleistung wird ca. 1,4 % des Gesamtkraftstoffverbrauchs benötigt (**TN-EV52-348/92**). Hier ist festzustellen, dass diese Methode der Energieumwandlung von chemischer Energie in mechanische und anschließend in elektrische Energie mit hohen Energieverlusten verbunden ist. Laut **Oertel 2001** (S. 235) liegt der elektrische Wirkungsgrad von zukünftigen Gasturbinen zwischen 30 % und 40 %.

Ein wesentlicher Unterschied des konventionellen Systems zum OBOWAGS<sup>®</sup> ist die Nutzung eines Hilfstriebwerkes (APU). Es dient zur Versorgung des Flugzeuges am Boden und unter bestimmten Bedingungen auch während des Fluges mit Druckluft und Strom. Zu den mit Druckluft zu versorgenden Flugzeugsystemen zählen unter anderem die Klimaanlage und die Haupttriebwerks-Anlassanlage. Die APU wird dann als betriebsrelevantes Gerät für die Energieversorgung genutzt, wenn mindestens eines (A320 Single Aisle Familie) der Haupttriebwerke außer Betrieb ist.

Die Stauluftturbine (RAT) ist ein Notaggregat, welches bei Ausfall der Triebwerke oder der APU, z.B. durch Kraftstoffmangel, ausgefahren wird und das Flugzeug direkt mit Hydraulikdruck und indirekt mit elektrischer Energie versorgt. Beim OBOWAGS<sup>®</sup> werden die Aufgaben der Stauluftturbine – ebenso wie die des Hilfstriebwerkes - in das System integriert.



## 2.2.2 OBOWAGS®

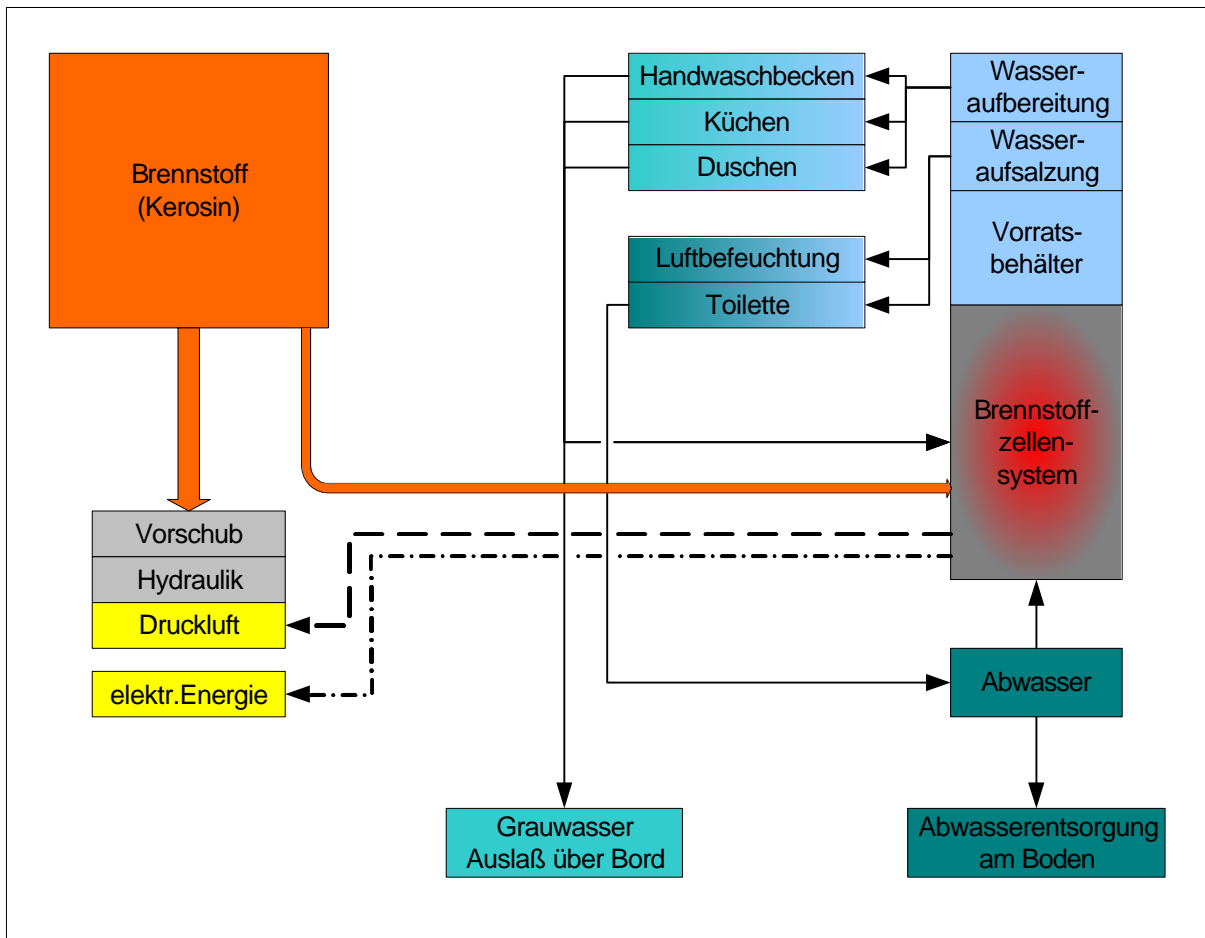


Bild 2.3 Aufbau des OBOWAGS®

Im **Bild 2.3** ist der Aufbau des OBOWAGS® dargestellt. Zusätzliche Optionen in zukünftigen Flugzeugen sind die Luftbefeuchtung von ausgewählten Bereichen und die Möglichkeit des Duschens an Bord. Unverändert bleibt der Wasserbedarf durch die Handwaschbecken, Küchen und Toiletten. Das von der Brennstoffzelle abgegebene chemisch reine Wasser wird in einem Vorratsbehälter gesammelt. Dieser hat die Aufgabe, Spitzenverbräuche an Wasser auszugleichen. Die Wasseraufsalzung dient der Herstellung von Trinkwasser. Chemisch reines Wasser ist aufgrund des mangelnden Salzgehaltes als Trinkwasser für den Menschen nicht geeignet, da es zur Entsalzung des Körpers führen würde. Zur Gewährleistung der Funktion der Brennstoffzelle muss wieder Wasser zugeführt werden. Ein Teil davon wird durch Dehydrierung des Abwassers gewonnen. Der Rest wird dem Grauwasser entnommen. Das überschüssige Grauwasser wird über ein Drainagesystem über Bord gegeben. Das restliche Abwasser verbleibt im Tank bis zur Entleerung am Boden.

Das Brennstoffzellensystem deckt den gesamten Bedarf an elektrischer Energie und zusätzlich einen Teil des Druckluftbedarfs. Ausgehend davon, dass das Brennstoffzellensystem die komplette Versorgung mit elektrischer Energie übernehmen wird, muss es aus Sicherheitsgründen

mehrfach ausgelegt werden, um bei Ausfall einer Brennstoffzelleneinheit die Energie- und Wasserversorgung an Bord eines Flugzeuges sicherzustellen.

Durch die Rolle des Brennstoffzellensystems als alleiniger Versorger mit elektrischer Energie, entfallen die Triebwerksgeneratoren, die im konventionellen System die elektrische Energie zur Verfügung stellen. Dadurch wird vom Triebwerk keine zusätzliche Wellenleistung für diese Generatoren mehr benötigt und der Kraftstoffverbrauch wird verringert. Im Unterschied zum herkömmlichen System ist die direkte Umwandlung der chemischen Energie des Brennstoffes durch die Brennstoffzelle in elektrische Energie effektiver und sichert dem System höhere Wirkungsgrade. Durch die Mehrfachauslegung (Redundanz) des Brennstoffzellensystems und der damit verbundenen hohen Sicherheit werden auch die herkömmlichen Notstromaggregate (APU, RAT) überflüssig.

Die vom Brennstoffzellensystem abgegebene Druckluft wird der Klimaanlage zur Verfügung gestellt. Dies bringt den Vorteil, dass weniger Zapfluft vom Triebwerk abgenommen werden muss und somit der Kraftstoffverbrauch verringert wird.

## 3 Grundlagen der Brennstoffzellen

### 3.1 Begriff

Der Begriff der *Brennstoffzelle* wird in **Oertel 2001** (S. 33) wie folgt definiert:

*Brennstoffzellen sind hocheffiziente elektrochemische Wandler, in denen die chemische Energie eines Energieträgers direkt in Strom und Wärme umgewandelt wird.*

Die Vorteile der Brennstoffzellentechnologie gegenüber der herkömmlichen Stromerzeugung liegen vor allem in der unmittelbaren und damit verlustarmen Umwandlung der chemischen in elektrische Energie, der sog. „kalten Verbrennung“. Dadurch können theoretisch elektrische Wirkungsgrade von bis zu 70 % erreicht werden. Mit dem derzeitigen Entwicklungsstand werden derartige Werte praktisch noch nicht erreicht. (**Oertel 2001**, S.33)

### 3.2 Geschichte

Obwohl bereits im Jahre 1839 die erste Wasserstoff-Sauerstoff-Brennstoffzelle durch W.R. Grove vorgestellt wurde, war es trotz der früh erkannten potenziellen Vorteile über einen relativ langen Zeitraum nicht möglich, ein technisch ausgereiftes Verfahren zu entwickeln. Unzureichende Kenntnisse der elektrochemischen Vorgänge, Materialprobleme sowie vorübergehende Verdrängung durch andere Stromerzeugungstechnologien, wie Verbrennungsmotor, elektrodynamischer Generator, Gasturbine, etc. waren nur einige der Gründe.

Erst in den fünfziger Jahren des 20. Jahrhunderts gewann die Thematik der Wasserstoff-Sauerstoff-Brennstoffzelle wieder an Bedeutung, zunächst mit einer intensiven Forschung im Bereich der alkalischen Systeme, die vor allem in den Raumfahrtprogrammen ihren Einsatz fanden. In den sechziger Jahren wurde dann die Membran-Brennstoffzelle entwickelt. Sie erreichte jedoch noch keine ausreichende Zuverlässigkeit um technische Bedeutung zu erreichen.

Mitte der siebziger Jahre wurde vor allem eine Weiterentwicklung der phosphorsauren Systeme betrieben - da diese eine bessere Eignung für stationäre Anwendungen aufwiesen - sowie die Entwicklung von Reformern zum Einsatz von Kohlenwasserstoffen.

In den achtziger und neunziger Jahren lagen die Schwerpunkte der Forschungen im Bereich der Hochtemperatur-Brennstoffzellen, da hier höhere Wirkungsgrade erreicht werden und au-

ßerdem die Möglichkeit der Abwärmenutzung gegeben ist. Die Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle und die oxidkeramische Brennstoffzelle wurden in den folgenden Jahren entwickelt. Auch die Membran-Brennstoffzelle war aufgrund neu entwickelter Membrantypen sowie durch Impulse aus der Katalysatorforschung wieder interessant geworden.

### 3.3 Prinzipielle Funktionsweise

In Brennstoffzellen wird durch eine kontrollierte chemische Reaktion aus Wasserstoff und Sauerstoff elektrischer Strom und Wasser erzeugt. Entscheidend dabei ist, dass die Reaktionspartner durch einen Elektrolyten räumlich getrennt voneinander umgesetzt werden, um den erzeugten Strom und die freiwerdende Wärme nutzen zu können und eine normale Verbrennung oder eine Knallgasreaktion zu verhindern. (Oertel 2001, S. 35)

Prinzipiell bestehen alle Brennstoffzellen aus zwei Elektroden, die durch einen Elektrolyten getrennt werden. Durch eine kontrollierte Heranführung der Gase an die Elektroden kann die chemische Reaktion in zwei katalysierte Einzelreaktionen getrennt werden. An der Anode bilden sich aus Wasserstoff oder einem wasserstoffreichen Gas positiv geladene Wasserstoff-Ionen. An der Kathode bilden sich aus Sauerstoff oder einem sauerstoffreichen Gas negativ geladene Sauerstoff-Ionen. Die dabei zwischen den Elektroden entstehende elektrische Spannung kann praktisch genutzt werden, wenn die beiden Elektroden über einen Stromkreis miteinander verbunden werden. Nach Oertel 2001 (S. 36) errechnet sich für die Bruttoreaktion zu Wasser unter Standardbedingungen eine theoretische Zellspannung von 1,23 V, praktisch werden aufgrund von Verlusten Zellspannungen von 0,6 V bis 0,9 V erreicht (Ledjeff-Hey 2001, S. 14).

Brennstoffzellen erzeugen Gleichstrom. Da die Spannung absinkt, wenn der Zelle Elektrizität entnommen wird, hat sich ein Betrieb der Zelle bei einer Spannung um 0,7 V als guter Kompromiss zwischen steigender Strömstärke und sinkender Spannung erwiesen (Oertel 2001, S. 36). Für technische Brennstoffzellen werden – um höhere Spannungen und Leistungen erzielen zu können – mehrere Einzelzellen in Reihen- oder Parallelschaltungen (sog. „Stacks“) zusammen geschaltet. Gasleitschichten über der Oberfläche von bipolaren Platten, mit denen die einzelnen Brennstoffzellen verbunden sind, versorgen die Zellen mit Brennstoff und führen das entstehende Wasser ab.

Brennstoffzellen sind elektrochemische Energiewandler, bei denen die chemische Energie nicht in der Zelle gespeichert wird, was eine begrenzte Kapazität zur Folge hätte, sondern von außen zugeführt wird. Daher kann eine Brennstoffzelle bei kontinuierlicher Zufuhr der Reaktionskomponenten fortlaufend elektrische Energie erzeugen. (Rohrbach 1997)

### 3.4 Brennstoffzellentypen

Theoretisch wäre eine Vielzahl von Brennstoffzellen-Typen auf der Grundlage verschiedenster elektrochemischer Reaktionen sowie deren Randbedingungen, wie Arten der eingesetzten Brennstoffe, verwendete Elektrolyte, Betriebstemperatur, Betriebsdruck, etc. möglich. Aus kommerzieller Sicht wurden jedoch nur fünf verschiedene Brennstoffzellen weiterentwickelt.

Nach **Ledjeff-Hey 2001** (S. 18) ist das Material des Elektrolyten und der dadurch definierte Bereich der Betriebstemperatur als Auswahlkriterium für den Einsatz einer Brennstoffzelle entscheidend. Daher hat sich eine Bezeichnung der Brennstoffzellen-Typen nach der Art des eingesetzten Elektrolyten international durchgesetzt und wird in der nachfolgenden **Tabelle 3.1** veranschaulicht.

Tabelle 3.1 Gängige Brennstoffzellen und ihre Bezeichnung (nach **Oertel 2001**)

Deutsche Bezeichnung	Englische Bezeichnung	Abkürzung
Alkalische Brennstoffzelle	<b>Alkaline Fuel Cell</b>	AFC
(Polymerelektrolyt)-Membran-Brennstoffzelle	<b>Proton Exchange Membrane Fuel Cell</b>	PEMFC
Phosphorsaure Brennstoffzelle	<b>Phosphoric Acid Fuel Cell</b>	PAFC
Schmelzcarbonat Brennstoffzelle	<b>Molten Carbonate Fuel Cell</b>	MCFC
Oxidkeramische Brennstoffzelle	<b>Solid Oxide Fuel Cell</b>	SOFC

Nachfolgend werden die oben angeführten Brennstoffzellen-Typen hinsichtlich des verwendeten Elektrolyten, der Betriebstemperatur, der nutzbaren Brennstoffe, der erreichten Wirkungsgrade sowie der potenziellen Anwendungsbereiche kurz vorgestellt.

Eine Unterscheidung der Brennstoffzellen-Typen nach verwendetem Elektrolyt und damit bestimmter Betriebstemperatur wird in der **Tabelle 3.2** getroffen.

Tabelle 3.2 Einteilung der Brennstoffzellen nach Elektrolyt und Temperatur (nach **Oertel 2001**)

	Brennstoff-Zellen-Typ	Elektrolyt	Temperatur °C
Niedrigtemperatur-BZ	PEMFC	Polymere Membran	50-120
	AFC	Kalilauge	60-120
Mitteltemperatur-BZ	PAFC	Phosphorsäure	160-220
Hochtemperatur-BZ	MCFC	Karbonatschmelze	620-660
	SOFC	Oxidkeramischer Elektrolyt	650-1.000

### 3.4.1 Niedrigtemperatur-Brennstoffzellen

Zu den Niedrigtemperatur-Brennstoffzellen gehören die (Polymerelektrolyt)-Membran-Brennstoffzelle (PEMFC) und die Alkalische Brennstoffzelle (AFC). Da sie bei Betriebstemperaturen unter 100 °C arbeiten, sind nach **Oertel 2001** (S. 40) Katalysatoren notwendig, um eine ausreichende Reaktionsgeschwindigkeit sicherzustellen. Außerdem verlangen diese Brennstoffzellen eine hohe Brenngasreinheit. Bereits geringe Anteile an Kohlenmonoxid sowie an Kohlendioxid (nur bei AFC) führen zu einer Katalysatorvergiftung.

#### **Alkalische Brennstoffzelle (AFC)**

Die AFC ist aufgrund der vielseitigen Nutzung im Raumfahrt- und Militärbereich der technisch am weitesten entwickelte Brennstoffzellen-Typ. Als Elektrolyt wird wässrige Kalilauge genutzt, die den Einsatz hochreiner Brennstoffe verlangt, da bereits geringe Spuren von Kohlendioxid (> 10 ppm) bzw. Kohlenmonoxid (> 1 ppm) zur Karbonatbildung im Elektrolyten führen und einen ununterbrochenen Betrieb über längere Zeiträume verhindern (**Oertel 2001**, S. 40). Als Katalysatoren werden vorrangig die Edelmetalle Platin, Palladium, Ruthenium und ihre Legierungen sowie Nickel verwendet. Die realisierten Leistungen der AFC liegen im Bereich zwischen 1-120 kW. Aufgrund einer hohen Kostenintensität sowie der Unverträglichkeit von Luft infolge des hohen Kohlendioxidgehaltes ist die weitere kommerzielle Nutzung der AFC in Frage gestellt. (**Oertel 2001**, S. 40)

#### **(Polymerelektrolyt)-Membran-Brennstoffzelle (PEMFC oder PEFC)**

Die PEMFC hat die technologische Reife der AFC mittlerweile erreicht. Als Elektrolyt wird eine dünne gasdichte, protonenleitende Kunststoffmembran eingesetzt, die die mögliche Betriebstemperatur auf max. 100 °C begrenzt. Bei der PEMFC ist die Verwendung von Luft möglich, jedoch wird eine hohe Wasserstoff-Reinheit verlangt, da Kohlenmonoxid in Mengen von > 10 ppm als Katalysatorgift wirkt (**Oertel 2001**, S. 41). Für die Reformierung der Brennstoffe ist daher ein hoher technischer Aufwand nötig. Als Katalysatoren werden vor allem das Edelmetall Platin sowie Platin-Ruthenium-Legierungen verwendet. Der Wirkungsgrad der PEMFC ist vergleichbar mit dem der AFC, jedoch erreicht die PEMFC höhere Stromdichten (**Oertel 2001**, S. 42). Die realisierten Leistungen liegen im Bereich bis 250 kW. Mögliche Einsatzgebiete finden sich im Bereich mobiler Anwendungen sowie für die dezentrale Energieversorgung (z.B. Hausenergie). Eine Weiterentwicklung im Bereich der PEMFC ist die Direktmethanol-Brennstoffzelle (DMFC). Als Brennstoff wird flüssiges Methanol oder Methanoldampf an der Anode beaufschlagt, auf der Kathodenseite kann Luft verwendet werden. (**Ledjeff-Hey 2001**, S. 21) Die DMFC befindet sich noch im Stadium der Grundlagenforschung, stellt aber vor allem für den Bereich der mobilen Antriebe (z.B. Fahrzeuge) eine Alternative dar.

### 3.4.2 Mitteltemperatur-Brennstoffzellen

In den Bereich der Mitteltemperatur-Brennstoffzellen gehört die Phosphorsaure Brennstoffzelle (PAFC), die bei einer Betriebstemperatur von ca. 200 °C arbeitet (**Oertel 2001**, S. 44).

#### Phosphorsaure Brennstoffzelle (PAFC)

Als Elektrolyt dient konzentrierte gelförmige Phosphorsäure. Da diese Säure nicht mit Kohlendioxid reagiert sowie aufgrund der größeren Toleranz gegenüber Kohlenmonoxid infolge der höheren Betriebstemperatur ist ein Einsatz von Kohlenwasserstoffen zur Stromerzeugung möglich (**Oertel 2001**, S. 44). Als Brennstoff wird meist Wasserstoff aus reformiertem Erdgas und als Oxidationsmittel Luftsauerstoff verwendet. Aufgrund der starken Säure müssen Edelmetallkatalysatoren wie Platin oder Gold verwendet werden. Der Wirkungsgrad ist im Vergleich mit den Hochtemperatur-Brennstoffzellen eher niedrig (**Bild 3.2**). Ein druckaufgeladener Betrieb zur Verbesserung des Wirkungsgrades ist möglich. PAFC-Anlagen werden mit Leistungsspektren im kW-Bereich bis zu 200 kW sowie im MW-Bereich bis zu 11 MW bereits kommerziell vertrieben. Aus technischer und kommerzieller Sicht ist die PAFC für stationäre Anwendungen der am weitesten entwickelte Brennstoffzellen-Typ, dennoch muss an ihrer Wirtschaftlichkeit weiter gearbeitet werden.

### 3.4.3 Hochtemperatur-Brennstoffzellen

Zu den Hochtemperatur-Brennstoffzellen gehören die Schmelzkarbonat Brennstoffzelle (MCFC) sowie die Oxidkeramische Brennstoffzelle (SOFC). Aufgrund der deutlich höheren Betriebstemperaturen zwischen 650 °C (MCFC) und 1000 °C (SOFC) ist die Brennstoffbandbreite gegenüber den anderen Brennstoffzellen-Typen deutlich erweitert (**Oertel 2001**, S. 45).

#### Schmelzkarbonat Brennstoffzelle (MCFC)

Als Elektrolyt werden geschmolzene Karbonate verwendet, meist Alkalikarbonate, die in einer hochporösen, keramischen Matrix fixiert sind. Die MCFC ist sehr gut zur Verstromung kohlenwasserstoffhaltiger Brenngase geeignet (**Ledjeff-Hey 2001**, S.22). Da die Wanderung der Karbonat-Ionen im Elektrolyten von der Kathode zur Anode den Sauerstofftransport bewirkt, ist die Zufuhr eines Luft-Kohlendioxid-Gemischs an der Kathode erforderlich, um eine ausreichende Anzahl an Karbonat-Ionen sicher zu stellen (**Oertel 2001**, S. 46). Dies wird durch eine Zufuhr des Anodenabgases zum Luftstrom gewährleistet. Ein Vorteil der Hochtemperatur-Brennstoffzellen besteht darin, dass die Abwärme des Brennstoffzellen-Stacks genutzt werden kann, um kohlenstoffhaltige Brenngase zu Wasserstoff und Kohlendioxid zu reformieren, zur sog. „internen Reformierung“. Infolge der hohen Betriebstemperaturen werden keine Edelmetallkatalysatoren benötigt, stattdessen kommen Elektroden aus Nickel oder Ni-

ckeloxid zum Einsatz. Aufgrund der höheren Betriebstemperatur kann die MCFC im Vergleich zu den vorgenannten Brennstoffzellen-Typen einen relativ hohen Wirkungsgrad erreichen (**Bild 3.2**). Die realisierten Leistungen liegen im kW- und im MW-Bereich bis 2 MW. Infolge der hohen Korrosivität der verwendeten Karbonatschmelzen, liegt das Hauptproblem der MCFC in der Materialauswahl und der damit verbundenen Lebensdauer (**Ledjeff-Hey 2001**, S. 23). Der Aufheizvorgang der MCFC dauert mehrere Stunden und ihre Zyklenbeständigkeit ist gering (ein Zyklus definiert sich durch Aufheizen – Betrieb – Abkühlen) (**Oertel 2001**, S. 47). Die MCFC ist daher möglichst durchgehend auf Betriebstemperatur zu halten. Mögliche Anwendungsgebiete liegen im stationären Bereich, wie z.B. Erd- oder Kohlegasbetriebene Heizkraftwerke.

### **Oxidkeramische Brennstoffzelle (SOFC)**

Die SOFC ist der derzeit am wenigsten weit entwickelte Brennstoffzellen-Typ. Als Elektrolyt wird in der SOFC ein gasdichter, keramischer Festelektrolyt, z.B. Yttrium-stabilisiertes Zirkondioxid verwendet (**Oertel 2001**, S. 47). Yttrium ist ein Leichtmetall, dessen Schmelzpunkt bei 1522 °C liegt. Es wird als Legierungsbestandteil von Heizleitern und Chrom-Nickel-Stählen genutzt. Ein Einsatz erfolgt z.B. in Zündkerzen. Um eine ausreichend hohe Leitfähigkeit des Elektrolyten zu gewährleisten, sind Betriebstemperaturen bis zu 1.000 °C notwendig. Unterschieden wird zwischen einem Röhrenkonzept und einem Flachzellenkonzept (planares Konzept) (**Ledjeff-Hey 2001**, S. 24). Die SOFC besitzt ebenso wie die MCFC den Vorteil der Möglichkeit zur internen Reformierung. Das heißt, verschiedene kohlenwasserstoffhaltige Brenngase, wie Erd-, Kohle- oder Biogas können direkt verarbeitet werden. Aufgrund der hohen Betriebstemperaturen ist ebenso eine unmittelbare Umsetzung von kohlenmonoxidhaltigen Gasgemischen aus der internen Reformierung möglich. Die Nachteile der SOFC sind in der hohen Betriebstemperatur begründet. Es treten Material- und Korrosionsprobleme auf; große Elektrodenflächen sind kaum realisierbar; der Aufheizvorgang dauert mehrere Stunden und die Zyklenbeständigkeit ist nicht gut (**Oertel 2001**, S. 48). Um diese Probleme zu verringern, wird daran gearbeitet, die Betriebstemperaturen zu reduzieren, ohne die Leitfähigkeit des Elektrolyten zu beeinträchtigen. Prinzipiell hat die SOFC ein hohes Wirkungsgradpotential (**Bild 3.2**), vor allem wenn sie mit Gas- oder Dampfturbinen kombiniert wird. Um den Wirkungsgrad weiter zu erhöhen, ist eine Druckbeaufschlagung möglich.



## SOFC mit Druckbeaufschlagung

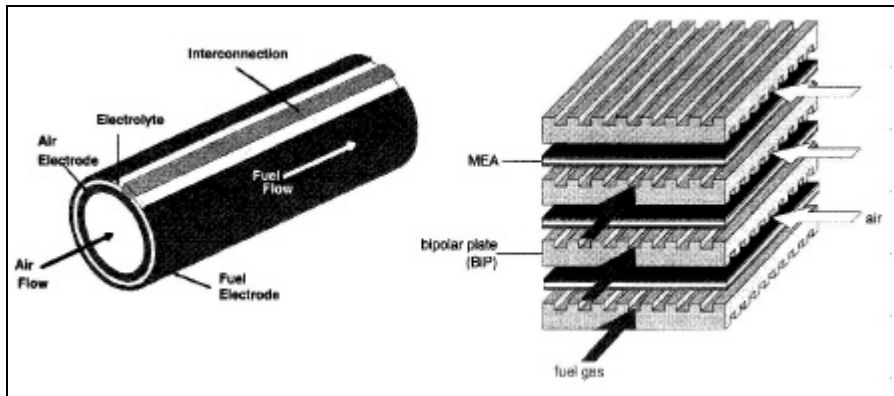


Bild 3.1 Darstellung des Röhren- und Flachzellenkonzepts (SOFC)  
(ASUE 2001, S. 131)

Wie in **Bild 3.1** dargestellt, wird bei der SOFC zwischen einem Röhrenkonzept und einem planaren Konzept unterschieden. Das planare Konzept, welches sich an den Aufbau der anderen Brennstoffzellen-Typen in Form von Stacks anlehnt, weist gravierende Nachteile in der Schwierigkeit der gasdichten und elektrisch isolierenden Abdichtung auf. Das Röhrenkonzept konnte dahingehend weiterentwickelt werden, dass sowohl das offene Röhrenende als auch die Luftzufuhrrohre sich den Gasräumen gegenüber abdichten. Dieser spezielle Verschluss und die gesamte Luftführung sind ein besonderes Konstruktionsmerkmal und ermöglichen eine SOFC-Aggregatbauweise, bei der keine integrierte oder hochfeste Abdichtung zwischen Brennstoff und Luft erforderlich ist (ASUE 2001, S. 134). Solche Generatoren können mit Reaktanten von Normaldruck oder höherem Druck betrieben werden. Bei erhöhtem Druck sind höhere Leistungsdichten der Zelle erreichbar. Bei den bei Drücken von 4 bar betriebenen Systemen können die heißen SOFC-Abgase eine Mikroturbine antreiben und damit höhere Gesamtwirkungsgrade erreichen.

Im **Bild 3.2** werden die elektrischen Wirkungsgrade der verschiedenen Brennstoffzellen und Brennstoffzellensysteme vergleichend dargestellt.

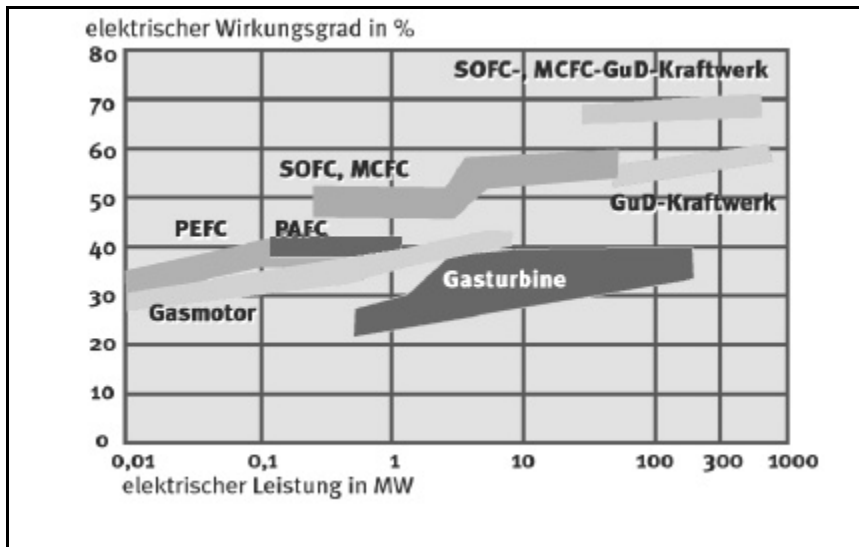


Bild 3.2 Wirkungsgrad verschiedener Stromerzeugungstechniken (Oertel 2001, S. 235)

## 3.5 Aufbereitung von Brennstoffen für Brennstoffzellen

### 3.5.1 Auswahl der Brennstoffe

Da Wasserstoff als der eigentliche Brennstoff für die elektrochemische Umsetzung in Brennstoffzellen angesehen werden kann, kommen grundsätzlich alle wasserstoffhaltigen Energieträger als Brennstoff in Frage. Dennoch wird die Auswahl des Brennstoffes für ein Brennstoffzellensystem von zahlreichen Kriterien beeinflusst, unter anderem von:

- dem Brennstoffzellentyp,
- der verlangten Brennstoffreinheit,
- der vorgesehenen Anwendung (stationär, mobil),
- der Speicherbarkeit,
- der Sicherheit,
- der Wirtschaftlichkeit,
- der Energieeffizienz und
- den Umweltwirkungen.

Nach Oertel 2001 lassen sich prinzipiell folgende Zusammenhänge definieren:

- Mit steigender Betriebstemperatur erweitert sich die einsetzbare Brennstoffbandbreite, denn Niedertemperatur-Brennstoffzellen stellen höhere Anforderungen an die Brennstoffreinheit als Hochtemperaturbrennstoffzellen.

- Beim Einsatz von reinem Wasserstoff und reinem Sauerstoff können die höchsten Wirkungsgrade erzielt werden.
- Aus ökonomischer Sicht ist chemisch gebundener Wasserstoff in Form von Erd-, Bio-, Kohlegas oder Methanol einfacher verfügbar und preiswerter als reiner Wasserstoff. Eine Reformierung der Primärenergieträger ist mit einem entsprechenden energetischen und verfahrenstechnischen Aufwand sowie mit Schadstoffemissionen verbunden.
- Aus Sicherheitsgründen kommen derzeit für mobile Anwendungen vor allem Niedertemperaturbrennstoffzellen in Frage.
- Die Speicherbarkeit des Energieträgers ist vor allem bei mobilen Anwendungen entscheidend.

### 3.5.2 Reformierung

Chemisch gebundener Wasserstoff ist durch Reformierungsreaktionen in molekularem Wasserstoff überführbar. Da neben molekularem Wasserstoff auch erhebliche Mengen an Kohlenmonoxid entstehen, wird bei einer Verwendung des Produktgases in Niedertemperaturbrennstoffzellen nach dem Reformierungsprozess eine Kohlenmonoxid-Konvertierung (Shiftreaktion) durchgeführt. Dabei wird in einem Shiftreaktor Kohlenmonoxid mit Wasser in Wasserstoff und Kohlendioxid umgewandelt.

Die Reformierung kann brennstoffzellenintern oder –extern erfolgen. Nach (Oertel 2001, S. 54) werden folgende Reformierungsarten unterschieden:

- Dampfreformierung
- partielle Oxidation
- autotherme Reformierung.

#### Dampfreformierung

Laut (Oertel 2001, S. 54) ist die Dampfreformierung das am weitesten verbreitete Verfahren zur großtechnischen Herstellung von Wasserstoff aus Erdgas. Die Reaktion ist eine endotherme Reaktion, bei der durch Zufuhr von Wasserdampf und Einsatz von Katalysatoren ein wasserstoffreiches Synthesegas entsteht. Energie muss zugeführt werden, um die Reaktion aufrecht zu erhalten. Die Vorteile liegen:

- im hohen Wirkungsgrad (praktisch bereits realisiert: 70-85 %),
- in der relativ niedrigen Betriebstemperatur (zwischen 700 und 800 °C) und
- in der besseren Steuerbarkeit aufgrund der endothermen Prozessführung (Vermeidung von Rußbildung und Durchbrennen des Katalysators)

Die Nachteile sind in einem ungünstigen Kaltstartverhalten begründet. Durch konstruktive Maßnahmen - wie gute thermische Isolierung des Reformiergehäuses - sowie durch verfahrenstechnische Maßnahmen - wie ein möglichst kontinuierlicher Anlagenbetrieb - kann dieses jedoch ausgeglichen werden.

### Partielle Oxidation

Bei diesem Verfahren werden in einer exothermen Reaktion Kohlenwasserstoffe unter Sauerstoffmangel bei Temperaturen von über 1.300 °C sowie Drücken bis zu 90 bar ohne Mitwirkung eines Katalysators in Wasserstoff und Kohlenmonoxid umgesetzt (**Oertel 2001**, S. 54). Die Vorteile liegen in kürzeren Start- und Lastwechselzeiten. Nachteilig sind hier die geringere Wasserstoffausbeute und der damit niedrigere Gesamtwirkungsgrad sowie die erschwerte Steuerung der Prozessrandbedingungen (Gefahr der Verkokung).

### Autotherme Reformierung

Dieses Verfahren stellt eine Kombination aus Dampfreformierung und partieller Oxidation dar, bei der in einer katalytischen exothermen Reaktion bei Betriebstemperaturen von 850 °C bis 1.000 °C und Drücken unter 50 bar das entsprechende Produktgas gewonnen wird (**Oertel 2001**, S. 55). Der Vorteil liegt in einem günstigen Start- und Lastwechselverhalten. Der Wasserstoffgehalt und damit der Wirkungsgrad ist hier höher als bei der partiellen Oxidation, aber niedriger als bei der Dampfreformierung.

Zusammenfassend sind im **Bild 3.3** die vorgestellten Brennstoffzellen, die möglichen Brennstoffe und deren Aufbereitung für die verschiedenen Brennstoffzellen dargestellt.

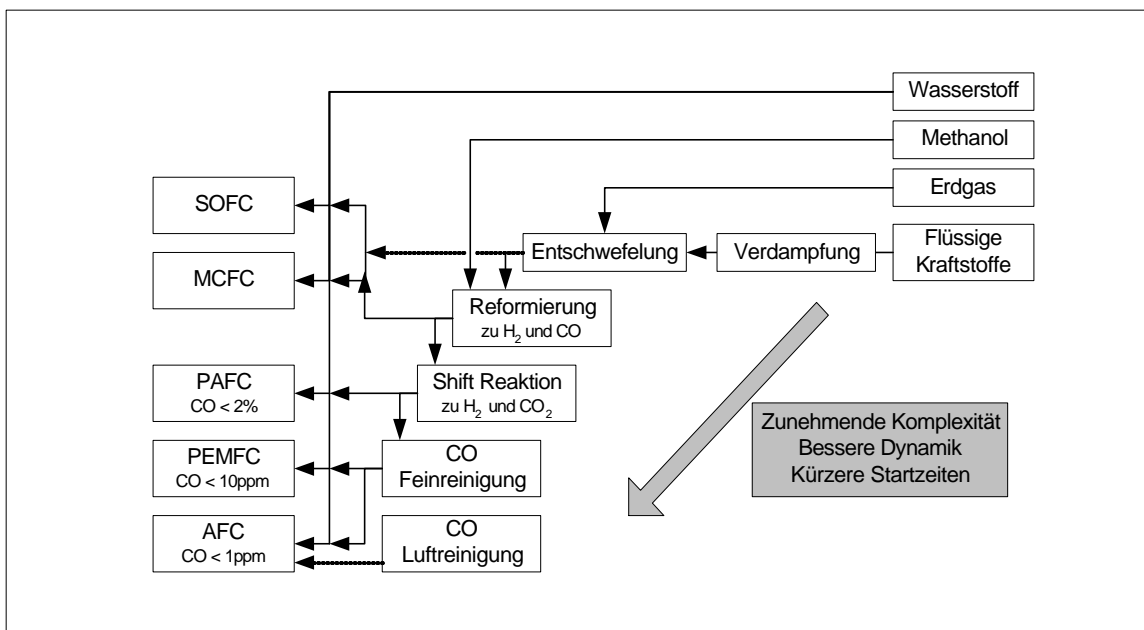


Bild 3.3 Darstellung der Brennstoffzellen, Brennstoffe und Aufbereitungsmethoden (nach **ASUE 2001**, S. 38)

## 4 Prinzipielle Darstellung von SOFC-Systemen

### 4.1 Auswahl der Brennstoffzelle

Für das hier bearbeitete Modell des OBOWAGS<sup>®</sup> wurde ein System auf Basis einer druckaufgeladenen Festoxidkeramischen Brennstoffzelle (SOFC) gewählt. Folgende Kriterien haben diese Entscheidung beeinflusst:

- hoher elektrischer Wirkungsgrad (der durch Druckbeaufschlagung erhöht werden kann),
- interne Reformierung des Brennstoffes aufgrund der hohen Betriebstemperatur,
- Einsatz von Kerosin als Brennstoff aufgrund der Kohlenmonoxidverträglichkeit sowie
- Rückgewinnung der Druckenergie des Abgases in einer Mikroturbine, die gleichzeitig den Antriebsbedarf des Luftverdichters aufbringt und den Leistungsüberschuss zur zusätzlichen Druckluftherzeugung nutzt.

Dieses Brennstoffzellensystem wird daher im folgenden Abschnitt ausführlich vorgestellt und erläutert.

### 4.2 Allgemeine Funktionsweise eines SOFC-Systems

Nachfolgend werden im **Bild 4.1** der grundlegende Aufbau und die prinzipielle Funktionsweise eines druckaufgeladenen Festoxidkeramischen Brennstoffzellensystems für den Brennstoff Erdgas verdeutlicht.

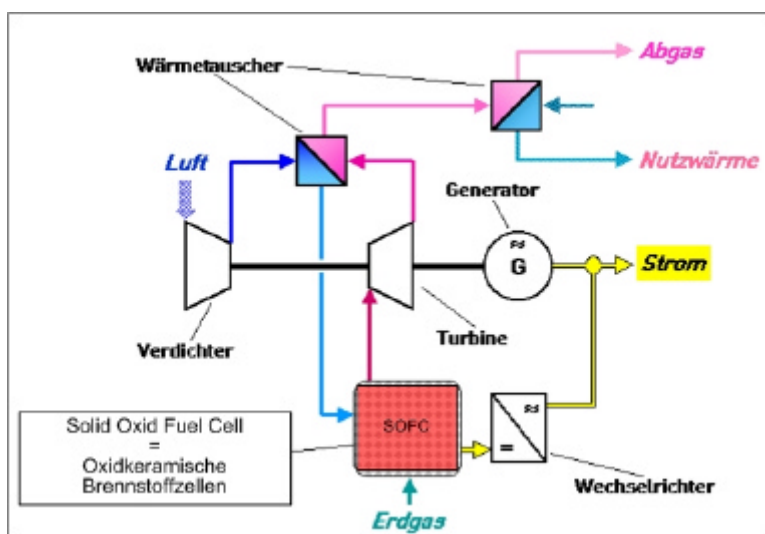


Bild 4.1 Druckaufgeladenes hybrides System – Technische Arbeitsweise mit Abwärmennutzung (Supcon 2002)

Das hier in seiner Funktion dargestellte Brennstoffzellenkraftwerk wird als druckaufgeladenes hybrides System bezeichnet.

- Hybrid, weil es aus zwei unterschiedlichen Stromerzeugern besteht: der Festoxid-Brennstoffzelle und einer nachgeschalteten Mikroturbine.
- Druckaufgeladen, weil der ganze Prozess auf einem erhöhten Druckniveau, nämlich bei etwa 3 bar abläuft.

Auf diese Art wird eine bessere Umsetzung der Gase in der Zelle erreicht und durch die damit verbundene Möglichkeit der Nutzung einer Mikroturbine eine höhere Leistung erzielt. Nach **Ledjeff-Hey 2001** kann durch den Druckbetrieb bei 3 bar eine ca. 20 % höhere Leistungsdichte erzielt werden. Die von der Brennstoffzelle benötigte Luft wird vom Verdichter angesaugt und komprimiert. Sie durchströmt einen ersten Wärmetauscher, wo sie durch die Abwärme des austretenden Abgases erwärmt wird. In diesem Zustand wird sie der Festoxid-Brennstoffzelle zugeführt. Durch Reaktion mit dem ebenfalls zugeführten, aufbereiteten Erdgas entsteht in der Zelle Gleichstrom, der über einen Wechselrichter umgeformt und ins Stromnetz eingespeist wird. Das aus der Brennstoffzelle austretende heiße Abgas wird in der Mikroturbine entspannt. Der Abgasstrom der Mikroturbine wird über den ersten Wärmetauscher geführt, in dem er die zugeführte Luft erwärmt. Von dort gelangt er in einen zweiten Wärmetauscher, wobei Nutzwärme für weitere Prozesse ausgekoppelt wird. Die Mikroturbine treibt zum einen den Verdichter an, der die Luft für den Prozess auf Betriebsdruck bringt. Zum anderen wird ein Generator zur Stromerzeugung angetrieben, der zusätzlich Strom ins Netz einspeist. Der Generator der Mikroturbine liefert etwa 25 %, die Brennstoffzelle 75 % der Leistung des Gesamtsystems. Der Vorteil dieses kombinierten Systems ist eine Steigerung des elektrischen Netto-Wirkungsgrades auf etwa 60 % und des Brennstoff-Ausnutzungsgrades auf über 80 %, wodurch wertvolle fossile Energien effektiver genutzt werden (Supcon 2002).

### 4.3 Komponenten der SOFC-Anlage

Die Peripheriekomponenten auf der Eingangsseite der Oxidkeramischen Brennstoffzellenanlage bilden die Grundlage eines höheren Wirkungsgrades durch eine Druckerhöhung. Eine Funktion der Brennstoffzellenanlage ist auch ohne diese Komponenten möglich. Für die Nutzung der abgegebenen Energien und der Einspeisung in bestehende Netze dienen die Peripheriekomponenten auf der Ausgangsseite. **Bild 4.2** zeigt die Peripherie einer SOFC-Anlage.

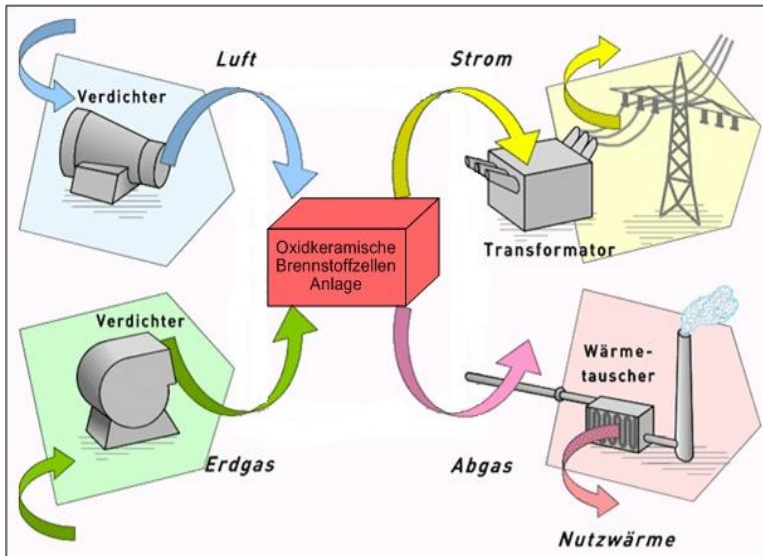


Bild 4.2 Peripherie einer SOFC-Anlage (Supcon 2002)

Die in **Bild 4.3** dargestellten Komponenten sind notwendiger Bestandteil eines Brennstoffzellensystems.

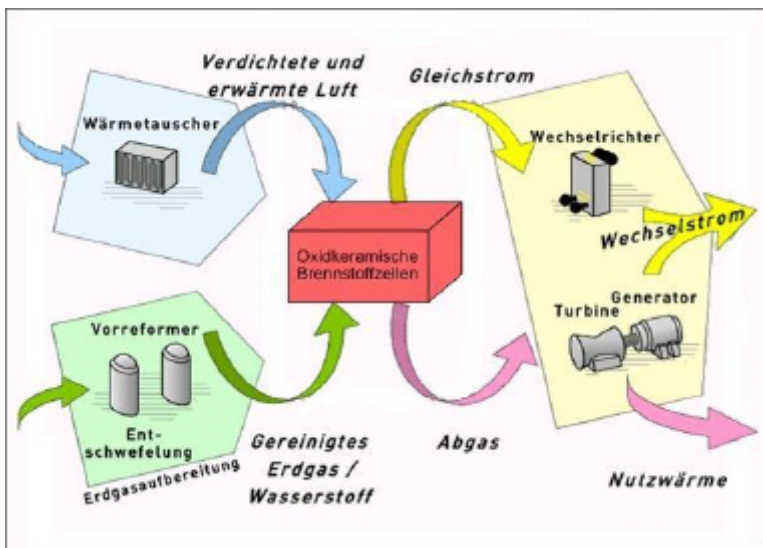


Bild 4.3 Komponenten eines Brennstoffzellensystems (Supcon 2002)

Für den Betrieb der Festoxid-Brennstoffzelle müssen die Eingangsstoffe vorbehandelt werden. Die Luft wird dazu in einem Wärmetauscher erwärmt und aus dem Erdgas wird in einer Entschwefelungs-Anlage der Schwefel entfernt, der die Funktionsfähigkeit der Katalysatoren beeinträchtigen würde. In einem Vorreformer werden unter Zufuhr von Wasserdampf und Wärme die höheren Kohlenwasserstoffe durch Hydrierung gespalten. Außerdem wird ein Teil des Erdgases bereits in Wasserstoff und Kohlenmonoxid - die Brenngase der Festoxid-Brennstoffzelle - umgewandelt. Durch diese Vorreformierung wird die Effizienz des gesamten Reformierungsprozesses erhöht, auch wenn die Festoxid-Brennstoffzelle Erdgas intern direkt reformieren könnte. Die Brennstoffzelle erzeugt Gleichstrom, der erst mit Hilfe eines

Wechselrichters in Wechselstrom umgeformt wird und so ins Netz eingespeist werden kann. Das Abgas, das in der Zelle unter Druck stand, wird in einer Mikroturbine entspannt. Diese Turbine ist mit einem Generator verbunden, der wie in einem herkömmlichen Kraftwerk Strom erzeugt (**Bild 4.3**).

Das folgende **Bild 4.4** zeigt die Brenngasaufbereitung für das SOFC-System inklusive der Entschwefelung und Vorreformierung.

Schwefel ist im Rohöl in sehr verschiedenen Formen enthalten, vom Schwefelwasserstoff bis hin zu sehr komplexen Molekülstrukturen. Besonders die aus Rohöl mit hohem Schwefelgehalt gewonnenen Produkte müssen entschwefelt werden. Dies geschieht in der Gaswäsche. Das Rohöl wird mit Wasserstoff vermischt und bei Temperaturen von etwa 350 °C (**Brunne 2002**) und erhöhtem Druck über einen Katalysator geleitet. Dabei verbindet sich der Wasserstoff mit dem Schwefel aus dem schwefelhaltigen Produkt. Der hierbei entstehende Schwefelwasserstoff wird einer sog. Claus-Anlage zugeführt, wo unter teilweiser Verbrennung eine Umsetzung in Elementarschwefel und Wasser erfolgt.

In der Strahlpumpe wird das entschwefelte Erdgas mit dem nicht in der Brennstoffzelle umgesetzten Brennstoff versetzt und dem Vorreformer zugeführt.

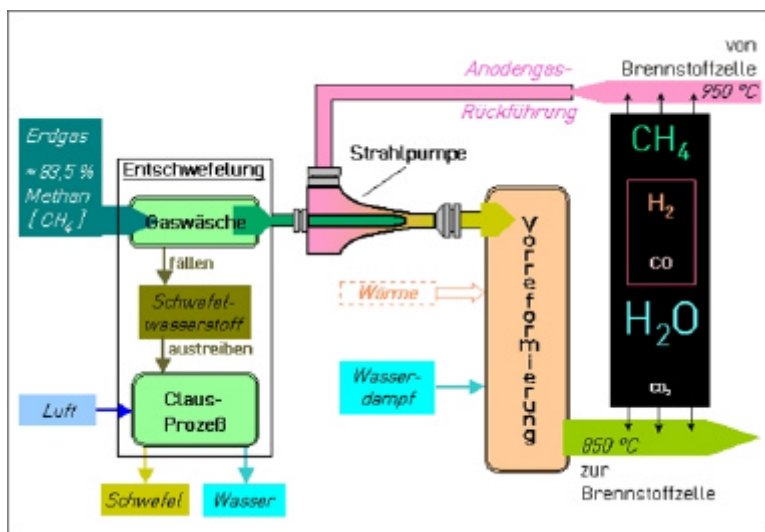


Bild 4.4 Gasaufbereitung für SOFC (Entschwefelung und Vorreformierung) (**Supcon 2002**)



## 4.4 Brennstoffzellenmodul

Kernstück des Brennstoffzellenkraftwerks ist das Festoxid-Brennstoffzellen-Modul (**Bild 4.5**).

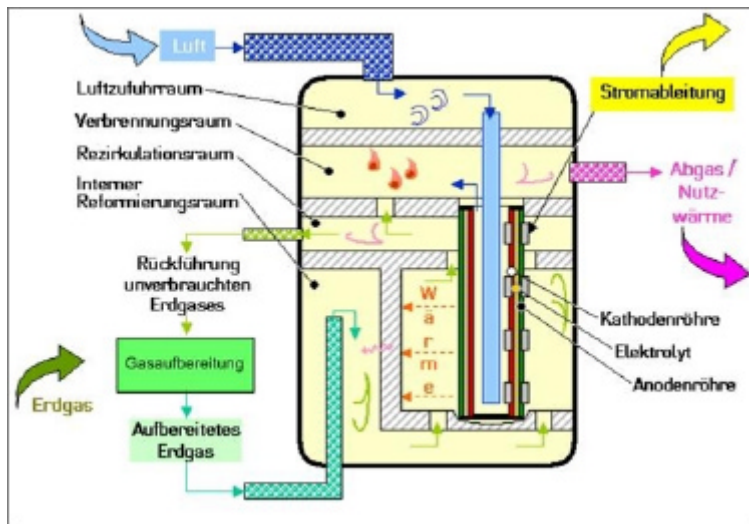


Bild 4.5 SOFC-Reaktor (Supcon 2002)

Eine spezifische Bauform besteht aus vielen einzelnen Röhren, die in einem Druckbehälter untergebracht sind. Im **Bild 4.5** ist schematisch eine Röhre eingezeichnet. Der Druckbehälter ist in verschiedene Räume unterteilt, in denen unterschiedliche Reaktionen ablaufen. In den Druckbehälter werden die Betriebsstoffe zugeführt. Erdgas strömt von der Gasaufbereitung in den internen Reformierungsraum und wird dort in ein wasserstoffreiches Gasgemisch umgewandelt. Dieses strömt außen an den Brennstoffzellenröhren vorbei und wird dort zur Stromerzeugung genutzt. Das nicht umgesetzte Erdgas wird zusammen mit dem bei der Reaktion entstehenden Wasserdampf in den Rezirkulationsraum geleitet. Gas und Dampf werden zur Vorreformierung zurückgeführt und so größtenteils wieder in den Prozess eingespeist. Ein Teil des Gases wird im Verbrennungsraum verbrannt und verlässt die Zelle als Abgas. Die Luft wird durch ein Luftzufuhrsystem in den Druckbehälter geleitet und strömt von dort in das Innere der Brennstoffzellenröhren. Ein Teil des in der Luft enthaltenen Sauerstoffs wird für die Reaktion verbraucht, der Rest strömt in den Verbrennungsraum und verbrennt dort mit dem verbliebenen Brenngas. Durch die elektrochemischen Reaktionen an den Brennstoffzellenröhren entstehen Strom und Wärme. Der Strom wird aus der Zelle abgeleitet. Die Wärme wird zum Teil für die interne Reformierung genutzt, zum Teil aber auch als Nutzwärme für andere Prozesse verwendet.

## 4.5 Interne Reformierung

Die für den Betrieb von Festoxid-Brennstoffzellen erforderlichen Brenngase Wasserstoff und Kohlenmonoxid können aus dem zugeführten Erdgas in diesen Brennstoffzellen erzeugt werden. Dieser als interne Reformierung bezeichnete Vorgang kann aufgrund der hohen Betriebstemperaturen mit dem vorhandenen Wasserdampf ohne zusätzliche externe Reformieranlagen innerhalb der Festoxid-Brennstoffzelle ablaufen. Bei diesem Reformierungsprozess reagiert Methan, das den Hauptbestandteil des Erdgases darstellt, bei Temperaturen oberhalb von 650 °C mit Wasserdampf zu Wasserstoff und Kohlenmonoxid. Auf diese Weise wird das Erdgas in die Bestandteile zerlegt, die für die Reaktion in der Brennstoffzelle erforderlich sind. Das **Bild 4.6** verdeutlicht die Zerlegung von Erdgas.

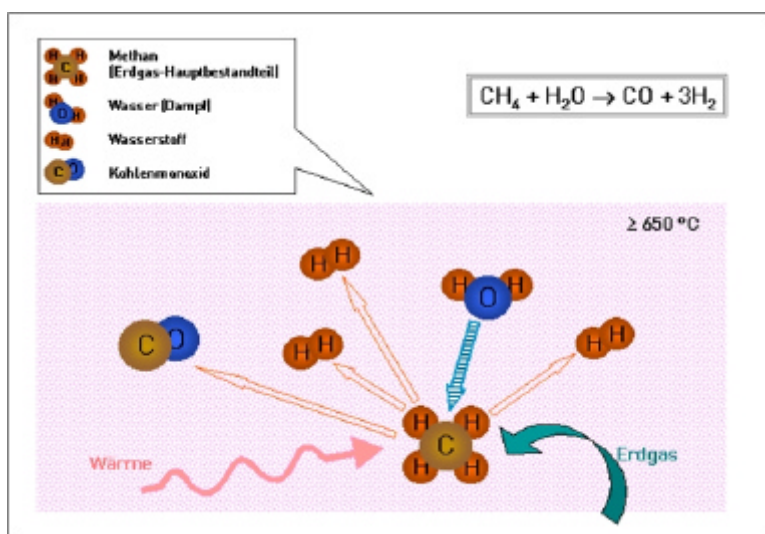


Bild 4.6 Interne Reformierung bei der SOFC (Supcon 2002)

## 4.6 Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC

Die eigentliche Brennstoffzelle besteht aus zwei Elektroden, der Kathode und der Anode, durch die die Betriebsstoffe Luftsauerstoff und Brenngas ständig zugeführt werden. Diese Elektroden sind durch einen Elektrolyten gasdicht voneinander getrennt. Die beiden Gase können nicht direkt miteinander reagieren. Im Fall der Festoxid-Brennstoffzelle besteht der Elektrolyt aus einer dünnen Keramikschiicht. An der Kathode wird Sauerstoff zugeführt. Jedes Sauerstoff-Atom nimmt an der Elektrode zwei Elektronen auf und wird so zu einem Sauerstoff-Ion. Die Keramikschiicht (Elektrolyt) ist für Sauerstoff-Ionen durchlässig, so dass diese durch sie hindurchwandern können. Der durch die Vorreformierung und die interne Reformierung gewonnene Wasserstoff umströmt die Anode und lagert sich an die durch den Elektrolyten hindurch getretenen Sauerstoff-Ionen an. Dabei geben diese ihre beiden Elektronen an die Anode ab. Bei dieser Reaktion, die bei etwa 950 °C abläuft, entsteht

Wasserdampf. Der durch Elektronenfreisetzung von der Anode zur Elektronenbindung an der Kathode entstehende Strom fließt über einen äußeren Stromkreis, wo er Arbeit verrichten kann. Diese Zusammenhänge werden im **Bild 4.7** verdeutlicht.

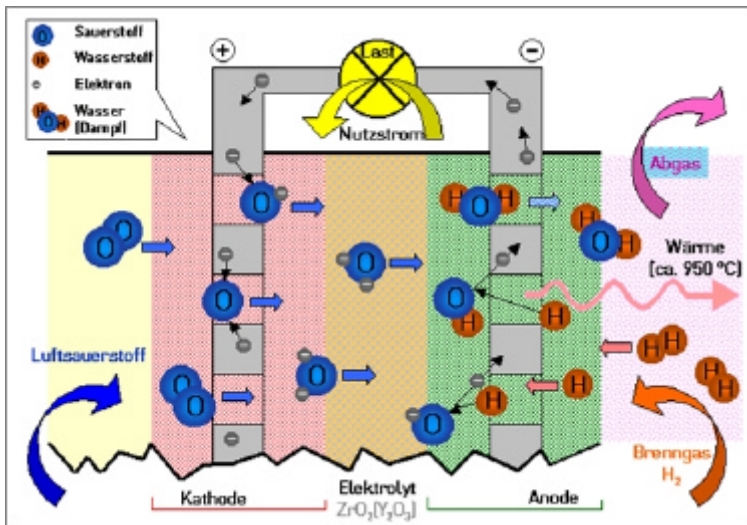


Bild 4.7 Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC (I)  
(Supcon 2002)

Eine Besonderheit der Festoxid-Brennstoffzelle ist, dass sie auch das bei der Reformierung entstehende Kohlenmonoxid verarbeiten kann. Bei dieser Reaktion umströmt das Kohlenmonoxid die Anode und verbindet sich mit den ankommenden Sauerstoff-Ionen zu Kohlendioxid (**Bild 4.8**), wobei wieder die Elektronen freigesetzt werden. Das Kohlendioxid verlässt die Zelle als Abgas. In der Realität laufen die beiden dargestellten Prozesse (**Bild 4.7, 4.8**) mit Wasserstoff bzw. Kohlenmonoxid gleichzeitig ab.

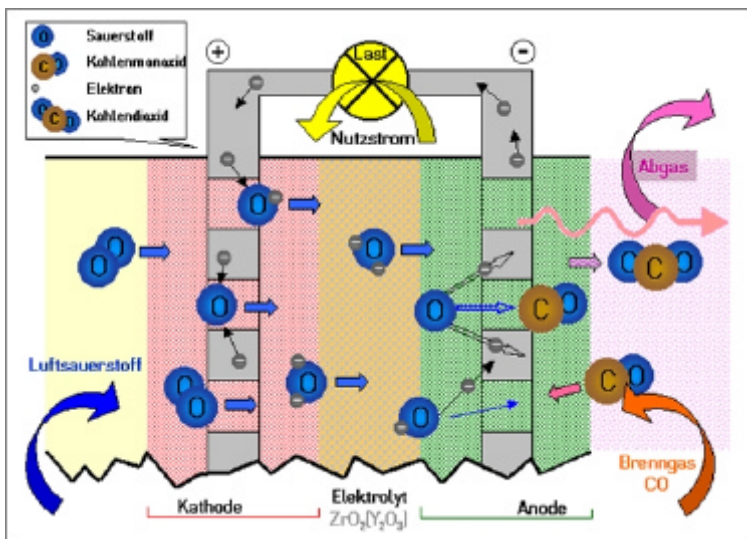


Bild 4.8 Elektrochemische Arbeitsweise der SOFC (II)  
(Supcon 2002)

## 5 Spezifisches SOFC-System im OBOWAGS<sup>®</sup>

### 5.1 Aufbau und Funktionsweise

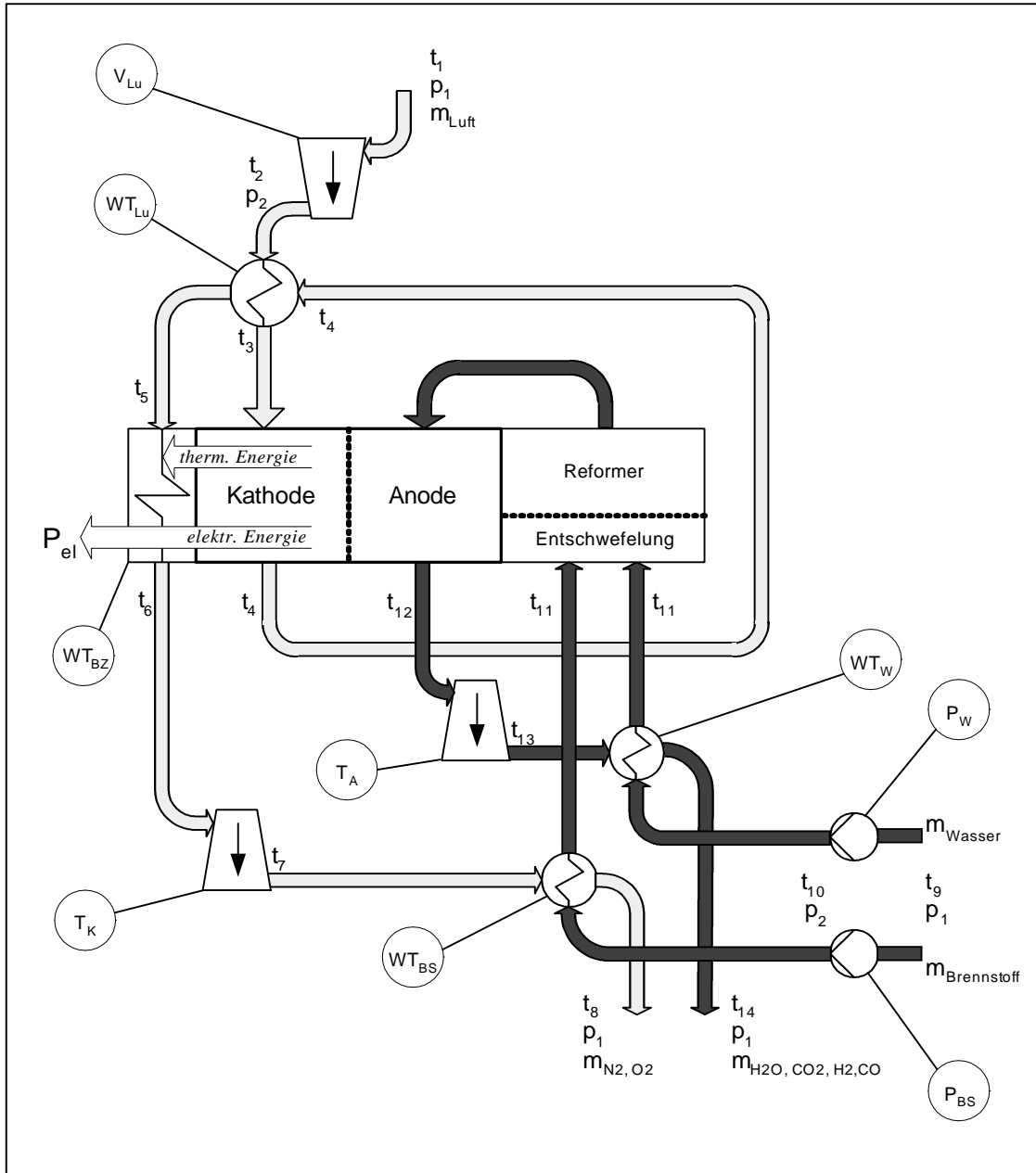


Bild 5.1 Aufbau des SOFC-Systems

Für diese Arbeit wurde als Brennstoffzellensystem ein SOFC-System gewählt, dass sowohl auf der Kathodenseite als auch auf der Anodenseite mit Druck beaufschlagt wird.

Das System besteht zunächst aus dem Modul der Brennstoffzelle, welche durch den Kathoden- und Anodenraum gekennzeichnet ist und eine Betriebstemperatur von 900 °C (Mittelwert des Temperaturbereiches von SOFC-Brennstoffzellen) aufweist. Eine Kühlung des Brenn-

stoffzellenmoduls muss durch die permanente Wärmeabgabe gewährleistet sein. Diese wird im Wärmetauscher  $WT_{BZ}$  an den Kathodenabgasstrom abgegeben.

Des Weiteren kann im System die Entschwefelung des Brennstoffes durchgeführt werden. Diese findet bei einer Temperatur von ca.  $350\text{ °C}$  statt. Der Prozess der Brennstoff-Entschwefelung ist im Aufbau des SOFC-Systems mit dargestellt, um den Verfahrensablauf der Brennstoffaufbereitung zu verdeutlichen. In nachfolgenden Berechnungen wird die Entschwefelung nicht berücksichtigt, da in dieser Modellrechnung von einer Kerosinstruktur ausgegangen wird, die keinen Schwefelanteil enthält. Aus Gründen

Als Reformer wurde eine Dampfreformierung ausgewählt, da hier eine höhere Wasserstoffausbeute und eine niedrigere Betriebstemperatur im Vergleich zur partiellen Oxidation vorliegt (**Oertel 2001**, S. 55). Die Reaktion findet bei nahezu  $700\text{ °C}$  statt (**Supcon 2002**). Die notwendige Energie wird im Normalbetrieb von der Brennstoffzelle direkt bereitgestellt.

Für den benötigten Sauerstoff auf der Kathodenseite wird Umgebungsluft zugeführt. Diese wird im Verdichter auf Betriebsdruck gebracht. Im nachgeschalteten Wärmetauscher  $WT_{LU}$  erfolgt eine Temperaturerhöhung der zugeführten Luft mit Hilfe des Kathodenabgasstroms. Die Notwendigkeit für diese Erwärmung der Luft ist in der Zellkeramik der SOFC begründet. Bei zu großen Differenzen zwischen der Temperatur der zugeführten Luft und der Betriebstemperatur der SOFC treten Wärmespannungen auf, welchen die Zellkeramik nicht mehr Stand halten kann (**Winkler 1998**, S. 55).

Der benötigte Brennstoff auf der Anodenseite wird mit der Pumpe  $P_{BS}$  auf Betriebsdruck angehoben. Im Wärmetauscher  $WT_{BS}$  erfolgt ein Verdampfen des zunächst noch flüssigen Brennstoffes. Dieser muss gasförmig für den nachfolgenden Prozess der Entschwefelung vorliegen. Die benötigte Energie wird dem Kathodenabgas entzogen. Das bei der Dampfreformierung zugeführte Wasser wird mit der Pumpe  $P_W$  ebenfalls auf den gewählten Betriebsdruck gebracht und im Wärmetauscher  $WT_W$  verdampft. Hierzu wird die Energie des Anodenabgases genutzt. Eine Untersuchung der Wärmebilanz ergab, dass keiner der beiden Abgasströme Brennstoff und Wasser gleichzeitig verdampfen kann.

Die Turbine im Kathodenabgasstrom  $T_K$  und die Turbine im Anodenabgasstrom  $T_A$  liefern die benötigte Leistung, um den Verdichter und die beiden Pumpen zu betreiben. Die Nettoleistung aus den Turbinen wird zur Erzeugung von Druckluft genutzt, welche in das Klimasystem eingespeist wird.

## 5.2 Stoff- und Energiebilanz des SOFC-Systems

Für eine Analyse der Bilanzen des Systems ist es notwendig, zunächst die Stoffbilanz des Systems aufzustellen. Mit den Ergebnissen der Stoffbilanz ist es möglich, eine Energiebilanz durchzuführen. Mit den Molaren Massen der an den Reaktionen im Reformier und in der Brennstoffzelle beteiligten Stoffe (**Tabelle 5.1**) kann eine Stoffbilanz des SOFC-Systems aufgestellt werden.

Tabelle 5.1 Chemische Stoffdaten (nach **Steinmüller 1992**, S.83)

Stoff	Chemische Formel	Molare Masse kg/kmol
Kerosin	[C <sub>12</sub> H <sub>24</sub> ]	168,319
Stickstoff	N <sub>2</sub>	28,0134
Wasserstoff	H <sub>2</sub>	2,0158
Sauerstoff	O <sub>2</sub>	31,9988
Kohlendioxid	CO <sub>2</sub>	44,0098
Kohlenmonoxid	CO	28,01
Wasser	H <sub>2</sub> O	18,0152

Die Stoffdaten von Kerosin basieren auf der Auswertung von **Inchcape 1994** und einer Vergleichsstudie von **Goodger 1994**. Zu beachten ist, dass C<sub>12</sub>H<sub>24</sub> ein Referenzstoff mit weitestgehend vergleichbaren Eigenschaften zum Stoffgemisch Kerosin ist.

### 5.2.1 Stoffbilanz des SOFC-Systems

Mit den Basisdaten der Molaren Masse werden die Reaktionsgleichungen der Einzelkomponenten aufgestellt.

#### Reformer

Die dem Dampfreformer zugeführten und von ihm abgegebenen Stoffe sind im **Bild 5.2** ersichtlich. Der Brennstoff und das Wasser werden dem Reformier in ihrer gasförmigen Phase zugeführt. In der Praxis wird der Dampfreformer mit einem Wasserüberschuss betrieben, um die Bildung von elementarem Kohlenstoff zu vermeiden (**Forschungsverbund 1999**). Dieser Überschuss an Wasser wird durch das Verhältnis von Wasserdampf zu Kohlenstoff

$\frac{S}{C} \left( \frac{\text{Steam}}{\text{Carbon}} \right)$  definiert.

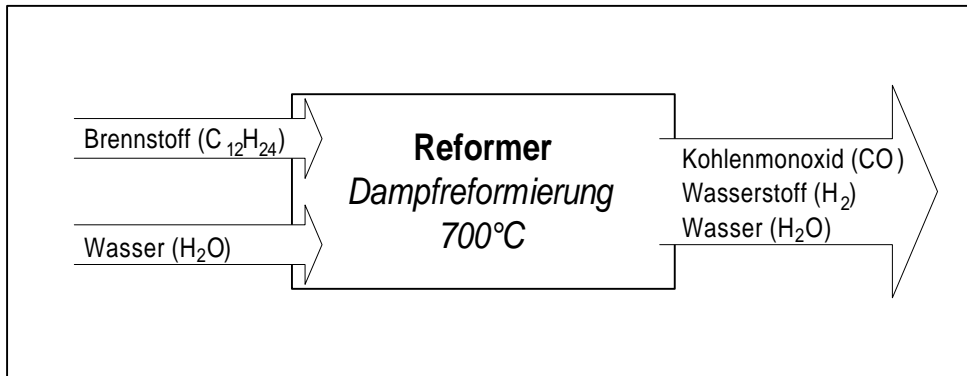
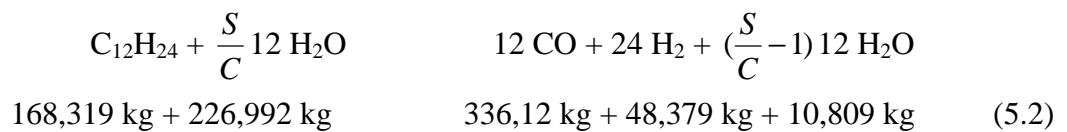


Bild 5.2 Dampfreformer - zugeführte und abgegebene Stoffe

Unter Berücksichtigung des chemischen Gleichgewichts lässt sich die Stöchiometrie der Dampfreformierung allgemein aufstellen.



Unter Berücksichtigung des Verhältnisses von Wasserdampf zu Kohlenstoff  $\frac{S}{C}$ , das nach Überschlagsrechnungen in diesem Modell mit 1,05 angenommen wird, ergibt sich die folgende Gleichung.



Eine Kontrolle erfolgt über

$$\begin{array}{l} \text{Summe Endprodukte} - \text{Summe Anfangsprodukte} = 0 \\ (336,12 \text{ kg} + 48,379 \text{ kg} + 10,809 \text{ kg}) - (168,319 \text{ kg} + 226,992 \text{ kg}) = 0 \end{array}$$

Um für die Gesamtbilanz die Ergebnisse handlicher zu machen, werden alle Stoffe, wie in **Tabelle 5.2** dargestellt, auf ein Kilogramm Brennstoff bezogen. Die Berechnung erfolgt mit der **Formel 5.1**. So ergibt sich eine massenbezogene Größenbeziehung, welche einen schnelleren Überblick bei einer Variation der Eingangsgrößen erlaubt.

spezifische Masse: 
$$\mathbf{m}_x = \frac{m_x}{m_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}}} \qquad (5.3)$$

Tabelle 5.2 Spezifische Massen der Dampfreformierung

Stoff		Berechnung	spezifische Masse $i_i$ kg / kg
Zufuhr	Kerosin	$\frac{168,319kg}{168,319kg}$	1
	Wasser	$\frac{226,992kg}{168,319kg}$	1,349
Abgabe	Kohlenmonoxid	$\frac{336,12kg}{168,319kg}$	1,997
	Wasserstoff	$\frac{48,379kg}{168,319kg}$	0,287
	Wasser	$\frac{10,809kg}{168,319kg}$	0,064

### Brennstoffzelle

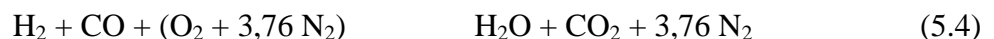
Die Eingangsstoffe für die Brennstoffzelle ergeben sich aus den Ausgangsmassen der Dampfreformierung und den zugeführten Luftmassen in die Brennstoffzelle. Die zugeführte Luft ist Umgebungsluft und setzt sich wie in **Tabelle 5.3** dargestellt zusammen.

Tabelle 5.3 Zusammensetzung trockener Luft (nach **Steinmüller** 1992, S. 82)

Stoff	Chemische Formel	Anteil in der Luft %
Stickstoff	N <sub>2</sub>	78,111
Sauerstoff	O <sub>2</sub>	20,938
Kohlendioxid	CO <sub>2</sub>	0,033
Argon	Ar	0,918

Der Anteil von Kohlendioxid und Argon ist im Verhältnis zu den anderen Bestandteilen der Luft sehr gering. Um eine Betrachtung der chemischen Reaktionen übersichtlicher darstellen zu können, wird hier eine Vereinfachung vorgenommen und eine Zusammensetzung trockener Luft mit einem Teil Sauerstoff und 3,76 Teilen Stickstoff angenommen.

Die Massenumsetzung in der Brennstoffzelle ist somit allgemein definiert:



In heute existierenden Brennstoffzellen werden nur etwa 80 % bis 90 % des zugeführten Brennstoffes umgesetzt (**Winkler 1998**). Um die typische Neigung des Wasserstoffs zu einer unkontrollierten Mischbildung zu vermeiden (**Oertel 2001**), ist diese Restmenge noch zu verbrennen oder durch Mikrofilter aus dem Abgasstrom der Anode herauszufiltern und dem Brennstoffzellenprozess erneut zuzuführen. Das Verhältnis von umgesetztem Brenngas zu zu-



geführten Brenngas wird als „fuel utilization“  $U_f$  definiert. Eine schematische Darstellung der zugeführten und abgegebenen Stoffe der SOFC-Brennstoffzelle ist in **Bild 5.3** dargestellt.

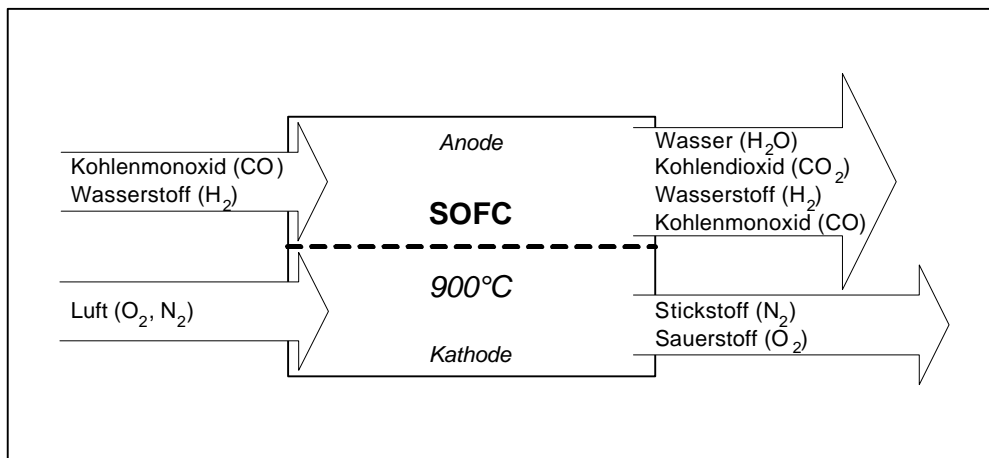
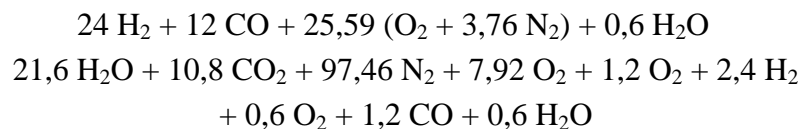
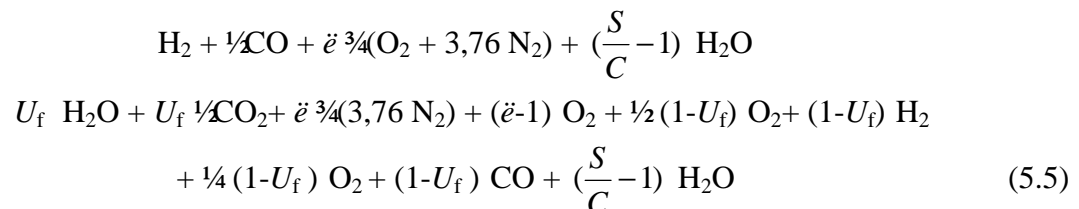
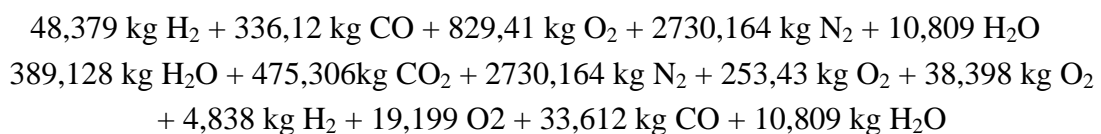


Bild 5.3 SOFC Brennstoffzelle - zugeführte und abgegebene Stoffe

Um ein Überhitzen der Brennstoffzelle durch die entstehende Wärme auszuschließen, wird diese mit einem Luftüberschuss  $\ddot{e}$  betrieben. Somit wird ein Teil der entstehenden Wärme über die Massenströme abtransportiert. Im nachfolgenden **Abschnitt 5.2.2** (Energiebilanz des SOFC-Systems) ist eine Kontrolle und eventuelle Anpassung des Luftüberschusses vorzunehmen. Nach Überschlagsrechnungen wird ein Luftüberschuss von  $\ddot{e} = 1,44$  angenommen. Ausgehend von einem Umsatzgrad von  $U_f = 0,9$  ist die Massenumsetzung in der Brennstoffzelle wie folgt:



mit den Molaren Massen der einzelnen Stoffe



Zur Kontrolle muss die Differenz aus der Summe der Endprodukte abzüglich der Summe der Eingangsprodukte Null ergeben. ( $\dot{O}$  Eingangsprodukte = 4597,6 kg =  $\dot{O}$  Endprodukte)

In **Tabelle 5.4** wird der sich mit der **Formel 5.2** ergebende spezifische Massenbedarf der Brennstoffzelle auf ein Kilogramm Brennstoff dargestellt.

Tabelle 5.4 Spezifischer Massenbedarf der Brennstoffzelle

Stoff		Berechnung	spezifische Masse $i_i$ kg / kg
Anode	Wasserstoff	$\frac{48,379kg}{168,319kg}$	0,287
	Kohlenmonoxid	$\frac{336,12kg}{168,319kg}$	1,997
	Wasser	$\frac{10,809kg}{168,319kg}$	0,064
Kathode	Sauerstoff	$\frac{829,41kg}{168,319kg}$	4,928
	Stickstoff	$\frac{2730,164kg}{168,319kg}$	16,22

Die spezifische Massenabgabe der Brennstoffzelle auf ein Kilogramm Brennstoff ergibt sich somit wie in **Tabelle 5.5** dargestellt

Tabelle 5.5 Spezifische Massenabgabe der Brennstoffzelle

Stoff		Berechnung	spezifische Masse $i_i$ kg / kg
Anode	Wasser	$\frac{399,937kg}{168,319kg}$	2,376
	Kohlendioxid	$\frac{475,306kg}{168,319kg}$	2,824
	Kohlenmonoxid	$\frac{33,612kg}{168,319kg}$	0,2
	Wasserstoff	$\frac{4,838kg}{168,319kg}$	0,029
Kathode	Stickstoff	$\frac{2730,164kg}{168,319kg}$	16,22
	Sauerstoff	$\frac{311,028kg}{168,319kg}$	1,848

### Zusammenfassung der Stoffströme für das Brennstoffzellensystem (Brennstoffzelle und Reformier)

Bei einem Kilogramm Brennstoffumsatz ergibt sich folgende Stoffmengenbilanz mit den Randbedingungen:

1.	Wasserüberschuss	$\frac{S}{C} = 1,05$
2.	Luftüberschuss	$\ddot{e} = 1,44$
3.	Umsatzgrad	$U_f = 0,9$

zugeführte Mengen:

Wasser	= 1,349 kg
Luft	= 21,148 kg

abgegebene Mengen auf der Anodenseite:

Wasser	= 2,376 kg
Kohlendioxid	= 2,824 kg
Kohlenmonoxid	= 0,2 kg
Wasserstoff	= 0,029 kg

abgegebene Mengen auf der Kathodenseite:

Stickstoff	= 16,22 kg
Sauerstoff	= 1,848 kg

Mit diesen Parametern der Stoffbilanz des Brennstoffzellensystems ist es nun möglich, eine Energiebilanz des Systems zu erstellen.

### 5.2.2 Energiebilanz

Zur Aufstellung einer Energiebilanz des gesamten Brennstoffzellensystems ist es notwendig, zunächst eine Bilanzgrenze zu bestimmen. Diese beinhaltet den SOFC-Stack, den Entschwefelungsprozess und den Reformier. Wie im **Abschnitt 5.1** bereits ausgeführt, wird in den folgenden Berechnungen der Entschwefelungsprozess vernachlässigt. Das folgende **Bild 5.4** verdeutlicht die Systemgrenzen der Energiebilanz.

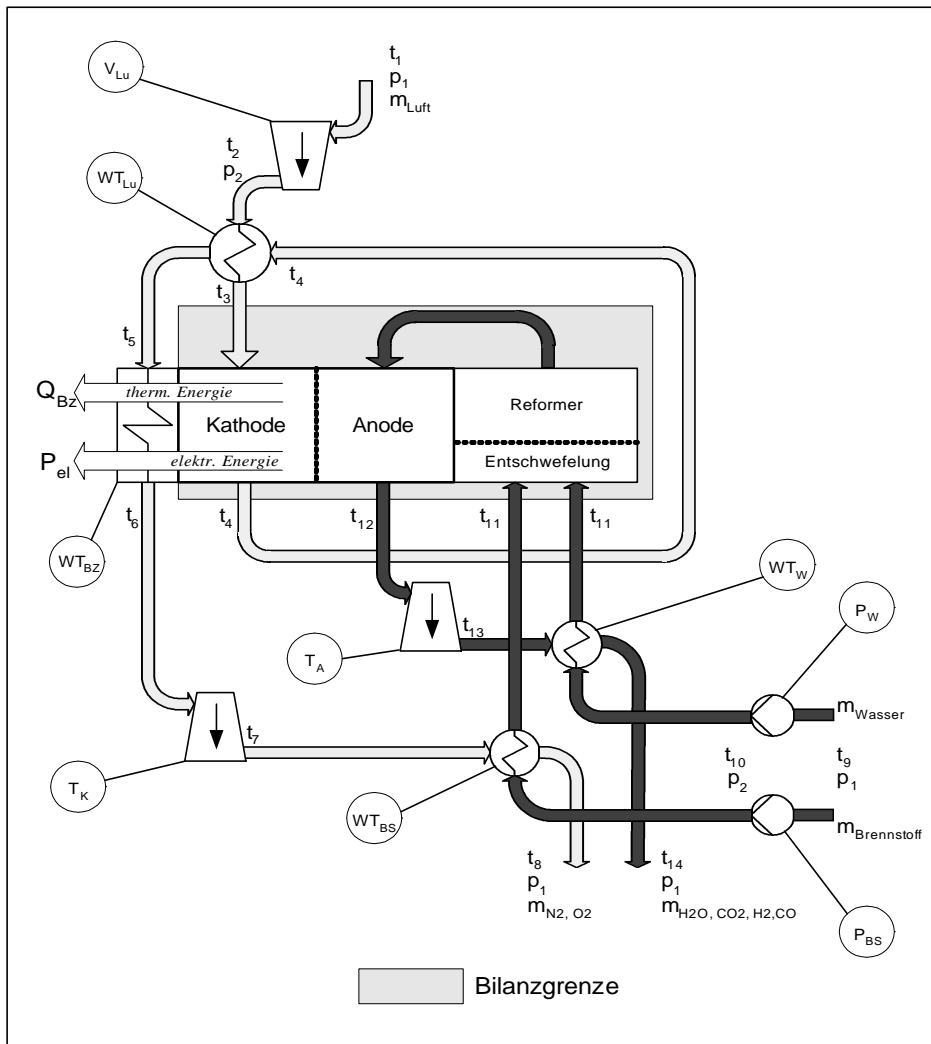


Bild 5.4 Bilanzgrenze im SOFC-System

Für eine Aufstellung der Energiebilanz muss zunächst eine Berechnung der Eingangstemperaturen in das gewählte System erfolgen und die austretenden Temperaturen sind festzulegen. Die Betriebstemperatur der Brennstoffzelle beträgt  $900\text{ °C}$ . Damit wird festgelegt, dass die Kathodenabgastemperatur  $t_4$  und die Anodenabgastemperatur  $t_{12}$  ebenfalls eine Temperatur von  $900\text{ °C}$  besitzen. Die Berechnung der Temperatur  $t_3$  des zugeführten Luftstromes auf der Kathodenseite der Brennstoffzelle erfolgt über den Verdichter  $V_{Lu}$  und den Wärmetauscher  $WT_{Lu}$ . Die Temperatur  $t_2$  nach dem Verdichter ist abhängig vom Verdichterverhältnis  $\delta = p_2/p_1$ , dem Isentropenwirkungsgrad  $\zeta_V$  und dem Isentropenexponenten  $\hat{\epsilon}$  des Verdichters. Der Isentropenwirkungsgrad des Verdichters  $\zeta_V$  wird hier mit 84 % und der Isentropenwirkungsgrad der Turbine  $\zeta_T$  mit 86 % angenommen (**Hakenesch 2002**). Der Isentropenexponent  $\hat{\epsilon}$  setzt sich zusammen aus der spezifischen Wärmekapazität  $c_p$  und der Gaskonstante  $R$ .

$$\mathbf{k} = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (5.6)$$

Da die spezifische Wärmekapazität wiederum von der Temperatur abhängig ist, ist es hier notwendig, eine Iterationsschleife in einem Kalkulationsprogramm anzusetzen. Dieses wird am Beispiel des Verdichters ausführlich verdeutlicht. Nach diesem Prinzip werden auch die Turbinenaustrittstemperaturen  $t_7$  und  $t_{13}$  berechnet.

### Exkurs: Erläuternde Darstellung der Temperaturberechnungen

Ausgehend von  $t_1 = 25 \text{ °C}$  lässt sich die Wärme des Luftstromes nach dem Verdichter wie folgt berechnen:

$$t_2 = (t_1 + 273,15K) \left(1 + \frac{1}{h_v} \cdot \left(\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{x-1}{x}} - 1\right)\right) - 273,15K \quad (5.7)$$

$$k = \frac{c_p(t_2)}{c_p(t_2) - 0,278 \frac{kJ}{kg \cdot K}} \quad (5.8)$$

Luft ist ein Stoffgemisch, daher muss der partielle Anteil der Einzelstoffe berücksichtigt werden. Luft wird mit Anteilen von 22 % Sauerstoff und 78 % Stickstoff angenommen.

$$c_p(t_2) = 0,22 \cdot c_{pO_2}(t_2) + 0,78 \cdot c_{pN_2}(t_2) \quad (5.9)$$

Ausgehend von einem Druckverhältnis

$$p = \frac{p_2}{p_1} = \frac{4bar}{1bar} = 4 \quad (5.10)$$

und einer ersten Abschätzung der Temperatur  $t_2 = 200 \text{ °C}$  ergibt sich eine Wärmekapazität nach **Formel 5.9** von

$$c_p(200^\circ C) = 0,22 \cdot 0,93545 \frac{kJ}{kg \cdot K} + 0,78 \cdot 1,04344 \frac{kJ}{kg \cdot K}$$

$$c_p(200^\circ C) = 1,01968 \frac{kJ}{kg \cdot K}$$

nach **Formel 5.8** errechnet sich

$$k = \frac{1,01968 \frac{kJ}{kg \cdot K}}{1,01968 \frac{kJ}{kg \cdot K} - 0,278 \frac{kJ}{kg \cdot K}}$$

$$k = 1,39171$$

Mit der **Formel 5.7** ergibt sich eine Temperatur

$$t_2 = (25^\circ\text{C} + 273,15\text{K}) \left(1 + \frac{1}{0,84} \cdot \left(\left(\frac{4\text{bar}}{1\text{bar}}\right)^{\frac{1,39171-1}{1,39171}} - 1\right)\right) - 273,15\text{K}$$

$$t_2 = 194,398^\circ\text{C}$$

Daraus ergibt sich eine neue Temperaturdifferenz

nach **5.9**

$$c_p(194,398^\circ\text{C}) = 0,22 \cdot 0,93468 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} + 0,78 \cdot 1,04321 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

$$c_p(194,398^\circ\text{C}) = 1,01933 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

nach **5.8**

$$k = \frac{1,01933 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}}}{1,01933 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} - 0,278 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}}}$$

$$k = 1,3919$$

Die neue Temperatur am Austritt des Verdichters errechnet sich mit der **Gleichung 5.7** zu

$$t_2 = (25^\circ\text{C} + 273,15\text{K}) \left(1 + \frac{1}{0,84} \cdot \left(\left(\frac{4\text{bar}}{1\text{bar}}\right)^{\frac{1,3919-1}{1,3919}} - 1\right)\right) - 273,15\text{K}$$

$$\underline{\underline{t_2 = 194,46^\circ\text{C}}}$$

Da die berechnete Temperaturdifferenz schon sehr gering ist, wird hier auf weitere Iterationsschritte verzichtet.

Im Wärmetauscher  $WT_{Lu}$  wird die Temperatur des zugeführten Luftstromes durch den heißen Kathodenabgasstrom erhitzt. Das bringt die Vorteile, dass erstens die Temperatur des zugeführten Luftstroms  $t_3$  weiter an die Arbeitstemperatur der Brennstoffzelle angepasst (Problem: Zellkeramik Wärmespannung) und zweitens der Kathodenabgasstrom abgekühlt wird. Dieser wird dann für die Kühlung des Brennstoffzellenstacks genutzt.

Die Temperaturerhöhung der zugeführten Luft im Wärmetauscher  $WT_{Lu}$  ist abhängig vom Wärmestrom des Abgases von der Kathode. Da die Temperaturendifferenz zwischen  $t_3$  und  $t_5$  vom Wirkungsgrad des Wärmetauschers bestimmt wird, wird in einer ersten Näherung angenommen, dass die Temperatur  $t_3$  um 30 K geringer ist als die Temperatur  $t_5$ . Dieser Wert wird von der Airbus-Abteilung **Water/Waste (ECYS3)** übernommen und basiert auf einer Abschätzung mit Gegenstromwärmetauschern.

$$t_3 = t_5 - (30K) \quad (5.11)$$

Die Wärme, die benötigt wird, um den zugeführten Luftstrom auf die Temperatur  $t_3$  zu bringen, errechnet sich aus:

$$\begin{aligned} Q_{23} &= \mathbf{m}_{N_2} \cdot (h^{*t_5-30K} - h^{*t_2})_{N_2} + \mathbf{m}_{O_2} \cdot (h^{*t_3-30K} - h^{*t_2})_{O_2} \\ Q_{23} &= 15,544 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_3-30K} - 176 \frac{kJ}{kg}) + 4,722 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_3-30K} - 158 \frac{kJ}{kg}) \end{aligned} \quad (5.12)$$

Die abgegebene Wärme des Kathodenstroms aus:

$$\begin{aligned} Q_{45} &= \mathbf{m}_{N_2} \cdot (h^{*t_5} - h^{*t_4})_{N_2} + \mathbf{m}_{O_2} \cdot (h^{*t_5} - h^{*t_4})_{O_2} \\ Q_{23} &= 15,544 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_5} - 971 \frac{kJ}{kg}) + 1,643 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_5} - 900 \frac{kJ}{kg}) \end{aligned} \quad (5.13)$$

$h^*$  ist die Enthalpieänderung bezogen auf 25 °C, um die Enthalpien verschiedener Stoffe und den unteren Heizwert  $H_U$  (welcher immer auf 25°C bezogen ist) auf einen gleichen Bezugspunkt zu bringen.

In **Reich 1993** (S. 73) wird dazu formuliert:

*In der Thermodynamik ist es zweckmäßiger, den Nullpunkt der Enthalpieskala auf diejenige Temperatur festzulegen, bei der man am bequemsten experimentieren kann, nämlich 25 °C, entsprechend 298,15 K (Normaltemperatur). Daher schreibt man der Materie im Zustand der reinen, stabilen Elemente bei Standarddruck und Normaltemperatur die Enthalpie null zu.*

Die gesuchten Ausgangstemperaturen aus dem Wärmetauscher  $WT_{LU}$  stehen im direkten Zusammenhang mit den Enthalpieänderungen. Hier ist es wieder von Vorteil, eine Iterationschleife in einem Kalkulationsprogramm anzusetzen. Aus den beiden **Gleichungen 5.12** und **5.13** lässt sich somit die Temperatur  $t_3 = 520$  °C für die Energiebilanz ermitteln. Die Temperatur  $t_5$  beträgt 550°C.

Die Berechnung der Temperatur  $t_{11}$  des zugeführten Wassers und Brennstoffes auf der Anodenseite der Brennstoffzelle erfolgt über die Pumpen  $P_W$  und  $P_{BS}$  und die Wärmetauscher  $WT_W$  und  $WT_{BS}$ . Die Brennstoffpumpe und die Wasserpumpe liefern den geforderten Massenstrom und den vorgegebenen Betriebsdruck. Bei diesem Modell wird eine beidseitige Druckbeaufschlagung untersucht, so dass ein Druck von 4 bar nach den Pumpen  $P_W$  und  $P_{BS}$  vorliegt. Die Temperaturerhöhung in den Pumpen durch die Druckänderung wird vernachlässigt, da diese nur sehr gering ist im Verhältnis zu den Temperaturänderungen im Wärmetauscher und im Reformier. Damit wird definiert, dass die Temperatur  $t_9$  ungefähr der Temperatur  $t_{10}$  entspricht.

Ausgehend von einer Temperatur  $t_{10} = 25 \text{ °C}$  lässt sich die benötigte Wärmemenge bestimmen, um den Brennstoff im Wärmetauscher  $WT_{BS}$  und das Wasser im Wärmetauscher  $WT_W$  zu erwärmen und zu verdampfen. Kerosin ist ein Stoffgemisch, das einen Siedebereich zwischen  $160 \text{ °C}$  und  $210 \text{ °C}$  besitzt (**Inchcape 1994**). Um sicherzustellen, dass der zugeführte Brennstoff zu 100 % verdampft ist, werden die Temperaturen  $t_{11}$  des Brennstoffes und des Wassers mit mindestens  $220 \text{ °C}$  veranschlagt.

Ausgehend von diesen Parametern kann die Enthalpieänderung beider Stoffe kalkuliert werden. Mit der **Tabelle A.12** „*Thermodynamische Eigenschaften von Mikromolekülen*“ lässt sich die Enthalpieänderung von Kerosin ermitteln.

$$h_{BS, Gas}^{*220^\circ C} = h^{220^\circ C} - h^{25^\circ C} = 171785 \frac{J}{mol} - 90236 \frac{J}{mol} = 91549 \frac{J}{mol} \quad (5.14)$$

$$h_{BS, Gas}^{*220^\circ C} = 485 \frac{kJ}{kg}$$

$$h_{Verdampfung} = H_O - H_U = 45550 \frac{MJ}{kg} - 43400 \frac{MJ}{kg} \quad (5.15)$$

$$h_{Verdampfung} = 2150 \frac{kJ}{kg}$$

$$\underline{h_{BS}^{*220^\circ C} = 2635 \frac{kJ}{kg}}$$

Mit der Wasser und Dampf tabel aus **Steinmüller 1992** (S.21) wird die Enthalpie bestimmt.

Die Verdampfungswärme  $h_{Verdampfung}$  von Wasser beträgt  $2260 \frac{kJ}{kg}$ .

$$h_{H_2O}^{*220^\circ C} = h_{Verdampfung} + h^* + h^{**} \quad (5.16)$$

$$\underline{h_{H_2O}^{*220^\circ C} = 2915 \frac{kJ}{kg}}$$



Hier ist zu berücksichtigen, dass die Enthalpieänderung auch eine Funktion des Druckes ist. In diesem Modell wird dieser Einfluss nicht mit berücksichtigt, da diese Stoffdaten des Kerosins nicht verfügbar sind. Prinzipiell ist zu sagen, dass dieser Einfluss im Verhältnis zum Temperatureinfluss minimal ist, jedoch nimmt der relative Fehler mit steigendem Druck zu.

Um zu kontrollieren, ob die Wärmemenge des Anodenabgases nach der Turbine  $T_A$  ausreicht, die Temperaturen  $t_{11}$  des Brennstoffs und des Wassers auf  $220\text{ °C}$  zu erhitzen, wird die Temperatur  $t_{13}$  ermittelt. Diese Temperatur lässt sich mit der folgenden **Formel 5.17** für Turbinen errechnen.

$$t_{13} = (t_{12} + 273,15K)(1 - h_r \cdot (1 - (\frac{p_1}{p_2})^{\frac{x-1}{x}})) - 273,15K \quad (5.17)$$

Der Isentropenexponent  $\hat{\epsilon}$  ist von der spezifischen Wärmekapazität  $c_p$  abhängig, welche ihrerseits von der Temperatur bestimmt wird (**Formel 5.8**).

$$k = \frac{c_p(t_4)}{c_p(t_4) - 0,278 \frac{kJ}{kg \cdot K}}$$

Mit einem Druckverhältnis (**Formel 5.10**)

$$p = \frac{p_1}{p_2} = \frac{1bar}{4bar} = \frac{1}{4}$$

und der Annahme der Temperatur  $t_{13}$  erfolgt hier ebenso, wie bei der Verdichtung ausführlich erklärt, eine Iteration. Hierbei ist zu beachten, dass die partiellen Anteile der Stoffe berücksichtigt werden:  $m_{H_2O} = 2,376 \frac{kg}{kg}$ ,  $m_{CO_2} = 2,824 \frac{kg}{kg}$ ,  $m_{CO} = 0,2 \frac{kg}{kg}$ ,  $m_{H_2} = 0,029 \frac{kg}{kg}$

$$c_p(t) = \sum \frac{m}{m_{ges}} \cdot c_{pi}(t) \quad (5.18)$$

Mit einer Iterationsschleife ergibt sich eine Temperatur von  $t_{13} = 672\text{ °C}$ .

Im Wärmetauscher  $WT_W$  wird dem Anodenabgasstrom die entsprechende Energie entzogen, um das zugeführte Wasser zu verdampfen und auf  $220\text{ °C}$  zu erwärmen. Wie zuvor errechnet, wird eine Enthalpieänderung von  $h_{Wasser}^{*220\text{ °C}} = 2915\text{ kJ/kg}$  benötigt.

Mit der spezifischen Masse von Wasser  $m_{H_2O} = 1,349 \frac{kg}{kg}$  ergibt sich eine Wärmemenge von

$$Q_{Wasser10,11} = 3931 \frac{kJ}{kg}$$

Diese wird dem Anodenabgasstrom entzogen.

$$\begin{aligned} Q_{13,14} &= m_{H_2O} \cdot (h^{*t_{13}} - h^{*t_{12}})_{H_2O} + m_{CO_2} \cdot (h^{*t_{13}} - h^{*t_{12}})_{CO_2} + \\ &\quad m_{H_2} \cdot (h^{*t_{13}} - h^{*t_{12}})_{H_2} + m_{CO} \cdot (h^{*t_{13}} - h^{*t_{12}})_{CO} \\ &= 2,376 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_{13}} - 1850 \frac{kJ}{kg}) + 2,824 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_{13}} - 976 \frac{kJ}{kg}) + \\ &\quad 0,029 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_{13}} - 12875 \frac{kJ}{kg}) + 0,2 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_{13}} - 982 \frac{kJ}{kg}) \end{aligned} \quad (5.19)$$

Mit einer Iterationsschleife im Kalkulationsprogramm *Kaskade 01* (Lorenz 2002) ergibt sich eine Temperatur von  $t_{14} = 227 \text{ °C}$ . Ein Vergleich mit der gewählten Temperatur  $t_{11} = 220 \text{ °C}$  zeigt, dass die Wärmeenergie im Anodenabgasstrom ausreicht, um diese Bedingung zu erfüllen.

Für eine Kontrolle, ob die Wärmemenge des Kathodenabgases nach der Turbine  $T_K$  ausreicht, um den Brennstoff im Wärmetauscher  $WT_{BS}$  zu verdampfen und auf  $t_{11} = 220 \text{ °C}$  zu bringen, ist die abgegebene Wärme  $Q_{BZ}$  der Brennstoffzelle zu bestimmen.

Mit den ermittelten Temperaturen kann jetzt eine Energiebilanz um die Brennstoffzelle ohne Turbine gezogen werden. Bilanzen um ein System müssen immer im Gleichgewicht stehen, d.h. die Summe der Energie der Eingangsstoffe muss gleich der Summe der Energie der Ausgangsstoffe sein.

Für die gewählte Bilanzgrenze, wie sie im **Bild 5.4** des Gesamtsystems dargestellt wurde, zeigt das **Bild 5.5** eine zusammengefasste und vereinfachte Stoff- und Energiebilanz des SOFC-Systems.

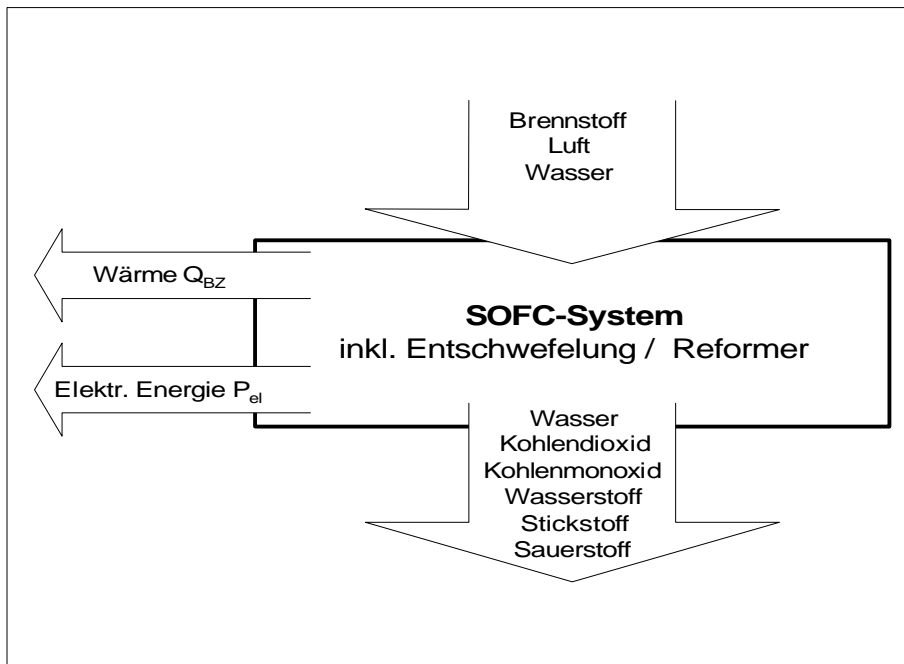


Bild 5.5 Zusammengefasste Stoff- und Energiebilanz

Eingangsparameter: - Brennstoff mit einer Temperatur  $t_{11} = 220 \text{ °C}$   
 - Luft mit einer Temperatur  $t_3 = 520 \text{ °C}$   
 - Wasser mit einer Temperatur  $t_{11} = 220 \text{ °C}$

Ausgangsparameter: Die Ausgangsprodukte Wasser, Kohlendioxid, Kohlenmonoxid, Stickstoff und Sauerstoff verlassen das System mit einer Temperatur  $t_{4,12} = 900 \text{ °C}$ .

Mit diesen bekannten Größen ergibt sich die Energiebilanz des Systems wie folgt:

$$\sum \text{zugeführte Energien} = \sum \text{abgegebene Energien}$$

$$\begin{aligned} m_{BS} \cdot (H_{U_{BS}} + h_{BS}^{*220^\circ C}) + (m_{O_2} \cdot h_{O_2}^{*520^\circ C} + m_{N_2} \cdot h_{N_2}^{*520^\circ C})_{Luft} + m_{H_2O} \cdot h_{H_2O}^{*220^\circ C} = \\ m_{H_2O} \cdot h_{H_2O}^{*900^\circ C} + m_{CO_2} \cdot h_{CO_2}^{*900^\circ C} + m_{CO} \cdot h_{CO}^{*900^\circ C} + m_{H_2} \cdot h_{H_2}^{*900^\circ C} + m_{N_2} \cdot h_{N_2}^{*900^\circ C} + m_{O_2} \cdot h_{O_2}^{*900^\circ C} + P + Q \end{aligned} \quad (5.20)$$

Daraus folgt

$$\begin{aligned}
P_{el} + Q_{BZ} &= 1 \frac{kg}{kg} (43400 \frac{kJ}{kg} + 2635 \frac{kJ}{kg}) + 4,928 \frac{kg}{kg} \cdot 487 \frac{kJ}{kg} + 16,22 \frac{kg}{kg} \cdot 529 \frac{kJ}{kg} + 1,349 \frac{kg}{kg} \cdot 2915 \frac{kJ}{kg} \\
&\quad - (2,376 \frac{kg}{kg} \cdot 4110 \frac{kJ}{kg} + 2,824 \frac{kg}{kg} \cdot 976 \frac{kJ}{kg} + 0,2 \frac{kg}{kg} \cdot 982 \frac{kJ}{kg} + 0,029 \frac{kg}{kg} \cdot 12875 \frac{kJ}{kg} \\
&\quad + 16,22 \frac{kg}{kg} \cdot 971,1 \frac{kJ}{kg} + 1,848 \frac{kg}{kg} \cdot 900 \frac{kJ}{kg}) \\
P_{el} + Q_{BZ} &= 31145 \frac{kJ}{kg}
\end{aligned}$$

Die elektrische Leistung der Systeme ist abhängig vom Wirkungsgrad der Brennstoffzelle  $\zeta_{BZ}$ , dem spezifischen Massendurchsatz  $\dot{m}_{BS}$  und dem Heizwert des Brennstoffes  $H_U$ . Beim Einsatz von Kerosin wird ein Wirkungsgrad  $\zeta_{BZ} = 55 \%$  der Brennstoffzelle angenommen. Bei einem Betrieb mit reinem Wasserstoff könnte dieser auch höher liegen (**Winkler 1998**).

Es ergibt sich eine elektrische Leistung  $P_{el}$  von

$$P_{el} = \mathbf{h}_{BZ} \cdot \mathbf{m}_{BS} \cdot H_U \quad (5.21)$$

$$P_{el} = 0,55 \cdot 1 \frac{kg}{kg} \cdot 43400 \frac{kJ}{kg}$$

$$P_{el} = 23870 \frac{kJ}{kg}$$

$$= 23,87 \frac{MJ}{kg}$$

$$[1MJ = 0,278 kWh]$$

$$P_{el} = \underline{\underline{6,6359 \frac{kWh}{kg}}}$$

Mit der zuvor ausgerechneten Systembilanz kann die abgegebene Wärme der Brennstoffzelle wie folgt ermittelt werden:

$$Q_{BZ} = 31145 \frac{kJ}{kg} - P$$

$$= 31145 \frac{kJ}{kg} - 23870 \frac{kJ}{kg}$$

$$Q_{BZ} = 7275 \frac{kJ}{kg}$$

$$= 7,275 \frac{MJ}{kg}$$

$$Q_{BZ} = \underline{\underline{2,02 \frac{kWh}{kg}}}$$

Das bedeutet, dass bei einem eingestelltem Wasserüberschuss von  $\frac{S}{C} = 1,05$  und einem Luftüberschuss  $\ddot{e} = 1,44$  eine Wärmemenge von 2,02 kW von der Brennstoffzelle abgeführt werden muss. Aus diesem Wert ergibt sich eine Aufteilung der Gesamtenergie zu 55 % elektrischer Energie, 17 % thermischer Energie in Form von Wärmeabgabe an die Umgebung und 28 % sind in Form von Wärme im Gasstrom enthalten.

Eine Kontrolle erfolgt über die Bestimmung der Wärmeenergie im Abgasstrom  $Q_{Abgas}$ , welche 28 % von der Gesamtenergie  $H_U = 43400 \frac{kJ}{kg}$  betragen muss.

$$Q_{Abgas} = H_U - (m_{H_2O} \cdot h_{H_2O}^{*900^\circ C} + m_{CO_2} \cdot h_{CO_2}^{*900^\circ C} + m_{CO} \cdot h_{CO}^{*900^\circ C} + m_{H_2} \cdot h_{H_2}^{*900^\circ C} + m_{N_2} \cdot h_{N_2}^{*900^\circ C} + m_{O_2} \cdot h_{O_2}^{*900^\circ C}) \quad (5.22)$$

$$Q_{Abgas} = 43400 \frac{kJ}{kg} - (2,376 \frac{kg}{kg} \cdot 4110 \frac{kJ}{kg} + 2,824 \frac{kg}{kg} \cdot 976 \frac{kJ}{kg} + 0,2 \frac{kg}{kg} \cdot 982 \frac{kJ}{kg} + 0,029 \frac{kg}{kg} \cdot 12875 \frac{kJ}{kg} + 16,22 \frac{kg}{kg} \cdot 971,1 \frac{kJ}{kg} + 1,848 \frac{kg}{kg} \cdot 900 \frac{kJ}{kg})$$

$$\underline{\underline{Q_{Abgas} = 12154 \frac{kJ}{kg}}}$$

Dieses Ergebnis bestätigt die Definition von 28 % Wärmeenergie im Abgasstrom.

Die Wärmemenge, welche von der Brennstoffzelle über den Wärmetauscher  $WT_{BZ}$  an den Kathodenabgasstrom abgegeben wird, beträgt  $Q_{BZ} = 7275 \frac{kJ}{kg}$ . Mit diesem Ergebnis ist es jetzt möglich zu überprüfen, ob die zur Verdampfung des Brennstoffes benötigte Wärme im Wärmetauscher  $WT_{BS}$  zur Verfügung steht.

Die Temperatur  $t_6$  ergibt sich aus der Wärmeabgabe der Brennstoffzelle  $Q_{BZ}$  und der Temperatur des Kathodenabgasstroms  $t_5 = 550^\circ C$ , welche sich aus den Berechnungen des Wärmetauschers  $WT_{LU}$  der zugeführten Luft ergab.

$$Q_{BZ} = 7275 \frac{kJ}{kg} = m_{N_2} \cdot (h^{*t_6} - h^{*t_5}) + m_{O_2} \cdot (h^{*t_6} - h^{*t_5}) \quad (5.23)$$

$$= 16,22 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_6} - 562 \frac{kJ}{kg}) + 1,848 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_6} - 518 \frac{kJ}{kg})$$

Durch eine Iteration mit dem Programm *Kaskade 01* (Lorenz 2002) ergibt sich eine Temperatur nach dem Wärmetauscher  $WT_{BZ}$  von

$$t_6 = 897 \text{ °C.}$$

Diese Temperatur  $t_6$  bestätigt eine korrekte Annahme des Luftüberschuss von  $\ddot{e} = 1,44$ . Bei einem geringeren Luftüberschuss  $\ddot{e}$  würde sich eine höhere Temperatur  $t_6$  einstellen. Dies ist technisch nicht möglich ( $t_6$  Betriebstemperatur der Brennstoffzelle) und hätte zur Folge, dass die Brennstoffzelle nicht mehr ausreichend gekühlt wird.

Ausgehend von der Temperatur  $t_6 = 897 \text{ °C}$  als Eingangstemperatur in die Turbine  $T_K$  lässt sich mit der **Formel (5.17)** die Turbinenaustrittstemperatur  $t_7$  bestimmen. Zu berücksichtigen sind hier die spezifischen Massen  $m_{N_2} = 16,22 \frac{kg}{kg}$  und  $m_{O_2} = 1,848 \frac{kg}{kg}$  bei der Berechnung der spezifischen Wärmekapazität mit der **Formel (5.18)**.

Nach einer Iteration beträgt die Turbinenaustrittstemperatur  $t_7 = 584 \text{ °C}$ .

Im Wärmetauscher  $WT_2$  wird dem Kathodenabgasstrom die entsprechende Energie entzogen, um den zugeführten Brennstoff zu verdampfen und auf  $220 \text{ °C}$  zu erwärmen. Wie zuvor ausgerechnet, wird eine Wärmemenge von  $h_{BS}^{*220^\circ C}$  von  $2635 \text{ kJ/kg}$  benötigt.

$$\begin{aligned} Q_{BS,220^\circ C} = 2635 \frac{kJ}{kg} &= m_{N_2} \cdot (h^{*t_8} - h^{*t_7})_{N_2} + m_{O_2} \cdot (h^{*t_8} - h^{*t_7})_{O_2} \\ &= 16,22 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_6} - 601 \frac{kJ}{kg}) + 1,848 \frac{kg}{kg} \cdot (h^{*t_6} - 555 \frac{kJ}{kg}) \end{aligned} \quad (5.24)$$

Mit einer Iteration ergibt sich eine Temperatur nach dem Wärmetauscher  $WT_{BS}$  von

$$t_8 = 453 \text{ °C.}$$

Dieses Temperaturniveau von  $t_8 = 453 \text{ °C}$  zeigt, dass auch der Kathodenabgasstrom genügend Energie besitzt, um den Brennstoff im Wärmetauscher  $WT_{BS}$  auf die Temperatur  $t_{11} = 220 \text{ °C}$  zu erhitzen.

Die Nettoleistung der Turbinen nimmt Einfluss auf eine Gesamtbilanz, daher muss diese zusätzlich ermittelt werden.

$$P_{Netto} = P_{T1} + P_{T2} - P_V - P_{P,BS} - P_{P,H_2O} \quad (5.25)$$

Daraus ergibt sich eine überschüssige Leistung, die bei diesem Systemaufbau für die Bereitstellung von Druckluft zur Unterstützung der Klimaanlage genutzt wird. Üblicherweise kann diese Leistung zur Gewinnung von elektrischer Energie genutzt werden.

Mit der abgegebenen elektrischen Leistung von  $P = 23870 \text{ kJ/kg}$  wird die Kontrolle der Energiebilanz des Gesamtsystems aufgestellt.

Hier muss gelten:      zugeführte Energie = abgeführte Energie.

$$\begin{aligned} m_{BS} \cdot (H_{U_{BS}} + h_{BS}^{*25^\circ C}) + m_{N_2} \cdot h_{N_2}^{*25^\circ C} + m_{O_2} \cdot h_{O_2}^{*25^\circ C} + m_{H_2O} \cdot h_{H_2O}^{*25^\circ C} = \\ m_{N_2} \cdot h_{N_2}^{*891^\circ C} + m_{O_2} \cdot h_{O_2}^{*891^\circ C} + m_{H_2O} \cdot h_{H_2O}^{*291^\circ C} + m_{CO_2} \cdot h_{CO_2}^{*291^\circ C} + m_{H_2} \cdot h_{H_2}^{*291^\circ C} + P_{el} + P_{Netto} \end{aligned} \quad (5.26)$$

Da alle Formeln direkt voneinander abhängig sind, wurde eine Verknüpfung dieser Formeln im  $SOFC_{sys}$ -Programm vorgenommen. Damit ist es möglich, den Parameter Luftüberschuss  $\ddot{e}$  so zu variieren, dass die Temperatur  $t_6$  nach dem Wärmetauscher  $WT_{BZ}$  an die Arbeitstemperatur der Brennstoffzelle angepasst werden kann. Eine Erklärung des  $SOFC_{sys}$ -Programms ist im **Anhang B** zu finden.

### Ergebnisdarstellung des SOFC-Systems

Bei vorgegebenem elektrischen Wirkungsgrad der Brennstoffzelle von  $\zeta_{el} = 55 \%$  und einem Umsatzgrad von  $90 \%$  (**Winkler 1998**) ergibt sich ein minimaler Luftüberschuss von  $\ddot{e} = 1,44$ . Durch eine Änderung des zugeführten Luftstroms würden sich neue Temperaturen am Systemausgang einstellen.

Die in **Tabelle 5.6** dargestellten spezifischen Kenndaten ergeben sich für das Brennstoffzellensystem bezogen auf ein Kilowatt elektrische Energie pro Stunde

Tabelle 5.6      Kenndaten für das Brennstoffzellensystem bezogen auf 1 kWh elektrische Energie

	Stoff	Masse kg/h
Bedarf an	Brennstoff	0,151
	Luft	3,187
	Wasser	0,203
Abgabe von	Wasser	0,358
	Kohlendioxid	0,426
	Kohlenmonoxid	0,2
	Wasserstoff	0,004
	Stickstoff	2,444
	Sauerstoff	0,278

## 6 Betriebskostenrechnungen

Zur Kostenabschätzung gibt es verschiedene Berechnungsmodelle, die sich zunächst einmal darin unterscheiden, ob sie aus Herstellersicht oder aus Betreibersicht erstellt werden. Für den Hersteller sind hauptsächlich die Kosten aus Entwicklung und Produktion von Interesse. Da in diesem Projekt die Wirtschaftlichkeit des Brennstoffzellengetriebenen Wassergenerierungssystems im Vergleich zu herkömmlichen Wassersystemen untersucht wird, ist an dieser Stelle die Betrachtung aus Sicht des Flugzeugbetreibers entscheidend.

### 6.1 Kostenbetrachtung aus Sicht des Flugzeugbetreibers

Mit der Leistungserstellung eines Unternehmens sind Kosten (sog. Betriebskosten) verbunden, die nach bestimmten Kriterien unterteilt werden. Nach **Mildt 2000** wurden durch die International Civil Aviation Organisation (ICAO) und das Civil Aeronautics Board (CAB) verschiedene empfehlende Vorgaben für die Strukturierung der Betriebskosten im Rechnungswesen einer Fluggesellschaft aufgestellt.

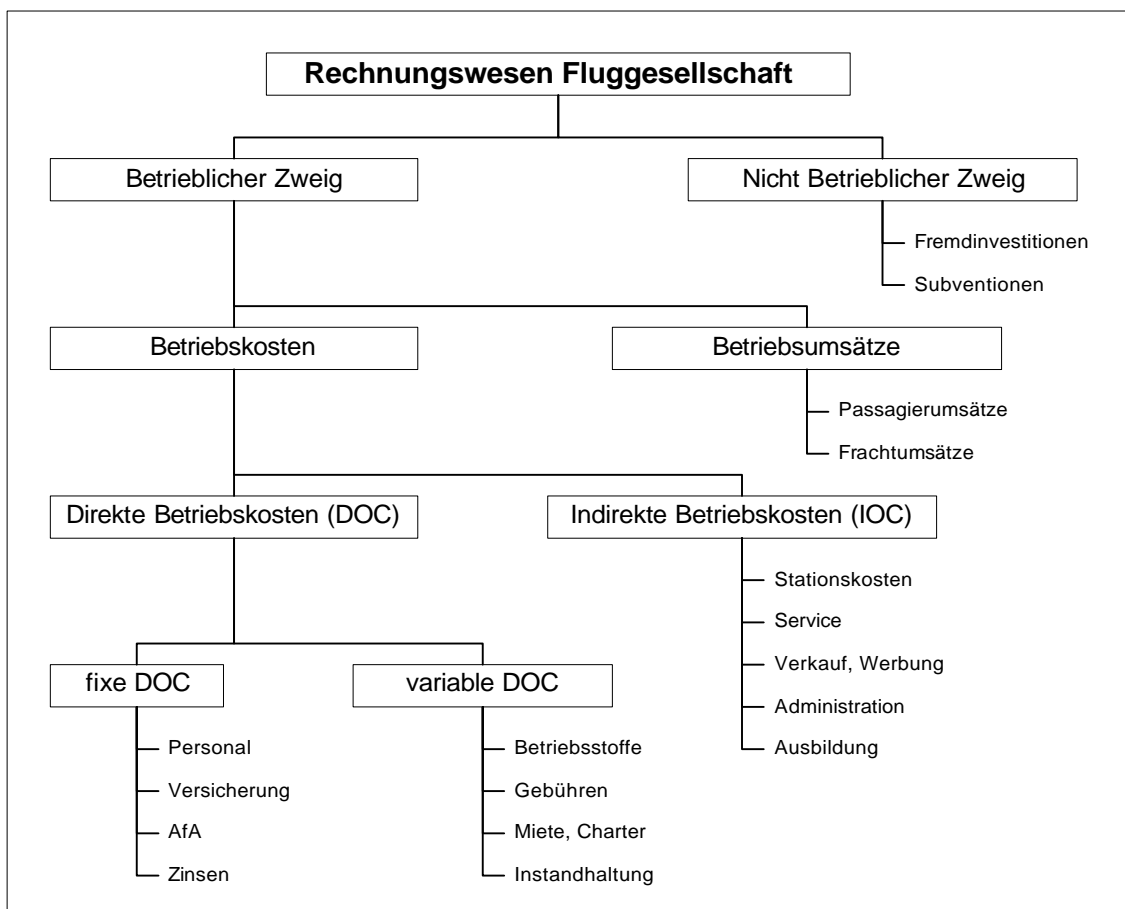


Bild 6.1 Struktur des Rechnungswesens einer Fluggesellschaft (nach **Mildt 2000**)



Wie im **Bild 6.1** ersichtlich ist, unterteilt sich das Rechnungswesen einer Fluggesellschaft in verschiedene Bereiche. In dieser Ausarbeitung ist ausschließlich der betriebliche Zweig des Rechnungswesens von Bedeutung, also der Teil der Kosten, der durch die Erfüllung der eigentlichen betrieblichen Tätigkeit verursacht wird. Der Begriff der *Betriebskosten* wird nach **Schmolke 2000** (S. 350) wie folgt definiert:

*Die Betriebskosten stehen in unmittelbarem Zusammenhang mit dem eigentlichen Betriebszweck. Sie erfassen den Verzehr an Gütern, Diensten und Abgaben, der im Rahmen der geplanten betrieblichen Leistungserstellung (Produktion) und Leistungsverwertung (Absatz) anfällt.*

In einem wirtschaftlichen Unternehmen müssen die Betriebskosten durch die Betriebsumsätze gedeckt werden. Da das Betriebsergebnis aus der Differenz von Umsätzen und Kosten ermittelt wird, ist es ökonomisch zwingend, die Betriebskosten so gering wie möglich zu halten.

Grundsätzlich werden die Betriebskosten in direkte und in indirekte unterteilt. Folgende Definitionen können dafür gegeben werden:

DOC (direct operating costs): Kosten, die unmittelbar mit dem Betrieb eines Fluggerätes in Verbindung stehen. Sie sind einem Kostenverursacher direkt zugeordnet.

IOC (indirect operating costs): Kosten, die nicht unmittelbar einem Verbraucher zugeordnet sind und unabhängig vom verwendeten Flugzeugtyp sind.

TOC (total operating costs): Summe aus DOC und IOC

Zudem erfolgt eine Unterteilung der direkten Betriebskosten in variable und fixe Anteile. Während die variablen Kosten direkt von der Anzahl und Dauer der jährlich absolvierten Flüge abhängen, entstehen die Fixkosten unabhängig von diesen Betriebsdaten permanent.

Für die in **Abschnitt 7** ausführlich dargestellte Betriebskostenberechnung werden nur die Kostenelemente der DOC berücksichtigt, die im direkten Zusammenhang mit dem Betrieb der Wassersysteme stehen.

## 6.2 Methoden zur Ermittlung der direkten Betriebskosten

Für eine Abschätzung der Betriebskosten wurden unterschiedliche Betriebskostenmodelle (sog. DOC-Methoden) entwickelt. Sie geben je nach Genauigkeit und Detaillierungsgrad Auskunft über entstehende Kosten durch den Betrieb von Flugzeugen und helfen damit, den Betrieb eines bestimmten Flugzeugmusters oder –systems nach finanziellen Aspekten zu beurteilen. Die Darstellung dieser Ergebnisse kann in unterschiedlicher Weise erfasst werden. Sie erfolgt z.B. in Bezug auf Sitzplätze, Nutzlast, Flugstrecke, Flugzeit, Blockstunde, etc.. Die verschiedenen DOC-Methoden wurden durch Flugzeughersteller, Flugzeugbetreiber und Vereinigungen entwickelt. Die bekanntesten werden nachfolgend kurz aufgeführt:

Air Transport Association of America (**ATA 1967**):

- Erste komplexe DOC-Rechnung.
- Zinsen, Kosten Besatzung Kabine und Gebühren werden nicht berücksichtigt.
- Die Methode ist heute veraltet, da sie die aktuellen Verhältnisse der einzelnen Kostenelemente zueinander nicht mehr richtig wiedergibt.

American Airlines (**AA 1980**):

- Die Methode basiert auf Studien im Auftrag der NASA.
- Sie beinhaltet die umfangreichsten Recherchen und Gleichungen zur Ermittlung der Wartungskosten einzelner ATA-Chapter.
- Abschreibung auf Ersatzteile und Zinsen werden nicht berücksichtigt.

Lufthansa (**DLH 1982**):

- Berücksichtigt erstmalig das Einnahmepotential durch den Transport von Fracht.
- Die Methode wurde kontinuierlich weiterentwickelt, ist sehr komplex, jedoch nur im Rahmen des Unternehmens anwendbar.

Association of European Airlines (**AEA 1989a, b**):

- Es wird unterteilt zwischen Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen (a) sowie Langstreckenflugzeugen (b).

Fokker (**Fokker 1993**):

- Die Methode wurde erstellt, um neue Flugzeugentwürfe zu bewerten.

Airbus Industrie (**AI 1989**):

- Die Methode beinhaltet Inflationsfaktoren. Die Grundgleichungen werden unter Berücksichtigung verschiedener Inflationsraten für Ersatzteile, Löhne und Gebühren auf Folgejahre angepasst.
- Die Abfertigungsgebühren werden nicht berücksichtigt.

Prinzipiell werden folgende Kosten durch die verschiedenen DOC-Methoden berechnet (unter Berücksichtigung der o. g. Ausnahmen):

Abschreibung (depreciation)  $C_{\text{DEP}}$   
 Zinsen (interest)  $C_{\text{INT}}$   
 Versicherung (insurance)  $C_{\text{INS}}$   
 Kraftstoff (fuel)  $C_{\text{FUEL}}$   
 Wartung (maintenance)  $C_{\text{M}}$   
 Besatzung (crew)  $C_{\text{C}}$   
 Gebühren (fees and charges)  $C_{\text{FEE, NAV}}$

Die Summe dieser Kosten ergibt die DOC.

### 6.3 Methode $DOC_{\text{sys}}$ zur Berechnung von Betriebskosten von Flugzeugsystemen

Für die vorliegende Arbeit wurde die Methode „ $DOC_{\text{sys}}$  zur Berechnung von Betriebskosten von Flugzeugsystemen“ (Scholz 1999) mit dem Berechnungsprogramm „ $DOC_{\text{sys}}$ “ (Scholz 1999) verwendet, da man mit dieser Methode die direkten Betriebskosten von einzelnen Systemen des Flugzeugs berechnen kann. Dieses Programm berücksichtigt alle Kostenelemente, die für den Vergleich der beiden Wassersysteme von Bedeutung sind, also die Kosten für Abschreibung, Kraftstoff und Wartung. Die Kosten für Personal, Versicherung, Zinsen und Gebühren werden nicht mit berücksichtigt, da sie durch die zu untersuchenden Systeme nicht beeinflusst werden. Zusätzlich zu den Kostenelementen der konventionellen DOC-Methoden bietet  $DOC_{\text{sys}}$  die Möglichkeit, die Zinsen für das durch Ersatzteile gebundene Kapital, Kosten für Abflugverspätungen und Flugabsagen mit zu betrachten. Diese Kosten werden direkt vom Flugzeug verursacht, in dieser Arbeit jedoch nicht mit berücksichtigt. Es werden in dieser Arbeit die direkten Betriebskosten ermittelt, die für ein Flugzeug einer Flotte innerhalb eines Jahres anfallen (aircraft annual costs).

Die direkten Betriebskosten von Flugzeugsystemen werden durch diverse Eingangsparameter unterschiedlich beeinflusst. Die Eingangsparameter für  $DOC_{\text{sys}}$  werden unterteilt in:

- Flugzeugspezifische Parameter
- Systemspezifische Parameter
- Flugmissionsdaten
- Ökonomische Daten

Diese Daten werden in der folgenden **Tabelle 6.1** dargestellt.

Tabelle 6.1 Eingangsparmeter für  $DOC_{sys}$

Parameter	Einheit	Eingang in Kostenelement
<b>Flugzeugspezifische Eingangsparameter</b>		
Maximale Abflugmasse (MTOW)	kg	FUEL <sub>sys</sub>
Maximale Masse ohne Kraftstoff (MZFV)	kg	FUEL <sub>sys</sub>
Gleitzahl des Flugzeuges im:		
- Steigflug	-	FUEL <sub>sys</sub>
- Reiseflug	-	FUEL <sub>sys</sub>
- Sinkflug	-	FUEL <sub>sys</sub>
Anzahl der Passagiersitze	-	DELAY <sub>sys</sub>
Triebwerkstyp:		
- Anzahl der Triebwerke	-	FUEL <sub>sys</sub>
- Turbineneintrittstemperatur	K	FUEL <sub>sys, Zapfluft</sub>
<b>Systemspezifische Eingangsparameter</b>		
Systempreis	US\$	DEPR <sub>sys</sub>
Abschreibung des Systems:		
- Abschreibungszeitraum	N	DEPR <sub>sys</sub>
- relativer Restwert	%	DEPR <sub>sys</sub>
- Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtnutzung	%	DEPR <sub>sys</sub>
- jährliche Nutzungsdauer	h	DEPR <sub>sys</sub>
- maximale Nutzungsdauer	h	DEPR <sub>sys</sub>
Kraftstoff für feste Massen:		
- Systemmasse	kg	FUEL <sub>sys, feste Masse</sub>
Kraftstoff für variable Massen:		
- Massenabnahme im Steigflug	kg/s	FUEL <sub>sys, variable Masse</sub>
- Massenabnahme im Reiseflug	kg/s	FUEL <sub>sys, variable Masse</sub>
- Massenabnahme im Sinkflug	kg/s	FUEL <sub>sys, variable Masse</sub>
Kraftstoff für Wellenleistung:		
- elektrischer Energieverbrauch im Steigflug	W	FUEL <sub>sys</sub>
- elektrischer Energieverbrauch im Reiseflug	W	FUEL <sub>sys</sub>
- elektrischer Energieverbrauch im Sinkflug	W	FUEL <sub>sys</sub>
Kraftstoff für Zapfluft:		
- Druckluftverbrauch im Steigflug	kg/s	FUEL <sub>sys, Zapfluft</sub>
- Druckluftverbrauch im Reiseflug	kg/s	FUEL <sub>sys, Zapfluft</sub>
- Druckluftverbrauch im Sinkflug	kg/s	FUEL <sub>sys, Zapfluft</sub>
Kraftstoff für Stauluft:		
- benötigter Volumenstrom aus Stauluft im Steigflug	m <sup>3</sup> /s	FUEL <sub>sys, Stauluft</sub>
- benötigter Volumenstrom aus Stauluft im Reiseflug	m <sup>3</sup> /s	FUEL <sub>sys, Stauluft</sub>
- benötigter Volumenstrom aus Stauluft im Sinkflug	m <sup>3</sup> /s	FUEL <sub>sys, Stauluft</sub>
Kraftstoff für zusätzlichen Widerstand:		
- zusätzlicher $c_D$ -Wert im Steigflug	-	FUEL <sub>sys, zus. Widerstand</sub>
- zusätzlicher $c_D$ -Wert im Reiseflug	-	FUEL <sub>sys, zus. Widerstand</sub>
- zusätzlicher $c_D$ -Wert im Sinkflug	-	FUEL <sub>sys, zus. Widerstand</sub>
- Referenzfläche ( $A_{Ref}$ ) des Teils	m <sup>2</sup>	FUEL <sub>sys, zus. Widerstand</sub>
Wartungskosten:		
- Wartungsstunden pro Flugstunde ON Aircraft	h/h	DMC <sub>sys</sub>
- Wartungsstunden pro Flugstunde OFF Aircraft	h/h	DMC <sub>sys</sub>
- Materialkosten pro Flugstunde für das System	US\$/h	DMC <sub>sys</sub>
Ersatzteilbevorratung:		
- Redundanzgrad des Systems	-	SHC <sub>sys</sub>
- Verhältnis von Ersatzteilpreis zu Systempreis	%	SHC <sub>sys</sub>
- Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	%	SHC <sub>sys</sub>
- durchschnittliche Zeit bis repariertes Teil wieder verfügbar ist	h	SHC <sub>sys</sub>
- Zeitraum zwischen ungeplantem Austausch	h	SHC <sub>sys</sub>
- Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	%	SHC <sub>sys</sub>
- Flottengröße mit dem betrachteten Flugzeugsystem	-	SHC <sub>sys</sub>

<b>Flugmissionsdaten</b>	
Flugzeit	s FUEL <sub>sys</sub> , SHC <sub>sys</sub>
Reiseflughöhe	m FUEL <sub>sys</sub>
Fluggeschwindigkeit im:	
- Steigflug	m/s FUEL <sub>sys</sub>
- Reiseflug	m/s FUEL <sub>sys</sub>
- Sinkflug	m/s FUEL <sub>sys</sub>
Steigrate	m/s FUEL <sub>sys</sub>
Sinkrate	m/s FUEL <sub>sys</sub>
Anzahl der Flüge pro Jahr	- FUEL <sub>sys</sub> , SHC <sub>sys</sub>
<b>Ökonomische Eingangsparameter</b>	
Stundensatz (Lohn/Gehalt)	US\$ DMC <sub>sys</sub>
Kraftstoffpreis	US\$/kg FUEL <sub>sys</sub>
Zinssatz für Kapitalverzinsung	% SHC <sub>sys</sub>

## 7 Aufbau des $DOC_{sys}$ -Vergleichs

### 7.1 Grundsätzliches

Für einen Vergleich des Wassersystems von konventionellen Flugzeugen mit dem OBOWAGS<sup>®</sup> ist der Einfluss des OBOWAGS<sup>®</sup> auf andere Systeme im Flugzeug in der  $DOC_{sys}$ -Rechnung von entscheidender Bedeutung. Zunächst wird die Option der Luftbefeuchtung und des Duschens in zukünftigen Flugzeugen nicht mit berücksichtigt, um den Vergleich nicht zu verzerren.

Ausgehend davon, dass die Brennstoffzelle die gesamte benötigte elektrische Energie im Flugzeug bereitstellt, wird die herkömmliche Energieumformung durch die Triebwerksgeneratoren (IDG – Integrated Drive Generator) überflüssig. Dadurch entfällt die benötigte Wellenleistung zum Antrieb der Generatoren.

Die Brennstoffzelle wird für den durchschnittlichen Leistungsbedarf der verschiedenen Flugzeuge ausgelegt. Ein kurzzeitiger Mehrbedarf (Leistungsspitzen) wird über ein Powermanagement ausgeglichen. Wird ein höherer durchschnittlicher Leistungsbedarf, als in diesem Modell angenommen, benötigt, dann soll diese Leistungsdifferenz nicht durch die Brennstoffzellen des OBOWAGS<sup>®</sup> bereitgestellt werden. Für diesen Fall kann die Versorgung mit zusätzlicher elektrischer Energie entweder durch Wellenleistung der Turbinen des OBOWAGS<sup>®</sup> oder durch Integration zusätzlicher Brennstoffzellen, deren Hauptaufgabe in der Bereitstellung von elektrischer Energie besteht, gewährleistet werden.

Durch die Mehrfachauslegung (Redundanz) des Brennstoffzellensystems und der damit verbundenen hohen Sicherheit werden die herkömmlichen Notstromaggregate (APU, RAT) überflüssig. Die „überschüssige“ Leistung der Mikroturbinen wird zur Erzeugung von Druckluft genutzt, die dem Klimasystem zugeführt wird. Durch diese Einspeisung wird weniger Zapfluft von den Triebwerken abgenommen.

Das Programm „ $DOC_{sys}$ “ (Scholz 1999) ist in der Lage, die Kosten die durch den Betrieb des Systems entstehen, zu berechnen. Die Bereitstellung von Energieströmen des OBOWAGS<sup>®</sup> muss separat ermittelt werden. Dafür wurde im Rahmen dieser Diplomarbeit ein  $SOF_{C_{sys}}$ -Programm erstellt, mit dem bei gegebenen elektrischen Leistungen Kosten des Brennstoffzellensystems, Massenströme (wie z.B. Luft und Wasser) und Druckluftmengen generiert werden können. Dieses Programm befindet sich im **Anhang B** und ist dort näher erläutert und dargestellt.

Das OBOWAGS<sup>®</sup> erfüllt nicht nur die Aufgaben der Wasserversorgung, sondern stellt auch durch die Abgabe von Energieströmen die gesamte elektrische Energie sowie einen Teil der

Druckluft zur Verfügung. Um einen direkten Vergleich der Systeme herstellen zu können, werden beim konventionellen Wassersystem die entsprechenden Energieströme mit den Komponenten Triebwerksgenerator, Hilfstriebwerk und Stauluftturbine in die Systemgrenzen integriert. Bei der Betriebskostenberechnung des aufgestellten Systems in konventionellen Flugzeugen ist zu beachten, dass nur der Anteil an Druckluft berücksichtigt wird, welcher der vom OBOWAGS<sup>®</sup> zur Verfügung gestellten Druckluftmenge entspricht. Im **Bild 7.2** sind die für das konventionelle System festgelegten Systemgrenzen dargestellt und im **Bild 7.4** für das OBOWAGS<sup>®</sup>. In den folgenden DOC-Berechnungen der Systeme werden demzufolge stets die Gesamtkosten der Wasserversorgung, der Bereitstellung von elektrischer Energie und der anteiligen Druckluftversorgung ermittelt und verglichen (**Bild 7.1**).

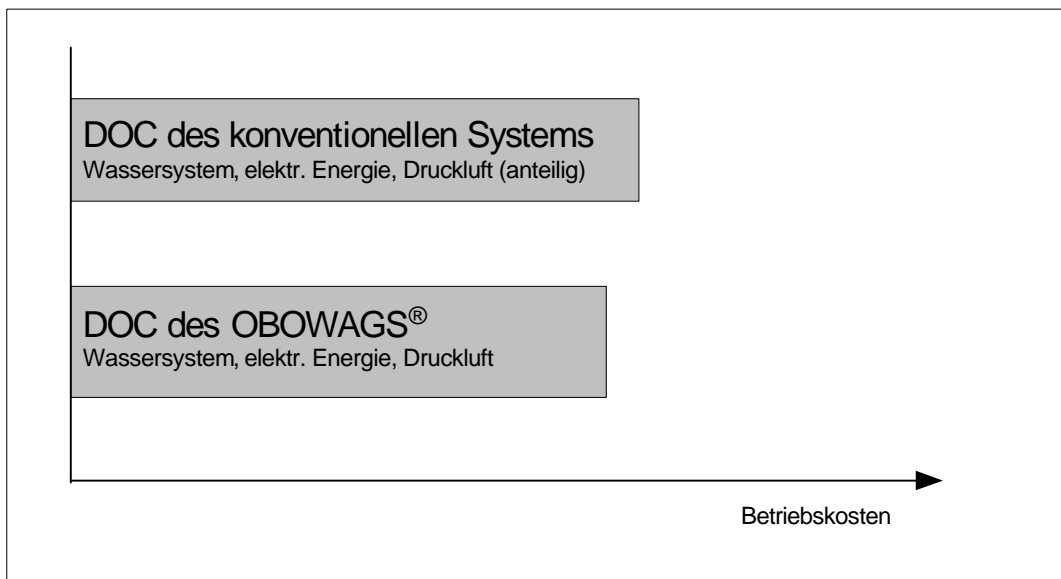


Bild 7.1 Prinzipskizze für die Ermittlung der Betriebskosten mit dem  $DOC_{sys}$ -Programm

## 7.2 Flugmechanische Daten

Die Gleitzahl  $E=L/D$ , die Steigrate, die Sinkrate und die Anzahl der Flüge pro Jahr können mit allgemeingültigen Formeln errechnet werden. Um sicherzustellen, dass die Ergebnisse auf praxisnahen Daten basieren, werden diese Daten von der Airbus-Abteilung **Configuration (ETXGI)** übernommen und sind in der **Tabelle 7.1** aufgelistet. Die Triebwerksparameter wurden von **Lemke 2000** übernommen.

Tabelle 7.1 Flugmechanik

	Einheit	A320	A330	A340-600	A380-800
Maximale Abflugmasse	kg	77000	233000	368000	560000
Maximale Masse ohne Kraftstoff	kg	62500	168000	240000	361000
Triebwerkstyp		IAE V2500	CF680E1A4	Trent556	Trent 970
Anzahl Triebwerke	n	2	2	4	4
L/D Steigflug		16,21	16,75	15,35	16
L/D Reiseflug		19,56	21	19,6	20,25
L/D Sinkflug		12,34	12,75	11,35	12
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
Reiseflughöhe	m	11886	11887	11887	11887
Flugzeit	s	21600	39600	57600	57600
Steigrate	m/s	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	m/s	9,2	9,45	9,98	7,9
Flugmissionszeit	h	7	12	17	17
Anzahl Flüge pro Jahr	N	596	429	323	323

### 7.3 DOC von konventionellen Systemen

Im **Bild 7.2** sind die Systemgrenzen aufgezeigt, für welche die Betriebskosten ermittelt werden und welche die Basis des Kostenvergleiches bilden.

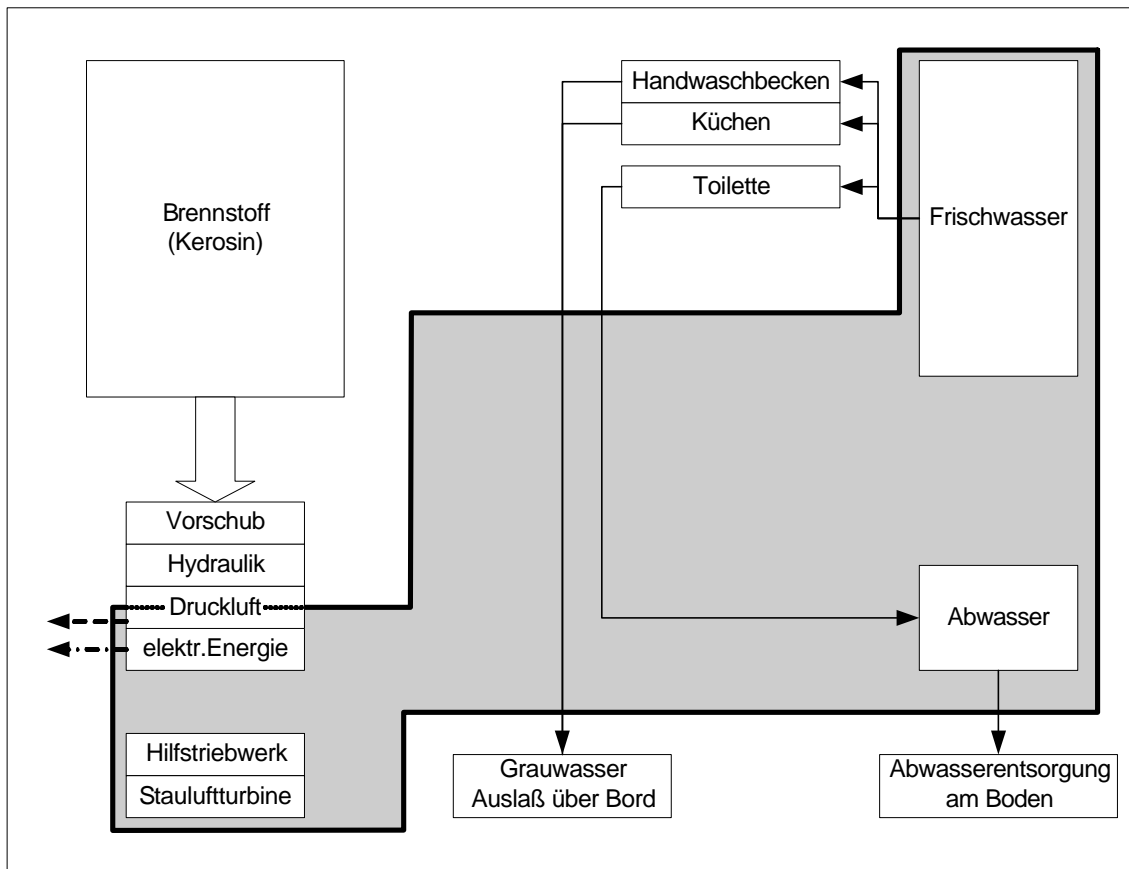


Bild 7.2 Systemgrenzen des konventionellen Systems



Für die direkten Betriebskosten sind zu berücksichtigen:

1. Systempreis/Abschreibung
2. Kraftstoffkosten für den Transport von fixen Massen
3. Kraftstoffkosten für den Transport von variablen Massen
4. Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme
5. Kraftstoffkosten durch Zapfluentnahme
6. Kraftstoffkosten durch Luftwiderstand
7. Wartungskosten
- (8). Frischwasser (da nur geringe Herstellkosten nicht berücksichtigt)

### 7.3.1. Systempreis

Die Ermittlung des Systempreises wird zunächst von den Kosten der einzelnen Komponenten des Wasser-/Abwassersystems bestimmt. Da einige dieser Bauteile übergreifend in anderen Systemen im Flugzeug, wie z.B. elektrisches System, Druckluftsystem, etc. wirken, ist eine direkte Zuordnung der Einzelkosten nicht immer möglich. Mit Hilfe einer statistischen **Tabelle 7.2**, in welcher der Preis von Wassersystemen in Bezug auf die Systemmasse ausgewertet wurde, werden die folgenden Preise für die Wassersysteme der verschiedenen Flugzeuge angenommen.

Tabelle 7.2 Preise von Wassersystemen (nach **Scholz 2002**)

	Masse ( $m$ ) kg	Preis/Masse ( $P/m$ ) US\$/kg	Preis <sub>sys</sub> ( $P$ ) US\$
A300	120	890	110000
A310	90	1050	98000
A320	150	310	47000
A330	210	510	108000
A340	370	500	188000
A380	560	550	309000

Der Preis des aufgestellten Systems wird auch durch die folgenden Komponenten maßgeblich beeinflusst:

Triebwerksgenerator  
 Hilfstriebwerk  
 Stauluftturbine

Die Preise der Triebwerksgeneratoren inklusive Installationskosten werden nach Abschätzungen der Airbus-Abteilung Water/Waste (**ECYS2**) mit 1000 US\$/kg angenommen und in **Tabelle 7.3** dargestellt.

Tabelle 7.3 Preise von Triebwerksgeneratoren (IDG)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Maximale elektrische Leistung	kW	180	230	360	600
Gewicht	kg	180	230	360	600
Preis	US\$	180000	230000	360000	600000

Die Preise für die Hilfstriebwerke (APU) der verschiedenen Flugzeugtypen werden nach Aussage der Airbus-Abteilung Auxiliary Power (**EEV**) festgelegt und in der **Tabelle 7.4** dargestellt.

Tabelle 7.4 Preise von Hilfstriebwerken (APU)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Gewicht	kg	350	500	500	750
Preis	US\$	180000	280000	420000	600000

Durch die Airbus-Abteilung Purchase (**PCD2**) werden die Einkaufspreise für die verschiedenen Stauluftturbinen (RAT), wie in **Tabelle 7.5** dargestellt, festgelegt.

Tabelle 7.5 Preise von Stauluftturbinen (RAT)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Gewicht	kg	50	79	79	146
Preis	US\$	47500	80000	105000	178000

### 7.3.2 Abschreibung

Die Abschreibungskosten setzen sich aus den Anschaffungskosten, dem Wiederverkaufswert und der Anzahl der genutzten Jahre zusammen. Ausgehend von einer linearen Abschreibung gilt:

$$Depr_{sys} = \frac{price - residual}{N} = \frac{1 - \left(\frac{residual}{price}\right)}{\frac{N}{price}} \quad (7.1)$$

Mögliche Werte zur Berechnung der Abschreibung (zum Teil aus **Scholz 2000**) sind in der **Tabelle 7.6** zusammengetragen.

Tabelle 7.6 Werte zur Berechnung der Abschreibungskosten

Organisation	Abschreibungs- zeitraum $N$ (Jahre)	Wiederverkaufswert bezogen auf Anschaffungspreis %	Quelle
Airbus Industrie	15	10	<b>Airbus 1988</b>
Deutsche Lufthansa	14	0	<b>Lufthansa 1982</b>
NASA/American Airline	14-16	10-15	<b>NASA 1977 / AA 1978</b>
Fokker	15	10	<b>Fokker 1993</b>
Association of European Airlines (Kurz-/Mittelstrecke)	15	10	<b>AEA 1989 a</b>
Association of European Airlines (Langstrecke)	16	10	<b>AEA 1989 b</b>
Raymer (Literatur)	12	10	<b>Raymer 1989</b>

Mit diesen Daten wird für die Wirtschaftlichkeitsrechnung ein Restwert von 10 % des Anschaffungspreises nach 15 Jahren ausgewählt.

### 7.3.3 Kraftstoff für den Transport von festen und variablen Massen

Ausgehend von den Systemgrenzen, die in **Abschnitt 7.3** festgelegt wurden, ergeben sich die in **Tabelle 7.7** dargestellten Massenbilanzen. Die Werte für die maximale Wassermasse werden von der Airbus-Abteilung Water/Waste (**ECYS2**) übernommen und basieren auf technischen Spezifikationen der einzelnen Flugzeugtypen. Die Masse der Komponenten errechnet sich mit der **Formel 7.2**.

$$m_{\text{Komponenten}} = m_{\text{Wassersystem}} + m_{\text{Generatoren}} + m_{\text{Hilfstriebwerk}} + m_{\text{Staulufturbine}} \quad (7.2)$$

Tabelle 7.7 Massen des Systems

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Masse der Komponenten	kg	730	1019	1309	2056
maximale Wassermasse	kg	210	700	1050	1800
Gesamtmasse	kg	940	1719	2359	3856
variable Masse	kg	140	467	700	1200
Massenstrom	kg/s	0,00556	0,01080	0,01144	0,01961
Fixe Masse	kg	800	1252	1659	2656

### 7.3.4 Wellenleistungsentnahme

Für die erforderliche Wellenleistung wird nach Aussage der Airbus-Abteilung Water/Waste (**ECYS3**) ein Generatorwirkungsgrad von 85 % veranschlagt. Das Gewicht der Generatoren wird mit ca. einem Kilogramm pro Kilowatt laut Airbus-Abteilung Electric Installation (**ECYE2**) angenommen. Für die DOC-Rechnung wird eine durchschnittliche elektrische Leistung von 60 % der maximalen Generatorleistung während des Reisefluges angenommen. Diese Annahme beruht auf folgenden Beispielwerten: Die DC10, welche eine maximale Generatorleistung von 270 kW besitzt, benötigt nur 140 kW elektrische Leistung im Reiseflug; beim A380 mit einer maximalen Leistung von 600 kW wird die Durchschnittsleistung auf 410 kW geschätzt. In **Tabelle 7.8** ist die benötigte Triebwerkswellenleistung für die Bereitstellung der elektrischen Energie dargestellt.

Tabelle 7.8 Wellenleistungsentnahme

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Maximale elektrische Leistung	kW	180	230	360	600
Durchschnittliche elektr. Leistung	kW	108	138	216	410
Wellenleistung	kW	127	162	254	482

### 7.3.5 Zapfluft

Das Wassersystem wird sowohl durch Zapfluft als auch durch einen Kompressor während des Fluges mit Druck beaufschlagt. Am Boden oder beim Start, wenn keine Zapfluft von den Triebwerken zur Verfügung steht, wird dieser Druck ausschließlich über den Kompressor bereitgestellt. In zukünftigen Flugzeugen wird die Druckbeaufschlagung des Wassersystems vollständig von Kompressoren übernommen.

Der in diesem System zu berücksichtigende Druckluftanteil (**Tabelle 7.9**) ist der abgegebenen Druckluftmenge des OBOWAGS<sup>®</sup> gleichzusetzen, da vom OBOWAGS<sup>®</sup> nur ein geringer Teil der benötigten Druckluftmenge bereitgestellt werden kann. Der Druckluftvolumenstrom, welcher vom Brennstoffzellensystem zur Verfügung gestellt wird, ist von der elektrischen Leistung abhängig und ergibt sich aus dem *SOFC<sub>sys</sub>*-Simulationsprogramm.

Tabelle 7.9 Zu berücksichtigender Druckluftvolumenstrom

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Druckluftvolumenstrom	kg/s	0,124	0,159	0,249	0,472

Wartungskosten für die Einspeisung der von der Brennstoffzelle zur Verfügung gestellten zusätzlichen Druckluft werden hier nicht mit berücksichtigt, da keine Komponenten aus dem herkömmlichen Druckluftsystem ersetzt werden. Eine zusätzliche Steuerung und Regelung bei der Zusammenführung beider Druckluftströme ist notwendig, so dass diese Wartungskosten

und Komponentengewichte bei der im **Abschnitt 7.4** aufgestellten DOC-Rechnung des OBOWAGS® mit berücksichtigt werden.

### 7.3.6 Luftwiderstand

Da bei den unterschiedlichen Wassersystemen der Wassermassenstrom über Bord ungefähr identisch ist, wird in dieser Arbeit davon ausgegangen, dass der gleiche Drain Mast verwendet wird. Somit können diese Kosten aufgerechnet und in der DOC-Rechnung vernachlässigt werden.

### 7.3.7 Wartungskosten

Die Wartungskosten des aufgestellten Systems pro Flugstunde ( $DMC_{sys}$ ) beinhalten die Wartungskosten des Wassersystems, des Generators, des Hilfstriebwerkes und der Stauluftturbine. Sie setzen sich in dieser Untersuchung aus den Kosten für Wartungsarbeiten am eingebauten Teil im Flugzeug, Kosten für Wartungsarbeiten an ausgebauten Teilen sowie den entstehenden Materialkosten zusammen. Diese Werte sind ein entscheidendes Kaufkriterium für Flugzeugbetreiber im Hinblick auf die laufenden Kosten während des Betriebes des Systems, so dass diese Daten der Geheimhaltung unterliegen.

Aufgrund dieser Tatsache wird in der folgenden **Tabelle 7.10** eine Abschätzung der Wartungskosten des Wasser- und Abwassersystems vorgenommen.

Tabelle 7.10      Wartungs-/Materialkosten des Wasser-/Abwassersystems (nach **Scholz 2002**)

Kostentyp	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,01	0,02	0,02	0,07
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,03	0,05	0,05	0,08
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,09	0,12	0,16	0,83
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	0,60	0,72	0,88	1,43
Wartungskosten Gesamt	MMH/FH	0,04	0,07	0,07	0,15
Materialkosten Gesamt	\$/FH	0,69	0,84	1,04	2,26

Die Wartungskosten der Generatoren sind in der **Tabelle 7.11** dargestellt. Diese Werte werden über eine Abschätzung der gesamten Wartungskosten des elektrischen Systems (**Scholz 2002**) ermittelt. Dabei wird angenommen, dass der Anteil der Wartungskosten der Generatoren ca. 5 % an den gesamten Wartungskosten beträgt.

Tabelle 7.11 Wartungskosten der Generatoren (geschätzt) (nach **Scholz 2002**)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,0005	0,0009	0,0009	0,003
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,001	0,002	0,002	0,003
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,02	0,02	0,03	0,13
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	0,08	0,1	0,15	0,2
Wartungskosten Gesamt	MMH/FH	0,0015	0,0029	0,0029	0,006
Materialkosten Gesamt	\$/FH	0,1	0,12	0,18	0,33

Eine Abschätzung der Wartungskosten des Hilfstriebwerkes erfolgt nach **Scholz 2002** in der **Tabelle 7.12**.

Tabelle 7.12 Wartungskosten des Hilfstriebwerkes (nach **Scholz 2002**)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,002	0,002	0,003	0,02
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,02	0,02	0,02	0,03
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,07	0,08	0,09	0,50
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	1,13	1,25	1,43	4,28

Daten zu den Wartungskosten einer Stauluftturbine sind nicht explizit verfügbar, daher werden sie über eine Abschätzung der gesamten Wartungskosten des hydraulischen Systems (**Scholz 2002**) ermittelt. Es wird dabei angenommen, dass der Anteil der Wartungskosten der Stauluftturbine ca. 5 % an den gesamten Wartungskosten beträgt. Somit wird mit den in **Tabelle 7.13** dargestellten Annahmen weitergerechnet.

Tabelle 7.13 Wartungskosten der Stauluftturbine (nach **Scholz 2002**)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,002	0,002	0,003	0,01
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,01	0,001	0,001	0,01
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,07	0,07	0,08	0,21
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	0,06	0,07	0,07	0,13

In der **Tabelle 7.14** werden die Einzelkosten der Komponenten zusammengefasst und als gesamte Wartungskosten des konventionellen Systems dargestellt.

Tabelle 7.14 Wartungskosten des konventionellen Systems

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,02	0,02	0,03	0,09
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,06	0,07	0,07	0,12
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,25	0,29	0,35	1,68
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	1,87	2,14	2,50	6,04

### 7.3.8 Ermittelte Betriebskosten konventioneller Systeme

Mit dem  $DOC_{sys}$ -Programm (Scholz 1999) ergeben sich die DOC der konventionellen Systeme aus den zuvor aufgeschlüsselten Parametern wie in der folgenden **Tabelle 7.15** dargestellt.

Tabelle 7.15 DOC konventioneller Systeme

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	27270	41880	64380	101220
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	29880	44741	54935	120735
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	25608	43558	73826	124204
- Transport von variablen Massen	2050	7298	13833	24581
- Wellenleistungsentnahme	9606	17257	31855	72449
- Zapfluentnahme	15703	36094	67310	131882
- Stauluftentnahme	0	0	0	0
- Luftwiderstand	0	0	0	0
$DOC_{sys}$	110117	190828	306139	575071

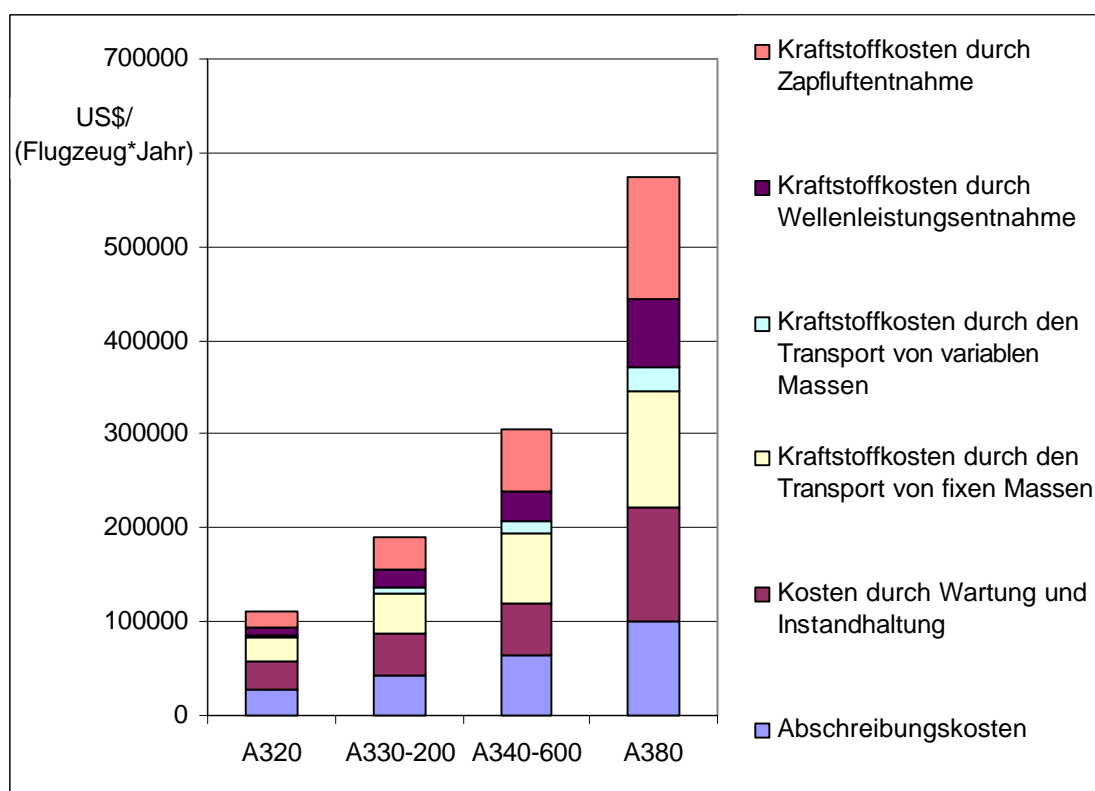


Bild 7.3 DOC konventioneller Systeme

## 7.4 DOC des OBOWAGS®

Im **Bild 7.4** sind die Systemgrenzen für die DOC des OBOWAGS® dargestellt. Die gesamte im Flugzeug benötigte elektrische Energie wird von der Brennstoffzelle bereitgestellt. Somit werden die Generatoren in diesem System nicht mehr benötigt. Die zum Antrieb der Generatoren benötigte Wellenleistung entfällt. Die herkömmlichen Notstromaggregate (APU, RAT) werden aufgrund der Mehrfachauslegung (Redundanz) des Brennstoffzellensystems eingespart. Die „überschüssige“ Leistung der Mikroturbinen wird zur Erzeugung von Druckluft genutzt und dem Druckluftstrom, der durch Zapfluentnahme von den Triebwerken gewonnen wird, zugeführt. Durch diese Einspeisung wird weniger Zapflut von den Triebwerken abgenommen.

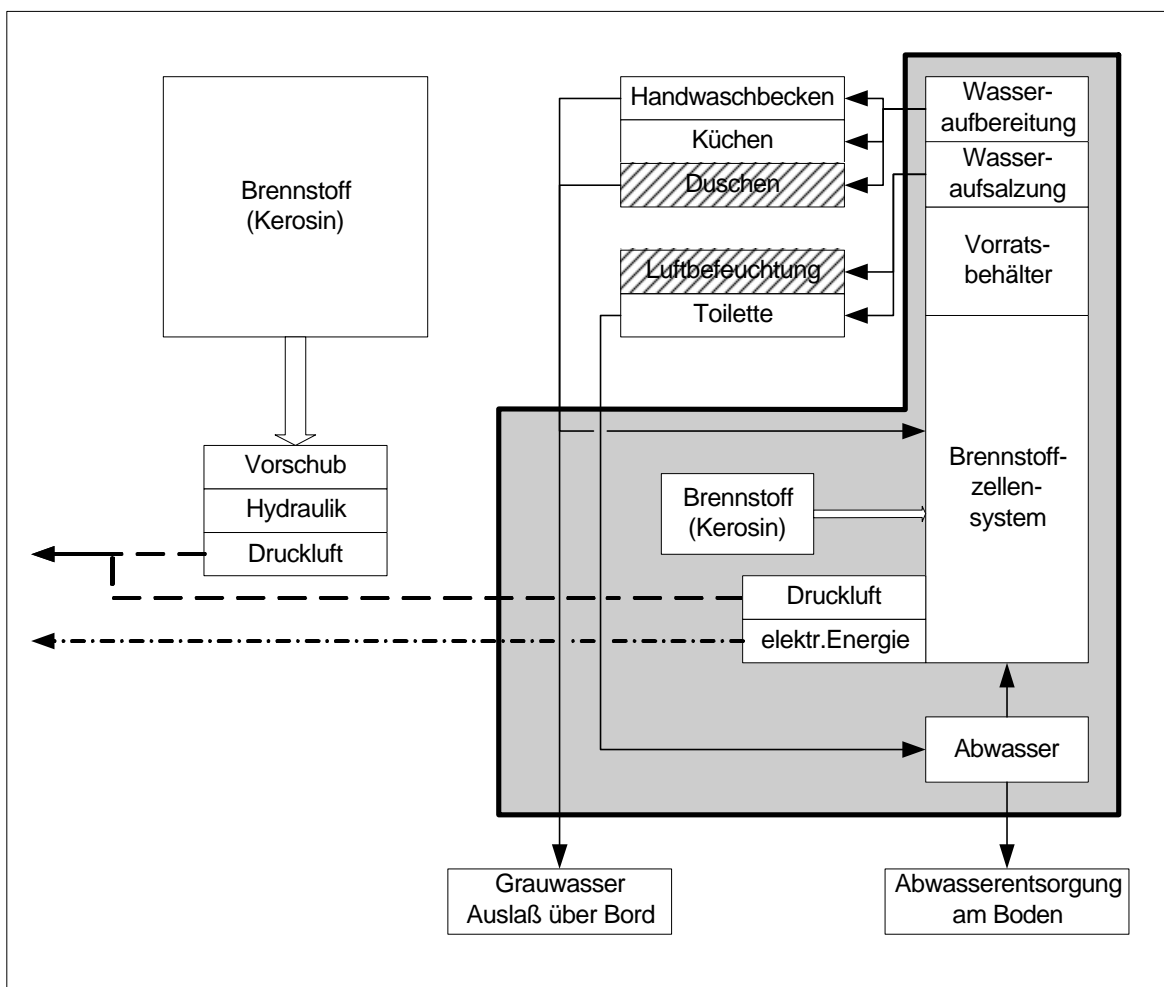


Bild 7.4 Systemgrenzen im OBOWAGS®

Für den Vergleich der verschiedenen Systeme werden Flugzeug- und Missionsparameter, wie Reiseflughöhe, Flugzeit, Fluggeschwindigkeit, Anzahl der Flüge pro Jahr, etc. nicht verändert.



Die folgenden Kostenelemente der DOC-Rechnung müssen neu kalkuliert werden:

1. Systempreis
2. Abschreibung
3. Kraftstoffkosten für den Transport von fixen und variablen Massen
4. Wartungskosten
5. Kosten durch Stauluftentnahme

### 7.4.1 Systempreis

Die Brennstoffzellentechnologie, speziell die der SOFC, ist noch eine junge Technologie. Die Möglichkeiten der kommerziellen Nutzung wurden erst in den letzten Jahren intensiver betrachtet, so dass die Kosten eines SOFC-Stacks bisher nur grob abzuschätzen sind. Laut einer Studie des Department of Energy (DOE) müssen die spezifischen Kosten des SOFC-Gasturbinensystems bei Markteinführung zwischen 400 und 1000 US\$/KW liegen, um mit bestehenden Technologien konkurrieren zu können. Siemens Westinghouse, die weltweit als erste eine SOFC Brennstoffzelle mit einer Turbine gekoppelt und realisiert haben, setzten spezifische Kosten für dieses Brennstoffzellensystem zwischen 1000 und 1300 US\$/KW an bei ca. 220 US\$/KW Stackkosten. 180 bis 330 US\$/KW spezifische Kosten für den Stack wurden von Rolls Royce für einen Markteinstieg genannt. Diese Werte sind im **Bild 7.5** zusammengestellt.

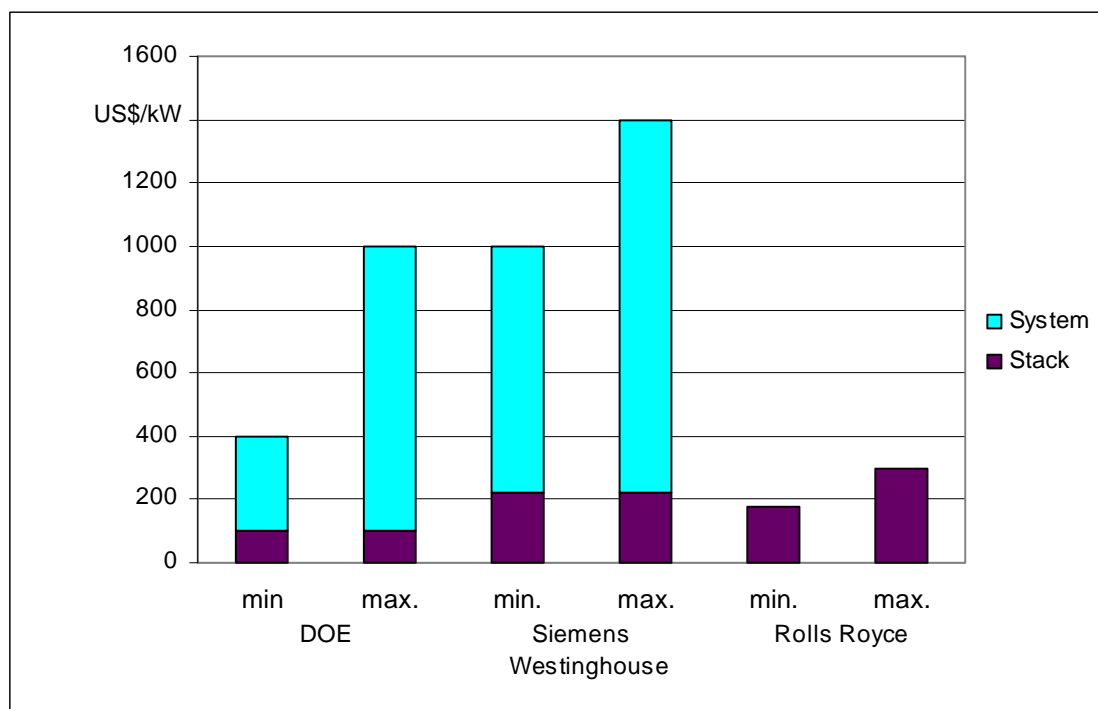


Bild 7.5 Spezifische Kosten von SOFC-Systemen bei Markteinführung (nach Winkler 2002)

Gleichzeitig wird aus dem **Bild 7.5** der prozentuale Anteil der Kosten des Brennstoffzellenstacks an den Gesamtkosten ersichtlich. In **ASUE 2001** (S. 45) wird eine Aufteilung der Gesamtkosten eines Brennstoffzellensystems abgeschätzt, bei der 1/3 der Investitionskosten auf die eigentliche innovative Brennstoffzelle entfallen, während 2/3 der Gesamtkosten durch konventionelle Subsysteme wie Gasaufbereitung, Stromkonditionierung, Steuerung, Regelung und Wärmenutzung verursacht werden.

Für eine erste Untersuchung wird von Kosten für das Brennstoffzellensystem von 1000 US\$/KW ausgegangen. Damit ergeben sich für das flugzeugabhängige Brennstoffzellensystem die in **Tabelle 7.16** dargestellten Preise.

Tabelle 7.16 Preise des Brennstoffzellensystems

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Durchschnittliche elektr. Leistung	kW	108	138	216	410
Anschaffungskosten	US\$	108000	138000	216000	410000

Für die Aufstellung des Systempreises des OBOWAGS<sup>®</sup> sind zusätzliche Kosten für die Wasseraufbereitung, Reinigung, Abwasserfiltration, Frischwassertankreduzierung, Wasserleitungen und Anschlüsse zu ermitteln.

Der Vorratsbehälter muss Spitzenverbräuche der Wasserverbraucher abdecken können. Des Weiteren muss gewährleistet sein, dass beim Anfahren der Brennstoffzelle Wasser zur Verfügung steht. Zurückgreifend auf bestehende Frischwassertankkonfigurationen in konventionellen Wassersystemen, wie sie in **Tabelle A.2** dargestellt sind, werden folgende Vorratsbehältergrößen für das OBOWAGS<sup>®</sup> gewählt. Diese werden in der nachfolgenden **Tabelle 7.17** aufgelistet.

Tabelle 7.17 Vorratsbehälter im OBOWAGS<sup>®</sup>

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
maximales Volumen	l	100	200	200	295
Gewicht	kg	9	19	19	13

Der Sammelbehälter für das in die Brennstoffzelle zurückzuführende Wasser wird mit einem Volumen von 50 l und einer Masse von 6 kg angenommen. Dieser hat die Aufgabe, das entzogene Wasser aus dem Abwassertank mit dem Wasser aus den Handwaschbecken, Küchen und Duschen zu vermischen.

Über die Auflistung der Gewichte der einzelnen Komponenten und den Systempreis pro Kilogramm System (nach **Tabelle 7.2**) werden die durchschnittlichen Kosten der Einzelkomponenten bestimmt (**Tabelle 7.18**).

Tabelle 7.18 Massen und Preise von Einzelkomponenten

	A320		A330-200		A340-600		A380-800	
Faktor (US\$/kg)	313		510		504		553	
Einheit	kg	US\$	kg	US\$	kg	US\$	kg	US\$
Wasser Aufbereitung	14	4230	28	14243	34	17254	50	27650
Wasser Reinigung	41	12689	84	42730	103	51762	150	82950
Wasser Filterung	14	4230	28	14243	34	17254	50	27650
Anschlüsse/Leitungen	65	20303	134	68368	164	82819	240	132720
Wasser Steuerung/ Regulierung	8	2538	17	8546	21	10352	30	16590
Vorratsbehälter	9	2817	19	9690	19	9576	13	7189
Sammelbehälter	6	1878	6	3060	6	3024	6	3318
Gesamt	156	48684	315	160880	381	192042	539	298067

Eine Abschätzung des Systempreises wird über die Preise der Einzelkomponenten (**Tabelle 7.18**) und des Brennstoffzellensystems (**Tabelle 7.16**) vorgenommen und in **Tabelle 7.19** dargestellt.

Tabelle 7.19 Systempreis des OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Komponentenkosten	US\$	48684	160880	192042	298067
Brennstoffzellensystemkosten	US\$	108000	138000	216000	410000
Systempreis des OBOWAGS	US\$	156684	298880	408042	708067

## 7.4.2 Abschreibung

Ausgehend davon, dass bei Markteinführung des SOFC-Systems die Zuverlässigkeit über mehrere Jahre gewährleistet ist und das System danach noch einen Restwert besitzt, werden in **Tabelle 7.6 (Abschnitt 7.3.2)** Werte zur Berechnung der Abschreibungskosten bei einem Abschreibungszeitraum von 15 Jahren und einem Wiederverkaufswert von 10 % der Anschaffungskosten festgelegt.

## 7.4.3 Kraftstoff für den Transport von fixen und variablen Massen

Das Gewicht, welches im OBOWAGS® unverändert bleibt, setzt sich aus folgenden Einzelmassen zusammen: Brennstoffzellensystem (inklusive Reformer, Druckbeaufschlagung und Wärmetauscher), Komponenten des Wassersystems, Wasser im Vorratsbehälter, Wasser im Sammelbehälter und einem Brennstoffanteil, der für einen Ausfall beider Triebwerke ausgelegt ist. Das Gewicht des Brennstoffzellensystems inklusive Reformer, Druckbeaufschlagung und Wärmetauscher wird mit zwei Kilogramm pro Kilowatt bei Markteinstieg angenommen. Die Massen der Komponenten des Wassersystems sind in der **Tabelle 7.18** enthalten. Das

Wasservolumen in den Vorratsbehältern wird durch die in der **Tabelle 7.17** gegebenen Größen bestimmt. Das Wassergewicht im Sammelbehälter wurde mit 50 l im **Abschnitt 7.4.1** festgelegt. Für die DOC-Rechnung wird davon ausgegangen, dass beide Wasserbehälter immer gefüllt sind. Für die Aufstellung der variablen Massen ist der Kerosinverbrauch in Abhängigkeit von der elektrischen Leistung und von der Flugzeit entscheidend. Des Weiteren muss der Wassermassenstrom, welcher vom Brennstoffzellensystem abgegeben wird und für die Toilettenspülung, Küchen und Handwaschbecken benutzt wird, mit berücksichtigt werden.

Aus der **Tabelle 7.20** ergibt sich je nach Flugzeugtyp und Flugdauer das benötigte Kerosin. Die Masse des Brennstoffes nimmt mit zunehmender Flugzeit ab, ist somit in der DOC-Rechnung als variable Masse einzusetzen und hat damit Einfluss auf die fixe Masse des OBOWAGS®.

Tabelle 7.20 Masse des Kerosins für die Brennstoffzelle

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Flugzeit	h	7	12	17	17
durchschnittliche elektr. Leistung	kW	108	138	216	410
Kerosinmassenstrom	kg/h	16	21	33	62
Kerosinmasse	kg	112	252	561	1054

Zu dem während des Fluges benötigten Brennstoff wird in der nachfolgenden **Tabelle 7.21** noch ein zusätzlicher Kraftstoffbedarf für eine Flugzeit angesetzt, bei welcher alle Triebwerke ausgefallen sind und das Flugzeug sich im Sinkflug befindet. Die Zeit, bis das Flugzeug den Boden erreicht, ist abhängig von der Gleitzahl  $E = L/D$ , der Sinkfluggeschwindigkeit  $v$ , der Vertikalkomponenten der Sinkfluggeschwindigkeit  $v_V$  und der Flughöhe  $h_{Cr}$ . Mit

$$\tan(\mathbf{c}) = \frac{1}{E}, \quad (7.3)$$

$$v_V = v \cdot \sin(\mathbf{c}), \quad (7.4)$$

$$t_{desc} = \frac{h_{Cr}}{v_V}, \quad (7.5)$$

und einer Durchschnittsgleitzahl  $\frac{L}{D} = 20$ , einer Durchschnittsgeschwindigkeit  $v = 190 \frac{m}{s}$  und einer Reiseflughöhe  $h_{Cr} = 11887$  m ergibt sich eine zusätzliche Flugzeit  $t_{desc}$  von 1252 Sekunden. Diese wird hier sicherheitshalber auf 0,5 Stunden gerundet.

Tabelle 7.21 Masse des zusätzlichen Kerosins für die Brennstoffzelle

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Flugzeit	h	0,5	0,5	0,5	0,5
elektrische Leistung	kW	180	230	360	600
Kerosinmassenstrom	kg/h	27	34	54	90,4
Kerosinmasse	kg	14	17	27	45

Der Massenstrom  $\dot{m}_{\text{DrainMast}}$  an Wasser, welcher über den Drain Mast das System verlässt, wird mit der **Formel 7.6** beschrieben.

$$\dot{m}_{\text{DrainMast}} = \dot{m}_{\text{BZab}} - \dot{m}_{\text{BZzu}} - \frac{3}{4} \cdot \dot{m}_{\text{Toilette}} \quad (7.6)$$

Dabei wird unterstellt, dass  $\frac{1}{4}$  des Abwassers aus den Toiletten durch eine Dehydrierung dem System wieder zugeführt wird.

Zusammenfassend ist in der **Tabelle 7.22** die Aufteilung der Einzelmassen ersichtlich.

Die Masse der Gesamtkomponenten ergeben sich aus

$$m_{\text{Komponenten,gesamt}} = m_{\text{BZ System}} + m_{\text{Komponenten}} \quad (7.7)$$

die im System vorhandene Masse an Wasser aus

$$m_{\text{Wasser}} = m_{\text{Wasservorrat}} + m_{\text{Wassersammel}} \quad (7.8)$$

und die gesamte Kerosinmasse aus

$$m_{\text{Keros.}} = m_{\text{Keros.BZ}} + m_{\text{Keros.zusatz}} \quad (7.9)$$

Tabelle 7.22 Massen des OBOWAGS®

Parameter	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Masse der Komponenten	kg	156	315	381	539
Masse des Brennstoffzellensystems	kg	216	276	432	820
Masse der Komponenten, gesamt	kg	372	591	813	1359
Wassermasse	kg	150	250	250	345
Kerosinmasse	kg	126	269	588	1099
Gesamtmasse OBOWAGS	kg	648	1110	1651	2803
variable Masse	kg	112	252	561	1054
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0044	0,0058	0,0092	0,0172
fixe Masse	kg	536	858	1090	1749

### 7.4.4 Wartungskosten

Vorausgesetzt, ein Stackwechsel erfolgt frühestens nach 40.000 Betriebsstunden, werden bei Brennstoffzellen geringere Wartungskosten erwartet als bei Motoren, da unter anderem keine mechanisch bewegten Teile verwendet werden, kein Ölwechsel durchzuführen ist, etc.. Bei den gegebenen Flugmissionsparametern der verschiedenen Flugzeuge sind bis 80.000 Betriebsstunden der Brennstoffzelle veranschlagt. Ausgehend davon, dass bei Markteinführung die Zuverlässigkeit und die Betriebsdauer einer Brennstoffzelle optimiert sind - gegeben durch das Anwenderprofil – werden durch Vergleiche mit **Tabelle 7.23** Wartungs- und Instandhaltungskosten von 0,015 US\$/kWh angenommen. Als Vergleich: Die Firma Vaillant (PEMFC-Brennstoffzellen für die Hausversorgung) hat sich als Vorgabe gesetzt, für ihre Brennstoffzellen eine Einsatzzeit von 15 Jahren bei bis zu 80.000 Betriebsstunden zu erreichen. Eine Wartung soll alle 2 Jahre und eine Inspektion jedes Jahr erfolgen.

Die zu erwartenden Investitions- und Wartungs-/Instandsetzungskosten von Brennstoffzellen-Systemen sind in der **Tabelle 7.23** enthalten. Für einen Vergleich sind die Kenndaten eines Verbrennungsmotoren-BHKW (Gas) mit aufgezeichnet.

Tabelle 7.23 Erwartete Investitions- und Wartungs-/Instandsetzungskosten von BZ-Systemen (nach **Oertel 2001**, S. 189)

	Einheit	Verbrennungsmotor	PEMFC	PAFC	MCFC	SOFC	SOFC-Gasturbine
Leistungsgrößen	kW	5-350	< 250	200	> 250	1-200	> 250
Investitionen	DM/kW	2.160 bis 4.600	1.800 bis 4.500	3.250 bis 6.500	1.500 bis 2.500	*	1.300 (US\$/kW)
Wartung und Instandsetzung	PF/kWh	2,5-4,2	1,0	< 3,3	2,7-3,2	*	*

\* keine Daten verfügbar

Zu den erwarteten Investitions- und Wartungskosten von Brennstoffzellensystemen kommen Wartungskosten für Systeme wie Vorratsbehälter, Leitungen, Wasseraufbereitung und Dehydrierung hinzu. Für diese Abschätzung werden die Wartungskosten des Wasser- und Abwassersystems der konventionellen Flugzeuge zugrunde gelegt. Da beim OBOWAGS® zusätzliche Komponenten zur Wasseraufbereitung und Dehydrierung vorhanden sind, werden hier um 30 % höhere Wartungskosten angenommen (**Tabelle 7.24**).

Tabelle 7.24 Wartungskosten Wasser-/Abwassersystem (Abschätzung nach **Tabelle 7.10**)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,014	0,025	0,030	0,085
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,042	0,060	0,068	0,098
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,118	0,159	0,212	1,079
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	0,777	0,941	1,140	1,859

Bei den Wartungskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> ist zu beachten, dass die Kosten für das Hilfstriebwerk (APU) und die Stauluftturbine (RAT) nicht berücksichtigt werden, da diese Komponenten beim OBOWAGS<sup>®</sup> entfallen.

Die angenommenen Kosten von 0,015US\$/kWh für Wartung und Instandsetzung des Brennstoffzellensystems beinhalten nicht die Komponenten einer Druckbeaufschlagung. Da diese Komponenten (Verdichter und Turbine) den Bauteilen eines Hilfstriebwerkes ähnlich sind, werden die Kosten entsprechend abgeschätzt (**Tabelle 7.25**). Somit entfallen nur die Wartungs- und Instandsetzungskosten der Stauluftturbine (RAT).

Tabelle 7.25 Wartungskosten Verdichter/Turbine (Abschätzung nach **Tabelle 7.12**)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,002	0,002	0,003	0,02
Wartungskosten außerhalb des Flugzeugs	MMH/FH	0,02	0,02	0,02	0,03
Materialkosten am Flugzeug	\$/FH	0,07	0,08	0,09	0,51
Materialkosten außerhalb des Flugzeugs	\$/FH	1,13	1,25	1,43	1,68

Die gesamten Wartungs- und Instandsetzungskosten des OBOWAGS<sup>®</sup>  $C_{OBOWAGS}$  setzen sich aus den folgenden Einzelkosten  $C_i$  zusammen

$$C_{OBOWAGS} = C_{Brennstoffzelle} + C_{Wasserkomponenten} + C_{Verdichter/Turbine} \quad (7.10)$$

und sind in der **Tabelle 7.26** ersichtlich.

Tabelle 7.26 Wartungs- und Instandhaltungskosten für die  $DOC_{ys}$ -Eingabe

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Wartungskosten am Flugzeug	MMH/FH	0,040	0,057	0,079	0,191
Wartungskosten außerhalb des Flugzeuges	MMH/FH	0,056	0,077	0,087	0,133
Materialkosten Gesamt	\$/FH	2,097	2,429	2,866	3,159

Für die DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> sind darüber hinaus noch die Kosten des Kraftstoffes zu berücksichtigen. Die Kraftstoffkosten pro Jahr (US\$/a) errechnen sich aus dem benötigten Kraftstoffmassenstrom pro Stunde (l/h) mal die Anzahl der Flugstunden pro Jahr mal den Kraftstoffpreis (US\$/l). Sie müssen der DOC zugerechnet werden (**Tabelle 7.27**).

Tabelle 7.27 Kraftstoffkostenanteil pro Jahr für die Brennstoffzelle

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
durchschnittliche elektr. Leistung	kWh	108	138	216	410
Kostenanrechnung BZ	US\$/a	14022	22708	38102	71585

### 7.4.5 Stauluftentnahme

Stauluft wird für die Funktion der Brennstoffzelle benötigt und muss beim OBOWAGS® berücksichtigt werden. Der benötigte Luftmassenstrom wird von der Brennstoffzelle vorgegeben. Als zusätzliche Werte gibt es die Staulufteintritts- und Stauluftaustrittsflächen sowie den Öffnungswinkel der Stauluftaustrittsklappe. Da sich die Klappe im Staulufteinlasskanal nach innen hin öffnet, kann sie als unkritisch in Bezug auf den Widerstand angesehen werden. Die Klappe am Stauluftauslasskanal wird nach außen geöffnet und hat damit Einfluss auf den Widerstand des Flugzeuges. Bestehende Angaben oder Berechnungsbasisdaten für den zusätzlichen Widerstandsbeiwert für diese Klappe standen im Rahmen dieser Arbeit nicht zur Verfügung. Da dieser Einfluss im Verhältnis zu den anderen Komponenten jedoch gering ist, wird dieser Wert bei der nachfolgenden Arbeit nicht berücksichtigt. Der Stauluftmassenstrom, welcher für die  $DOC_{sys}$ -Berechnung von Bedeutung ist, ergibt sich aus der Differenz von benötigter Luftmenge und Abgasmenge der Brennstoffzelle (**Tabelle 7.28**).

Tabelle 7.28 Nettostauluftbedarf

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Luftbedarf	m <sup>3</sup> /s	0,07805	0,14092	0,15609	0,33243
Luftabgabe	m <sup>3</sup> /s	0,077944	0,1407339	0,15589	0,3319877
Netto-Stauluft	m <sup>3</sup> /s	0,000106	0,0001861	0,0002	0,0004423

In der **Tabelle 7.29** und im **Bild 7.6** sind die DOC, die durch das OBOWAGS® verursacht werden, dargestellt.

Tabelle 7.29 DOC des OBOWAGS

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	9401	17932	24482	42484
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	36559	60071	78666	106305
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	17157	29850	48505	81789
- Transport von variablen Massen	1637	3940	11088	21585
- Wellenleistungsentnahme	0	0	0	0
- Zapfluftentnahme	0	0	0	0
- Stauluftentnahme	1	1	1	3
- Luftwiderstand	0	0	0	0
- Brennstoffzelle	14022	22708	38102	71585
$DOC_{sys}$	78777	134502	200844	323751



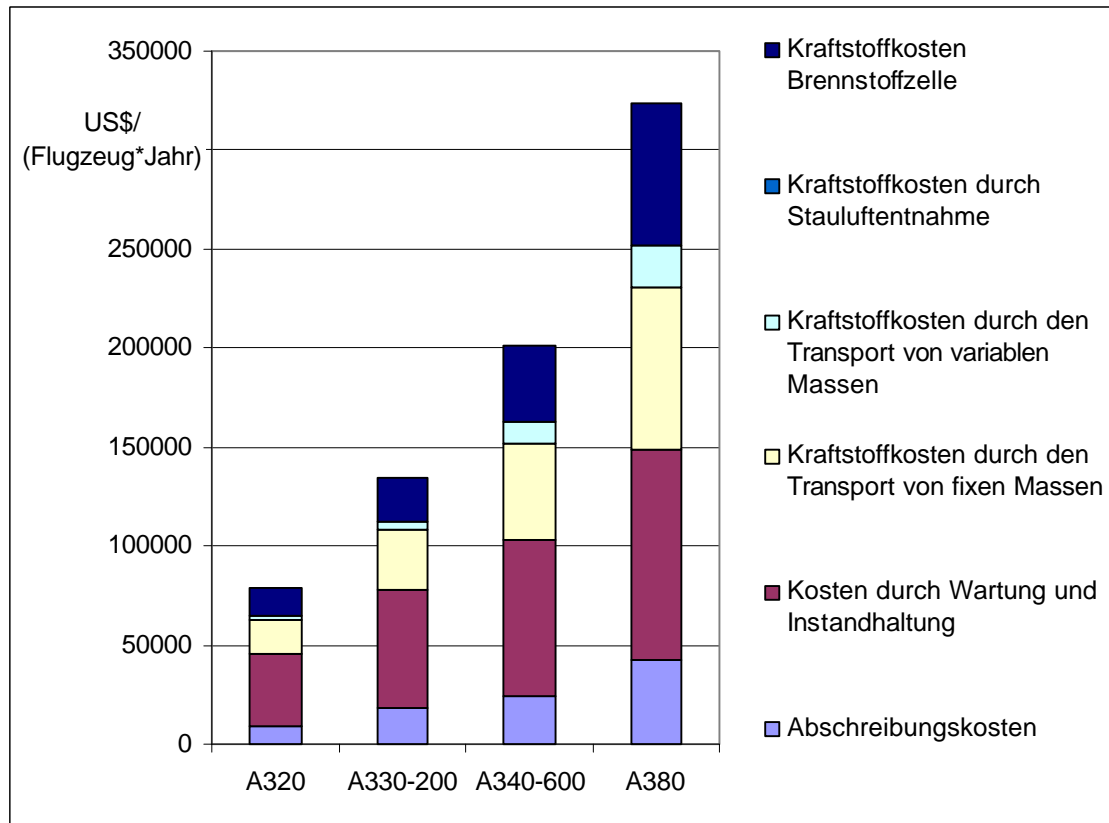


Bild 7.6 DOC des OBOWAGS

## 7.5 Zusammenfassender Vergleich der Berechnungsergebnisse

Mit Hilfe der in den vorangegangenen Abschnitten beschriebenen Methoden und Eingabedaten werden die Betriebskosten für das konventionelle System und für das OBOWAGS® in Flugzeugen berechnet.

Für die Festlegung der Systemgrenzen des konventionellen Systems und des OBOWAGS® wird berücksichtigt, dass das OBOWAGS® kein reines Wassersystem ist, sondern auch die gesamte elektrische Energie sowie einen Teil der Druckluft bereitstellt. In der **Tabelle 7.30** sind die Ergebnisse in absoluten Werten zusammengestellt und in **Tabelle 7.31** in relativen Werten. Die Betriebskosten der beiden verschiedenen Systeme werden unter Berücksichtigung der folgenden Parameter berechnet:

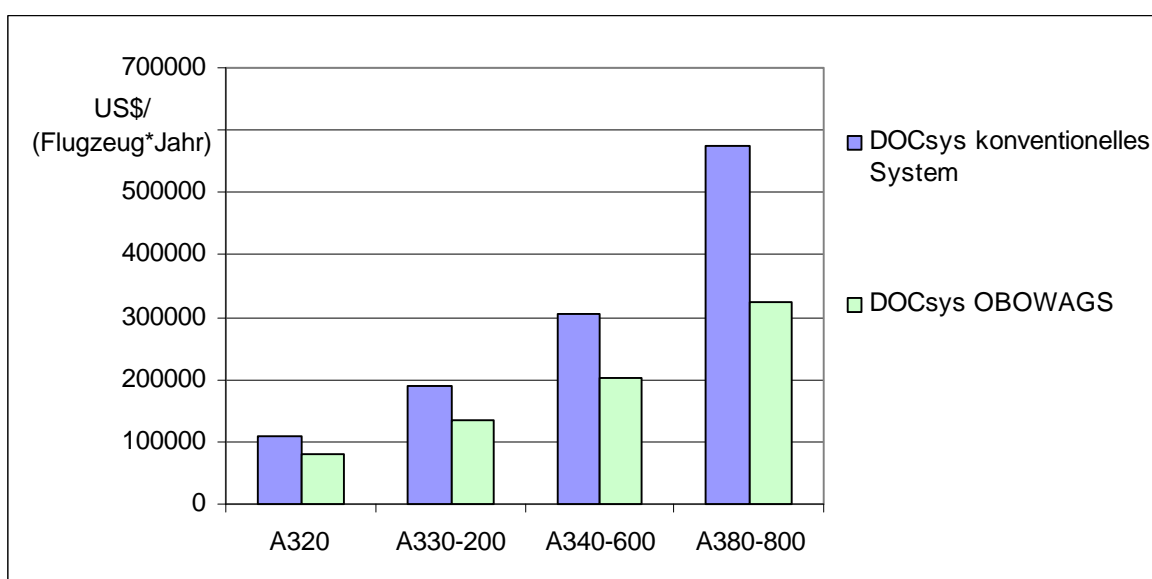
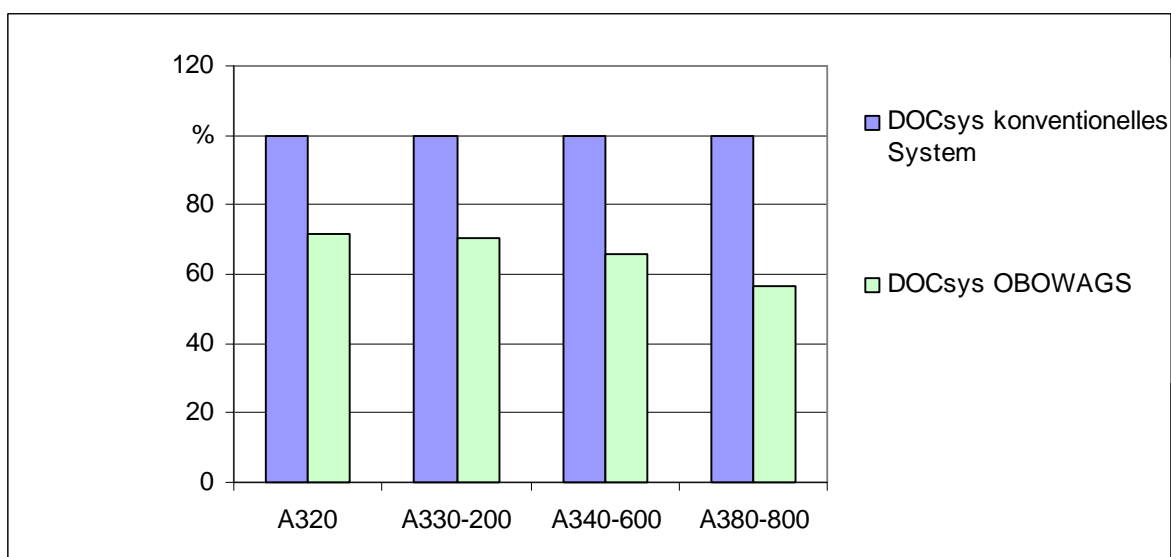
- Abschreibung
- Kraftstoffkosten für fixe und variable Massen
- Kraftstoffkosten für Wellenleistungs- und Zapfluftentnahme
- Wartungskosten
- Kraftstoffkosten durch Zapfluftentnahme

Tabelle 7.30 absoluter Vergleich der  $DOC_{sys}$  des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Einheit	US\$ <i>Flugzeug · Jahr</i>	US\$ <i>Flugzeug · Jahr</i>	US\$ <i>Flugzeug · Jahr</i>	US\$ <i>Flugzeug · Jahr</i>
$DOC_{sys}$ konventionelles System	110117	190828	306139	575071
$DOC_{sys}$ OBOWAGS	78777	134502	200844	323751
$DOC_{sys}$ Einsparungen durch OBOWAGS	31340	56326	105295	251320

Tabelle 7.31 relativer Vergleich der  $DOC_{sys}$  des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Einheit	%	%	%	%
$DOC_{sys}$ konventionelles System	100	100	100	100
$DOC_{sys}$ OBOWAGS	72	70	66	56

Bild 7.7 Absoluter Vergleich der  $DOC_{sys}$  des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen SystemBild 7.8 Relativer Vergleich der  $DOC_{sys}$  des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System

Im **Bild 7.7** werden die Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> und des konventionellen Systems als absoluter Vergleich und im **Bild 7.8** als relativer Vergleich dargestellt. In diesem ersten Vergleich lässt sich ersehen, dass in diesem Modell bei allen ausgewählten Flugzeugtypen eine Wirtschaftlichkeit des OBOWAGS<sup>®</sup> gegeben ist.

Bei den Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen sind Einsparungen bei den direkten Betriebskosten bis zu 30% zu verzeichnen. Eine noch deutlichere Verbesserung der Wirtschaftlichkeit durch den Einsatz des OBOWAGS<sup>®</sup> lässt sich bei den Langstreckenflugzeugen A340-600 und A380-800 feststellen. Die Einsparungen durch das OBOWAGS<sup>®</sup> liegen beim A340-600 im Verhältnis zum konventionellen System bei 34 % und beim A380-800 sogar bei 44 %. Daraus lässt sich der Rückschluss ziehen, dass mit steigender Passagierzahl und dem damit höheren Wasser- und Energieverbrauch die Einsparungen durch das OBOWAGS<sup>®</sup> zunehmen.

Da als Eingangsparameter für beide Langstreckenflugzeuge eine Flugzeit von 17 Stunden angenommen wird, lässt sich in dieser Auswertung kein Rückschluss über den Einfluss der Flugmissionszeit auf das Einsparungspotential des OBOWAGS<sup>®</sup> ziehen. Eine Untersuchung dieses Einflusses erfolgt in den vorgestellten Szenarien im **Kapitel 8**.

## **7.6 DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> mit den Optionen Luftbefeuchtung und Duschen**

In den zukünftigen Flugzeugen A340-600 und A380-800 soll eine separate Luftbefeuchtung für das Cockpit und den Ruhebereich der Piloten angeboten werden. Für das Wohlbefinden ist es erstrebenswert, eine Luftfeuchte von 20 % zu erhalten. Berechnungen von Airbus gehen von einem Wasserbedarf für die Luftbefeuchtung von 5,9 kg pro Stunde aus. Diese beinhalten ein 15 %iges Entweichen des Wassers über die Verkleidung an die Außenhaut, an welcher es auskondensiert und über ein Drainagesystem über Bord gegeben wird. Damit hat die Luftbefeuchtung keinen Einfluss auf die fixen Massen des Systems.

Zusätzlich kann den Flugzeugbetreibern die Option angeboten werden, ihren Passagieren das Duschen an Bord des A380-800 zu ermöglichen. Der Wasserbedarf für das Duschen ohne eine Aufbereitung wird mit 70 Liter pro 10 Minuten Duschzeit veranschlagt. Bei einer Aufbereitung und Rezirkulation des Duschwassers wird von einem Wasserbedarf von 25 Liter pro Duschgang ausgegangen, welcher als Basis für diese Berechnungen gewählt wird. Die Anzahl der Passagiere, die das Duschen an Bord während der Flugzeit benutzen, wird auf 30 Personen festgelegt.

Mit dem im Rahmen dieser Arbeit erstellten  $SOFC_{sys}$ -Programm (nähere Erläuterung im **Anhang B**) wird ermittelt, dass bei einer durchschnittlichen elektrischen Leistung von 216 kWh beim A340-600 die Brennstoffzelle 77 Liter Wasser pro Stunde abgibt. Der Wasserbedarf inklusive der Luftbefeuchtung (**Tabelle A.4**) ist geringer und beträgt nur 72 Liter pro Stunde. Das bedeutet, dass das OBOWAGS<sup>®</sup> die Anforderungen aus der Luftbefeuchtung mit übernehmen kann, ohne dass sich die Betriebskosten ändern. Beim A380-800 reicht die durchschnittliche elektrische Leistung von 410 kW nicht aus, um den Wasserbedarf inklusive Luftbefeuchtung und Duschen zu decken. Es wird mit einer angepassten elektrischen Leistung gerechnet (**Tabelle 7.32**). Die Betriebskosten, die durch die Mehrleistung entstehen, werden dem OBOWAGS<sup>®</sup> angerechnet.

Tabelle 7.32 Kraftstoffkosten pro Jahr für die Brennstoffzelle (Optionen)

	Einheit	A380-800
durchschnittliche elektrische Leistung	kWh	460
Brennstoff	l/h	67
Flugzeit pro Mission	h	16
Anzahl der Flüge pro Jahr	n	334
Kraftstoffpreis	US\$/l	0,21
Kraftstoffkosten pro Jahr gesamt	US\$/a	78556

Für die  $DOC_{sys}$  inklusive der Optionen sind die folgenden Komponenten zu berücksichtigen und zu berechnen:

- Kraftstoffmasse
- Gesamtmasse OBOWAGS<sup>®</sup>
- variable Masse
- Massenstrom Drain Mast
- Kraftstoffkosten Gesamtmasse

In **Tabelle 7.33** erfolgt eine zusammenfassende Darstellung der Betriebskosten des konventionellen Systems, des OBOWAGS<sup>®</sup> sowie des OBOWAGS<sup>®</sup> inklusive der Kosten, die durch die Luftbefeuchtung und das Duschen an Bord mit einer Aufbereitung des Duschwassers entstehen. Die Betriebskosten des konventionellen Systems werden aus Gründen der Vollständigkeit mit aufgelistet. Es sei aber angemerkt, dass ein direkter Vergleich zwischen dem OBOWAGS<sup>®</sup> (Optionen) und dem konventionellen System nicht möglich ist, da in beiden Systemen ein unterschiedlicher Wasserbedarf vorliegt.

Tabelle 7.33 Absoluter Vergleich der Betriebskosten des A380-800

Einheit	Konventionelles System	OBOWAGS®	OBOWAGS® inkl. Optionen
	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	101220	42484	45484
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	120735	106305	121460
Kraftstoffkosten durch:			
- Transport von fixen Massen	124204	81789	86466
- Transport von variablen Massen	24581	21585	23327
- Wellenleistungsentnahme	72449	0	0
- Zapfluftentnahme	131882	0	0
- Stauluftentnahme	0	3	3
- Luftwiderstand	0	0	0
- Brennstoffzelle	-	71585	77358
DOC <sub>sys</sub>	575071	323751	354098

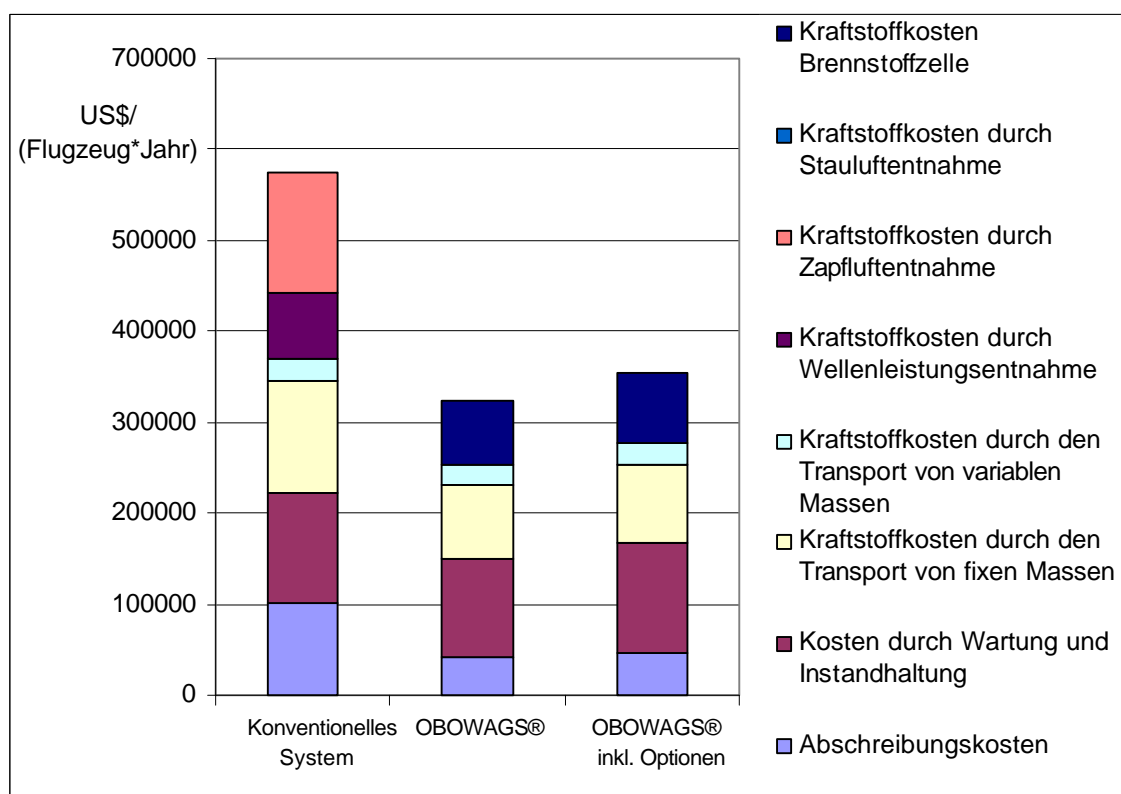


Bild 7.9 Absoluter Vergleich der Betriebskosten des A380-800

Die Betriebskosten des OBOWAGS® und des OBOWAGS® (Optionen) zeigt das **Bild 7.9** in einem quantitativen Vergleich. Zur Vollständigkeit sind auch hier die DOC des konventionellen Systems mit aufgezeigt. Es zeigt sich, dass beim OBOWAGS® (Optionen) im Vergleich zum OBOWAGS® um 9 % höhere Betriebskosten zu veranschlagen sind, um den Wasserbedarf der Luftbefeuchtung und des Duschens zu gewährleisten.

## 8 Szenarien

Um den Einfluss verschiedener Faktoren, wie sie im **Abschnitt 7** angesprochen wurden, tendenziell abwägen zu können, werden in dieser Arbeit die Parameter Flugmissionszeit und ein in Zukunft zu erwartender höherer Kraftstoffpreis näher untersucht. Des Weiteren wird die Investitionsgrenze des wirtschaftlichen Einsatzes des OBOWAGS<sup>®</sup> in verschiedenen Flugzeugtypen ermittelt.

### 8.1 Parameter Flugmissionszeit

Die verschiedenen maximalen Reichweiten von Airbusflugzeugen sind nach Aussage der Airbus-Abteilung **ECYS3** definiert. Die Flugzeuge sollten theoretisch zwar so einzusetzen sein, dass die maximale Reichweite ausgenutzt wird, jedoch lässt sich dies in der Praxis oft nicht umsetzen. Um den Einfluss der Reichweite auf die wirtschaftlichen Aspekte von Flugzeugsystemen vergleichen zu können, wird mit einer Flugmissionszeit von 60 % der maximalen Flugzeit gerechnet. Für die Abschätzung der Flüge pro Jahr wird zunächst die Nutzung von Flugzeugen betrachtet. Diese wird in **Scholz 2000** (S. 14-35) als eine Funktion in Abhängigkeit von der Flugzeit definiert.

$$NFY = \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}} \quad (8.1)$$

Mit der Nutzung verschiedener DOC-Methoden wurden in **Scholz 2000** (S. 14-35) die Parameter zur Flugzeugausnutzung  $k_{U1}$  und  $k_{U2}$  berechnet. Diese sind in der **Tabelle 8.1** dargestellt.

Tabelle 8.1 Parameter zur Flugzeugausnutzung (nach **Scholz 2000**)

Quelle	$k_{U1}$ [h]	$k_{U2}$ [h]
<b>NASA 1977</b>	3205	0,327
<b>AEA 1989</b>	3750	0,750
<b>AEA 1989b</b>	4800	0,420
<b>Airbus 1988</b>		
R < 1000nm	3994	0,754
1000nm R   2000nm	5158	1,650
2000nm < R	6566	3,302

Mit der vorgegebenen Flugzeit für die einzelnen Flugzeuge lässt sich nun die Anzahl der Flüge pro Jahr ermitteln. In **Tabelle 8.2** werden die Flugzeit und die Anzahl der Flüge pro Jahr gezeigt. Als Grundlage werden die Parameter von **Airbus 1988** gewählt.

Tabelle 8.2 Anzahl der Flüge pro Jahr (NFY)

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380
Flugmissionszeit 1.Rechnung	h	7	12	17	17
Flugmissionszeit 2.Rechnung	h	4,2	7,2	10,2	10,2
Anzahl der Flüge pro Jahr für 2. Rechnung	n	881	625	486	486

Bei diesen verkürzten Flugzeiten ist zu berücksichtigen, dass standardmäßig die benötigte Wassermenge an die Flugzeit und Passagieranzahl angepasst wird. Laut Airbus-Abteilung Water/Waste **ECYS3** wird beim A320 diese Anpassung nicht vorgenommen, da hier der Wasservorrat von 200 Litern relativ gering ist und die Mehrkosten durch den Transport des zusätzlichen Wassers akzeptiert werden. Unter Berücksichtigung dieser Parameter und einer Neuberechnung der Massen des Wassersystems ergeben sich die DOC für konventionelle Systeme bei verkürzter Flugmissionszeit wie in **Tabelle 8.3** dargestellt und für das OBOWAGS<sup>®</sup> wie in **Tabelle 8.4** dargestellt.

Tabelle 8.3 Betriebskosten konventioneller Systeme bei verkürzter Flugzeit

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	27270	41880	64380	101220
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	26501	39109	49594	108997
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	22828	36030	55552	96513
- Transport von variablen Massen	1746	3566	6921	12686
- Wellenleistungsentnahme	8356	14013	25875	61262
- Zapfluftentnahme	13331	29508	54673	107355
- Stauluftentnahme	0	0	0	0
- Luftwiderstand	0	0	0	0
DOC <sub>sys</sub>	100032	164106	256995	488033

Tabelle 8.4 Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> bei verkürzter Flugzeit

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	9401	17932	24482	42484
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	37531	52510	71019	95971
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	18148	24691	39863	69868
- Transport von variablen Massen	837	1925	5548	11139
- Wellenleistungsentnahme	0	0	0	0
- Zapfluftentnahme	0	0	0	0
- Stauluftentnahme	1	1	1	3
- Luftwiderstand	0	0	0	0
- Brennstoffzelle	12438	19852	34374	64582
DOC <sub>sys</sub>	78356	116911	175287	284047

Nachfolgend werden in der **Tabelle 8.5** die DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> im relativen Vergleich zu den DOC der konventionellen Systeme jeweils bei verkürzter Flugzeit dargestellt.

Tabelle 8.5 Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Einheit	%	%	%	%
DOC <sub>sys</sub> konventionelles System	100	100	100	100
DOC <sub>sys</sub> OBOWAGS	78	72	68	58

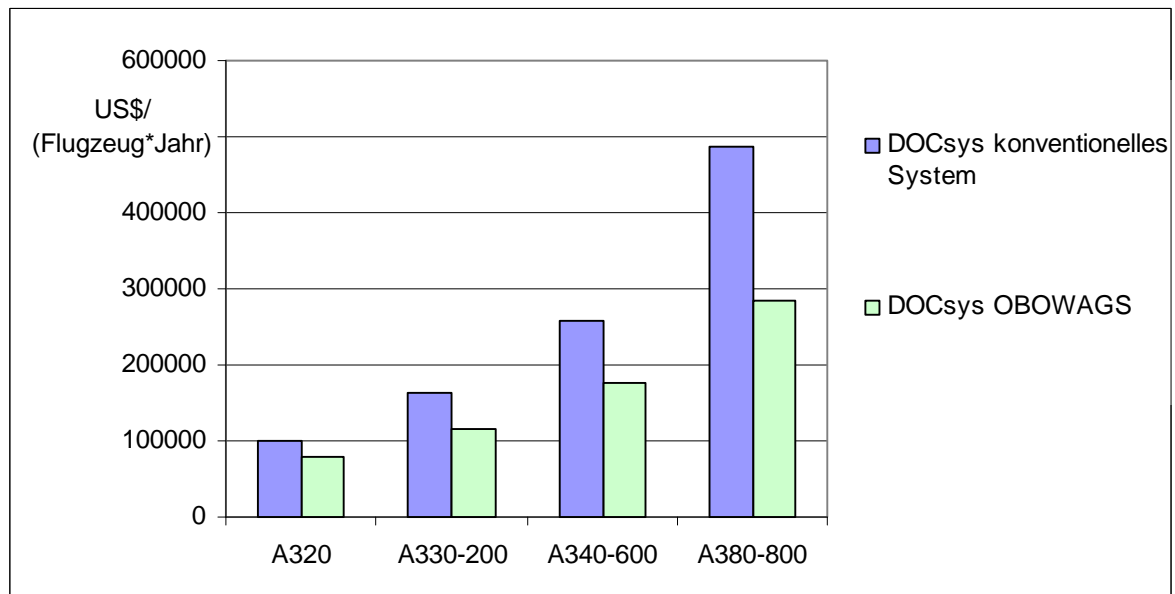


Bild 8.1 Absoluter Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit

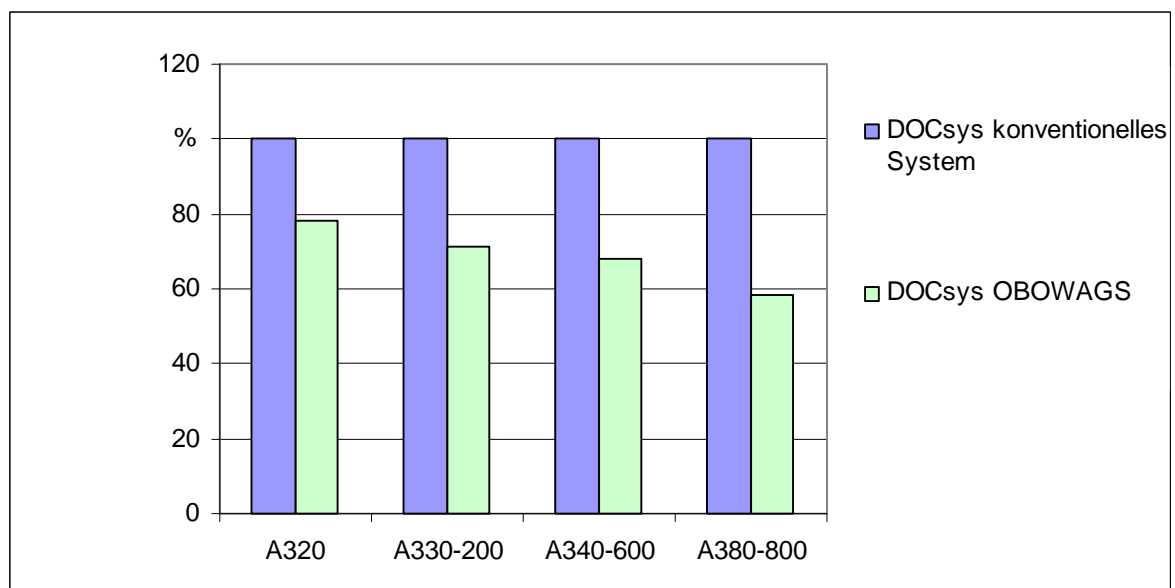


Bild 8.2 Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit



Im **Bild 8.1** werden die Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> und des konventionellen Systems als quantitativer Vergleich bei verkürzter Flugzeit und im **Bild 8.2** als qualitativer Vergleich dargestellt. In diesem Vergleich lässt sich feststellen, dass auch bei verkürzter Flugzeit bei allen ausgewählten Flugzeugtypen eine Wirtschaftlichkeit des OBOWAGS<sup>®</sup> gegeben ist.

Bei den Kurzstreckenflugzeugen vom Typ A320 sind Einsparungen bei den direkten Betriebskosten im Verhältnis zum konventionellen System von 22% zu verzeichnen und bei den Mittelstreckenflugzeugen vom Typ A330-200 von 28 %. Bei den Langstreckenflugzeugen liegen die Einsparungen durch das OBOWAGS<sup>®</sup> im Verhältnis zum konventionellen System beim A340-600 bei 32 % und beim A380-800 bei 42 %.

Im Vergleich zu den errechneten Werten bei maximaler Flugzeit (**Bild 7.8**) lässt sich hier feststellen, dass eine Verkürzung der Flugzeit um 40 % bei den Mittel- und Langstreckenflugzeugen eine durchschnittliche Verringerung der Kosteneinsparungen um 2 % im qualitativen Vergleich verursacht, beim A320 jedoch eine Verringerung von 6 %.

Aus der Verringerung des Einsparpotentials bei Verkürzung der Flugmissionszeit lässt sich prinzipiell schließen, dass die Effizienz des OBOWAGS<sup>®</sup> vom Einfluss des Parameters Flugmissionszeit abhängig ist und sich mit zunehmender Flugmissionszeit erhöht.

## 8.2 Parameter Kraftstoffpreis

Obwohl der Kraftstoffpreis immer etwas variiert, blieb er doch in den letzten Jahren relativ konstant. Die bisherigen Rechnungen basierten auf einem Kraftstoffpreis von 0,21 US\$ pro Liter (0,80 US\$ pro US Gallone; 1 Gal = 3,78524 l), welcher von der Airbus-Abteilung Configuration (**ETXGI**) festgelegt wurde. In **Scholz 2000** (S. 14-25) werden die Angaben von Kerosinpreisen aus verschiedenen Quellen verglichen. Dabei wurde ein durchschnittlicher Kraftstoffpreis von 0,2 US\$ pro Liter ermittelt. Momentan wird in Deutschland auf Kerosin keine Steuer erhoben. Da jedoch in letzter Zeit aufgrund der rapide ansteigenden Luftverschmutzung auch durch den wachsenden Flugverkehr die Forderungen nach einer Klimaschutzabgabe pro Liter Kerosin stärker werden, soll der tendenzielle Einfluss eines höheren Kraftstoffpreises beim Einsatz des OBOWAGS<sup>®</sup> aufgezeigt werden. In diesem Szenarium wird ein um 50 % höherer Kraftstoffpreis gewählt, d.h. pro Liter Kerosin werden 0,315 US\$/l veranschlagt. Als Grundlage werden die DOC bei verringerter Flugmissionszeit gewählt, da diese Werte realitätsnaher sind als die Annahmen bei maximaler Flugzeit.

In der **Tabelle 8.6** sind die Betriebskosten der konventionellen Systeme und in der **Tabelle 8.7** die Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> jeweils bei einem Kraftstoffpreis von 0,315 US\$/l unter Einbeziehung der Daten bei verkürzter Flugmissionszeit dargestellt.

Tabelle 8.6 Betriebskosten konventioneller Systeme bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	27270	41880	64380	101220
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	26501	39109	49594	108997
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	34243	54045	83329	144770
- Transport von variablen Massen	2620	5350	10382	19029
- Wellenleistungsentnahme	12534	21020	38813	91893
- Zapfluftentnahme	19996	44262	82010	161032
- Stauluftentnahme	0	0	0	0
- Luftwiderstand	0	0	0	0
DOC <sub>sys</sub>	123164	205666	328508	626941

Tabelle 8.7 Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	US\$	US\$	US\$	US\$
	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr	Flugzeug · Jahr
Abschreibungskosten	9401	17932	24482	42484
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	37531	52510	71019	95971
Kraftstoffkosten durch:				
- Transport von fixen Massen	27223	37037	59795	104802
- Transport von variablen Massen	1244	2888	8322	16709
- Wellenleistungsentnahme	0	0	0	0
- Zapfluftentnahme	0	0	0	0
- Stauluftentnahme	1	1	1	3
- Luftwiderstand	0	0	0	0
- Brennstoffzelle	18658	29778	51562	96874
DOC <sub>sys</sub>	94058	140146	215181	356843

Nachfolgend werden in der **Tabelle 8.8** die DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> im relativen Vergleich zu den DOC der konventionellen Systeme jeweils bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis dargestellt.

Tabelle 8.8 Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis

Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
	%	%	%	%
DOC <sub>sys</sub> konventionelles Wassersystem	100	100	100	100
DOC <sub>sys</sub> durch OBOWAGS	76	68	66	56

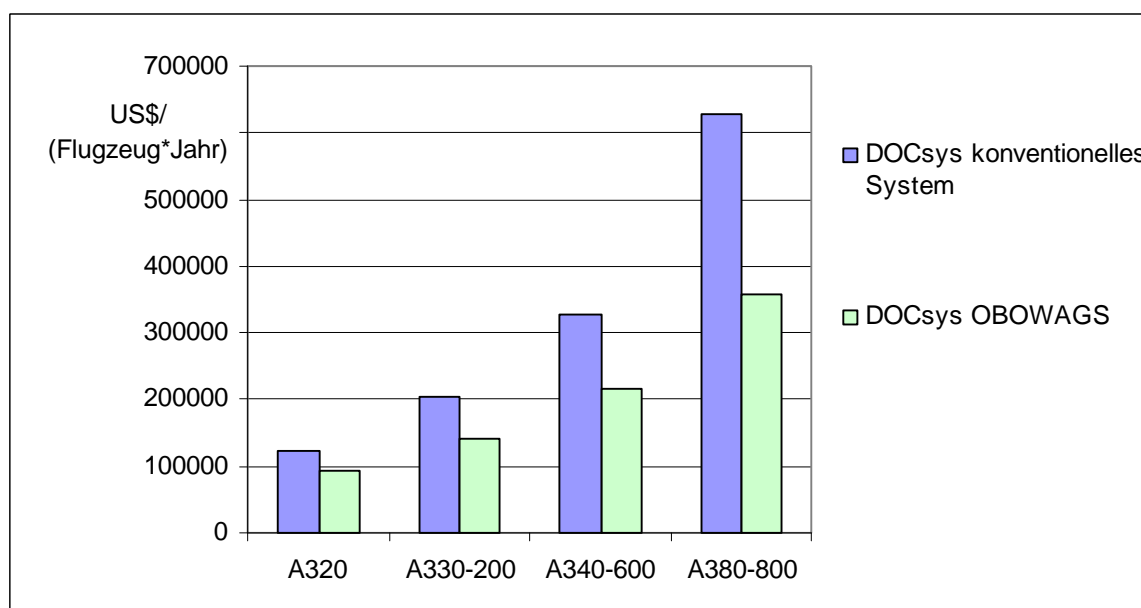


Bild 8.3 Absoluter Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS® zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis

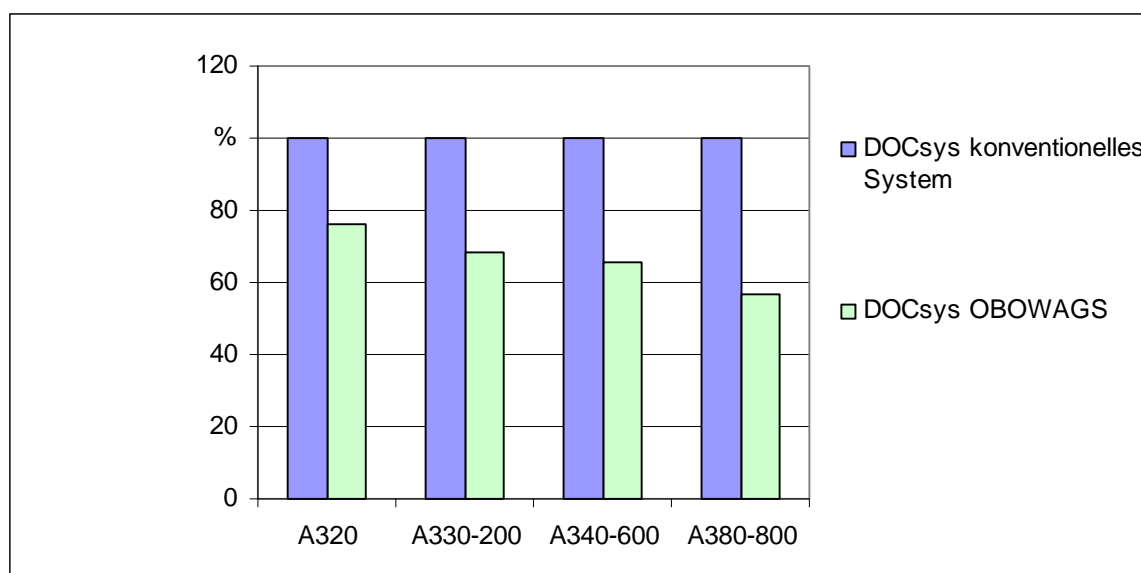


Bild 8.4 Relativer Vergleich der Betriebskosten des OBOWAGS® zum konventionellen System bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis

Im **Bild 8.3** werden die Betriebskosten des OBOWAGS® und des konventionellen Systems als absoluter Vergleich und im **Bild 8.4** als relativer Vergleich bei verkürzter Flugzeit und erhöhtem Kraftstoffpreis dargestellt. Im Vergleich mit **Bild 8.1** und **Bild 8.2** lässt sich durch die Erhöhung des Kraftstoffpreises um 50 % eine durchschnittliche Verbesserung der DOC des OBOWAGS® im Verhältnis zu den DOC der konventionellen Systeme um 2 % feststellen.

Diese Tendenz ist vor allem darin begründet, dass beim herkömmlichen System die chemische Energie des Kerosins zunächst in mechanische und anschließend in elektrische Energie umgewandelt werden muss. Das Brennstoffzellensystem kann im Unterschied dazu, die che-

mische Energie des Brennstoffes unmittelbar in elektrische Energie umwandeln und benötigt daher weniger Kerosin zur Bereitstellung einer vergleichbaren Menge an elektrischer Energie als das herkömmliche System. Dementsprechend macht sich ein gestiegener Kraftstoffpreis bei der DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> im relativen Vergleich zum konventionellen System positiv bemerkbar.

### 8.3 Ermittlung der Grenzinvestitionen des OBOWAGS<sup>®</sup>

Bei den vorangegangenen Rechnungen wurde von spezifischen Investitionskosten des Brennstoffzellensystems von 1000 US\$ pro Kilowatt ausgegangen. Von Interesse ist, ab welchen Investitionskosten für das Brennstoffzellensystem die Wirtschaftlichkeit gerade noch gegeben ist (**Tabelle 8.9**). Als Bezugskosten werden die Berechnungsergebnisse bei verkürzter Flugzeit (**Tabelle 8.4**) gewählt, da diese Bilanzen von einer praxisnäheren Flugmissionszeit ausgehen.

Tabelle 8.9 Spezifische Grenzinvestitionskosten des Brennstoffzellensystems

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Systempreis OBOWAGS <sup>®</sup>	US\$	500000	1100000	1800000	4100000
Komponentenkosten	US\$	48684	160880	192042	298067
Brennstoffzellensystemkosten	US\$	451316	939120	1607958	3801933
maximale elektrische Leistung	kWh	108	138	216	410
Spezifische Investitionskosten des BZ-Systems	US\$/kW	4179	6805	7444	9273

Diese Grenzinvestitionskosten stellen sich im Vergleich zu den von den Herstellern anvisierten Investitionskosten bei Markteinführung relativ hoch dar. Dies ist zunächst durch das Entfallen der Komponenten APU, RAT und IDG im OBOWAGS<sup>®</sup> begründet, die in die Berechnungen des konventionellen Systems bereits mit hohen Investitionskosten eingehen. Des Weiteren macht sich das Einsparpotential des OBOWAGS<sup>®</sup> bei den direkten Betriebskosten aufgrund der effektiveren Energieumwandlung positiv bemerkbar.

### 8.4 Abschließende Betrachtung

In den **Abschnitten 7** und **8** werden die direkten Betriebskosten und die Investitionskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> unter dem Einfluss von verschiedenen Parametern betrachtet und mit den entsprechenden Kosten des konventionellen Systems verglichen. Es hat sich dabei gezeigt, dass die DOC der verschiedenen Flugzeugtypen dem Einfluss der jeweiligen Parameter unterliegen und entsprechend variieren.

Grundsätzlich kann festgestellt werden, dass im Rahmen dieser Fallstudie ein Einsatz des OBOWAGS<sup>®</sup> in allen ausgewählten Flugzeugen wirtschaftlich sinnvoll ist. Besonders effizient ist das OBOWAGS<sup>®</sup> in den Flugzeugen, die durch hohe Passagierzahlen, lange Flugmissionszeiten und einen entsprechend großen Wasserbedarf gekennzeichnet sind. Dazu zählt vorrangig der A380-800.

Beim Parameter Flugzeit kann in dieser Untersuchung festgestellt werden, dass eine Wirtschaftlichkeit des OBOWAGS<sup>®</sup> auch dann gegeben ist, wenn die Flugzeuge nicht mit der Flugzeit betrieben werden, zu der sie ausgelegt sind. Das Einsparpotential des OBOWAGS<sup>®</sup> ist jedoch bei maximalen Flugmissionszeiten am größten, da bei Erhöhungen der Flugmissionszeit die Betriebskosten des OBOWAGS<sup>®</sup> im Verhältnis zu denen des konventionellen Systems weniger stark ansteigen.

Ein gestiegener Kraftstoffpreis verursacht bei allen Systemen erhöhte Betriebskosten. Im qualitativen Vergleich zeigt sich jedoch, dass der Einfluss dieses Parameters bei den DOC des OBOWAGS<sup>®</sup> geringer ist als bei den DOC des konventionellen Systems. Diese Tendenz ist vor allem darin begründet, dass beim herkömmlichen System die chemische Energie des Kerosins zunächst in mechanische und anschließend in elektrische Energie umgewandelt werden muss, was größere Verluste verursacht.

Abschließend kann festgestellt werden, dass sich bei den anvisierten Einstiegskosten von ca. 1000 US\$/kW der Einsatz eines OBOWAGS<sup>®</sup> für alle in diesem Modell untersuchten Flugzeuge wirtschaftlich darstellt.

## 9 Zusammenfassung und Ausblick

Ziel dieser Ausarbeitung ist es, ein geeignetes Brennstoffzellensystem für die Wassergenerierung in Flugzeugen auszuwählen und hinsichtlich der Wirtschaftlichkeit zu beurteilen.

Ein zentraler Punkt ist hierbei zunächst die Auswahl und Auslegung des Brennstoffzellensystems. Dazu müssen die verschiedenen in Frage kommenden Brennstoffzellen-Systeme untersucht und hinsichtlich Einsatzmöglichkeiten, benötigter Brennstoffe, Systemkosten und Wirkungsgrade verglichen werden. Das ausgewählte System ist entsprechend der Anforderungen für den Einsatz im Flugzeug auszulegen und zu berechnen, um die Grundlagen für die Wirtschaftlichkeitsbetrachtung zu schaffen. Im Rahmen dieser Arbeit wird dafür ein Rechenprogramm entwickelt, das die Eingangsparameter für das  $DOC_{sys}$ -Programm liefert. Da die Erstellung dieses Rechenverfahrens ( $SOFC_{sys}$ ) einen wichtigen Bestandteil dieser Arbeit ausmacht, soll es im Anhang näher vorgestellt werden.

Ein weiterer Schwerpunkt liegt in der Ermittlung der DOC des aufgestellten Systems unter Betrachtung der entscheidenden Parameter und dem anschließenden Vergleich mit den DOC des bisherigen Wasser-/Abwassersystems. Die Betriebskosten der Systeme werden mit der Methode und dem Programm  $DOC_{sys}$  zur Berechnung der Betriebskosten von Flugzeugsystemen ermittelt.

Für die Ermittlung und den Vergleich der DOC werden für ausgewählte Airbus Flugzeugtypen die Wassersysteme angepasst, berechnet und ausgewertet. Anschließend wird eine Variation der Parameter Flugmissionszeit und Kraftstoffpreis vorgenommen, um eine tendenzielle Aussage über deren Einfluss zu geben. An dieser Stelle soll darauf hingewiesen werden, dass diese Berechnungen nur einen Teil des ganzen Feldes möglicher Szenarien darstellen.

Im Rahmen dieses theoretischen Modells wird grundsätzlich festgestellt, dass ein Einsatz des OBOWAGS<sup>®</sup> in allen untersuchten Flugzeugen wirtschaftlich sinnvoll ist. Die Effizienz des OBOWAGS<sup>®</sup> verdeutlicht sich vor allem bei den Flugzeugen, die durch hohe Passagierzahlen, lange Flugzeiten und einen entsprechend hohen Wasser- und Energiebedarf gekennzeichnet sind.

Durch die in diesem Modell vorgenommene Entkopplung des Triebwerksgenerators und die dadurch ermöglichte Einsparung von Wellenleistung zeigt sich, dass weiterführende Untersuchungen in diesem Bereich von großem Interesse sind. Ziel dabei ist es, die Aufgabe des Triebwerkes durch Entkopplung weiterer Komponenten auf Vorschuberzeugung zu beschränken und eine so genannte „clean engine“ zu entwickeln.

Abschließend sei anzumerken, dass die Brennstoffzellentechnologie hohe Zukunftsperspektiven bietet, zum heutigen Zeitpunkt jedoch noch nicht die technologische Reife besitzt, den Voraussetzungen zu entsprechen, die in dieser Modelluntersuchung angenommen werden. Um für den mobilen Einsatz, speziell den in Flugzeugen, eine geeignete Alternative darzustellen, muss die Brennstoffzellentechnologie so weiter entwickelt werden, dass sie den Anforderungen an Betriebsdauer, Zuverlässigkeit, Systemgewicht, Sicherheit und Investitionskosten genügen kann.

## Literaturverzeichnis

- AA 1980** AMERICAN AIRLINES: *DOC-Methode (Ausdruck des Autors)*. - zitiert nach **Scholz 2000**
- AEA 1989a** ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*. Brüssel: AEA, 1989 (G(T)5656). - zitiert nach **Scholz 2000**
- AEA 1989b** ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Long Range Aircraft AEA Requirements*. Brüssel: AEA, 1989 (G(T)5656). - zitiert nach **Scholz 2000**
- AI 1989** AIRBUS INDUSTRIE: *DOC-Methode (Ausdruck des Autors)*. - zitiert nach **Scholz 2000**
- Airbus 1988** AIRBUS INDUSTRIE: *DOC-Methode (Ausdruck des Autors)*. - zitiert nach **Scholz 2000**
- Appleby 1987** APPLEBY, A.J.: *Fuel Cell: Trends in Research and Applications*. Berlin: Springer, 1987. – ISBN 3-540-17631-4
- ASUE 2001** ARBEITSGEMEINSCHAFT FÜR SPARSAMEN UND UMWELTFREUNDLICHEN ENERGIEVERBRAUCH: *Brennstoffzellen und Mikro-KWK*. Band 20. Essen: Vulkan 2001. – ISBN 3-8027-5248-1
- ATA 1967** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Cost of Turbine Powered Transport Airplane*. Washington D.C.: ATA, 1967. – zitiert nach **Scholz 2000**
- ATHAS** ADVANCED THERMAL ANALYSIS LABORATORY. *Recommended Data of Thermodynamic Properties of Macromolecules*. Rev. 1997. - URL: <http://web.utk.edu/~athas/databank/paraffin/c12/c12cala.html> (28.09.02)
- Brune 2002** BRUNE, Markus: *Feinentschwefelung zur Versorgung von Brennstoffzellenheizanlage mit Brenngas*. Karlsruhe, Universität Karlsruhe, 2002. – URL: [http://www-gek.ciw.uni-karlsruhe.de/Mitarbeiter/Brune/body\\_brune.htm](http://www-gek.ciw.uni-karlsruhe.de/Mitarbeiter/Brune/body_brune.htm) (20.10.2002)



- Colsman 1995** COLSMAN, Guido A.: *Verfahrenstechnische Optimierung der Brenngaserzeugung für Brennstoffzellen in Kraftfahrzeugen*. Aachen, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Fakultät für Maschinenwesen, Dissertation, 23.10.1995
- Dietzel 2001** DIETZEL, Fritz; Wagner, Walter: *Technische Wärmelehre*. 8. Aufl. Würzburg: Vogel, 2001. – ISBN 3-8023-1871-4
- DLH 1982** LUFTHANSA: *DLH Method 1982 for Definition of the Performance and Direct Operating Costs of Commercial Fixed Wing Aircraft*. Hamburg: Lufthansa, 1982. – zitiert nach **Scholz 2000**
- ECYE2** KRUMBHOLZ; Deutsche Airbus, Abt. Electric Installation ECYE2: *Daten des Leistungsbedarfs pro ATA-Kapitel; Gewichte von Generatoren*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 12.08.2002
- ECYS2** ARLT; Deutsche Airbus, Abt. Water/Waste ECYS2: *Maximale Wassermassen*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 02.09.2002
- ECYS3** LUTZER; Deutsche Airbus, Abt. Water/Waste ECYS3: *Temperaturdifferenz von Wärmetauschern; Generatorenwirkungsgrad; Reichweiten*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 28.09.2002
- EEV** ANELL; Deutsche Airbus, Abt. Auxiliary Power EEV: *Preise von Hilfstriebwerken*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 26.11.2002
- ETXGI** THRAMER; Deutsche Airbus, Abt. Configuration ETXGI: *Flugmechanische Daten; Kraftstoffpreis*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 20.08.2002
- Fokker 1993** VAN RHEE, G.: *DOC Roundrules 1993 for the Economic Evaluation of Fokker New Aircraft*. Amsterdam: Fokker Aircraft B.V., 1993 (RP-93-523. – zitiert nach **Scholz 2000**)
- Forschungsverbund 1999** HEINZEL, Angelika; PALM, Clemens; VOGEL, Bernhard: *Reformierung von Kohlenwasserstoffen*. Forschungsverbund Sonnenenergie „Themen 1999/2000“
- Gieck 1995** GIECK, K. und R.: *Technische Formelsammlung*. 30. dt. Aufl. Germering: Gieck, 1995. – ISBN 3-920379-21-7

- Goodger 1994** GOODGER, Eric: *Jet Fuel Supply and Quality*. Norwich: Landfall Press, 1994. – ISBN 0-9520-1861-6
- Hakenesch 2002** HAKENESCH, Peter: *Technische Thermodynamik*. München, Fachhochschule, Fachbereich 03 Maschinenbau, Vorlesungsskript und Übungsaufgaben, 2002. – URL: <http://www.lrz-muenchen.de/~thermodynamik> (20.10.2002)
- h,s – Diagram 1998** KRETZSCHMAR, H.; MOLLIER, J.: *h,s-Diagramm for Water and Steam*. Berlin: Springer, 1998. – ISBN 3-540-64375-3
- Inchcape 1994** INCHCAPE TESTING SERVICES GMBH: *Certificate of quality: JET-A1*. Hamburg: 1994. - report of analysis No94/ p27307
- Kordesch 1996** KORDESCH, Karl; SIMADER, Günter: *Fuel Cell and Their Applications*. Weinheim: VCH, 1996. – ISBN 3-527-28579-2
- Lang 1997** LANG, Michael: *Entwicklung und Charakterisierung von vakuumplasmagespritzten ZrO<sub>2</sub>/Ni-Anoden für oxidkeramische Festelektrolyt-Brennstoffzellen (SOFC)*. Düsseldorf: VDI, 2000. - ISBN: 3-18-343506-3 (Fortschritt-Berichte. Reihe 6, Nr.435)
- Ledjeff-Hey 2001** LEDJEFF-HEY, Konstantin; MAHLENDORF, Falko; ROES, Jürgen: *Brennstoffzellen: Entwicklung Technologie Anwendungen*. 2. Aufl. Heidelberg: C.F.Müller, 2001. - ISBN 3-7880-7629-1
- Lehmann 1994** LEHMAN, Heinz: *Handbuch der Dampferzeugertechnik: Grundlagen und Betrieb*. 3. Aufl. Bochum: Resch-Media Mail, 1992. – ISBN 3-87806-117-X
- Lemke 2000** LEMKE, Jens: *Betriebskostenberechnung für Kabinensysteme*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Diplomarbeit, 2000
- Lokurlu 1999** LOKURLU, Ahmet: *Simulation der Oxidkeramischen Brennstoffzelle „SOFC“ mit nachgeschalteten Gas- und Dampfturbinen: Kombi-Anlagen für verschiedene Brenngase*. Düsseldorf: VDI, 1999. - ISBN: 3-18-342506-8 (Fortschritt-Berichte, Reihe 6, Nr. 425)

- Lorenz 2002** LORENZ, Hagen: *Kaskade 01: Programm zur Ermittlung der spezifischen Wärmekapazität und der Enthalpie*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Labor für Hochtemperaturbrennstoffzellen, 2002. - URL: <http://www.HAW-Hamburg.de/pers/Lorenz/> (12.07.2002)
- Lufthansa 1982** LUFTHANSA: *DLH Method 1982 for Definition of the Performance and Direct Operating Costs of Commercial Fixed Wing Aircraft*, Hamburg: Lufthansa, 1982. – zitiert nach **Scholz 2000**
- Mann 1999** MANN, Steffen: *Experimentelle Untersuchungen des lokalen instationären Strömungsverhaltens mehrphasiger Medien im Abwassersystem eines Großraumflugzeugs*. Berlin, TU Berlin, FB 11 Maschinenbau und Produktionstechnik, Diplomarbeit, 1999
- Mildt 2000** MILDT, Carsten: *Entwicklung einer Methode zur Abschätzung der Kosten für die Instandhaltung der Flugzeugzellen und –systeme im kommerziellen Flugzeugbau*. Berlin, TU Berlin, Diplomarbeit, 2000. - URL: [http://www.ilr.tu-berlin.de/LB/fed-sda/pdf/sa\\_mildt.pdf](http://www.ilr.tu-berlin.de/LB/fed-sda/pdf/sa_mildt.pdf) (05.09.2002)
- Oertel 2001** OERTEL, Dagmar; FLEISCHER, Torsten.: *Brennstoffzellen-Technologie: Hoffnungsträger für den Klimaschutz*. Berlin: Erich Schmidt, 2001. – ISBN: 3-503-06042-1
- PCD2** OGUREK; Deutsche Airbus, Abt. Purchase PCD2: *Preise von Stauluft-turbinen*. Persönliches Gespräch, Hamburg, 26.11.2002
- Rachner 1998** RACHNER, Michael: *Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1*. Köln: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 1998. – ISBN 1434-8462
- Raymer 1989** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington D.C.: AIAA Education Series, 1989
- Reich 1993** REICH, Ronald: *Thermodynamik: Grundlagen und Anwendungen in der allgemeinen Chemie*. 2. Aufl. Weinheim: VCH, 1993. – ISBN 3-527-28266-1

- Rohrbach 1997** ROHRBACH, Thomas: *Untersuchung von Katalysatoren für eine interne Reformierung in Hochtemperaturbrennstoffzellen und thermisches Systemverhalten*. Stuttgart, Universität, Fakultät für Energietechnik, Dissertation, 01.07.1997
- Schmolke 2000** SCHMOLKE, Siegfried; DEITERMANN, Manfred: *Industrielles Rechnungswesen IKR*. Darmstadt: Winklers, 2000. – ISBN: 3-8045-6652-9
- Scholz 1997a** SCHOLZ, Dieter; Applied Science Ingenieurbüro: *Betriebskostenberechnung für Wassersysteme in Großraumflugzeugen*. Neu Wulmsdorf: Applied Science Ingenieurbüro, 1997. – Abschlussbericht im Auftrag von MAN Technologie AG
- Scholz 1997b** SCHOLZ, Dieter: *Entwicklung eines CAE-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*. Düsseldorf: VDI, 1997 (Fortschritt-Berichte, Reihe 20, Nr. 262)
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter; Applied Science Ingenieurbüro: *DOC<sub>sys</sub> – A Method to Evaluate Aircraft Systems*. Neu Wulmsdorf: Applied Science Ingenieurbüro, 1999. – URL: <http://udeedv.dyndns.org/scholz/> (25.10.02)
- Scholz 2000** SCHOLZ, Dieter: *Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Vorlesungsskript, 2000
- Scholz 2002** SCHOLZ, Dieter: *Preise und Wartungs-/Materialkosten von Systembestandteilen*: Telefongespräch. Hamburg, 25.09.2002
- Steinfort 2000** STEINFORT, Marc: *Fortgeschrittene Systemlösungen für einen elektrochemischen Energieumwandler mit materialsparender Zell- und Stapel-Konzeption*. Clausthal, Technische Universität, Fakultät für Bergbau, Hüttenwesen, Maschinenwesen, Dissertation, 19.05.2000
- Steinmüller 1992** WITTE, U.(Hrsg.): *Steinmüller Taschenbuch: Dampferzeugertechnik*. 25. Aufl. Essen: Vulkan, 1992. – ISBN 3-8027-2510-7
- Supcon 2002** STOLPER, Gisela: *Aufbau und Arbeitsweise einer Festoxid-Brennstoffzelle (SOFC)*. Böllern: SUPCON Support & Consulting, 2002. - URL: <http://www.Supcon.de> (29.09.2002)

- TN-EV52-348/92** LUTZER, W.; Deutsche Airbus, Abt. EV52: *Kraftstoffverbrauch für Sekundärenergie*. Hamburg: Deutsche Airbus, 1992. - Technische Niederschrift
- TN-EV52-558/91** ARGÜELLO, G.; Deutsche Airbus, Abt. EV52: *Secondary Power Management Study*. Hamburg: Deutsche Airbus, 1991. - Technische Niederschrift
- VDI Berichte 1383** VEREIN DEUTSCHER INGENIEURE: *Energieversorgung mit Brennstoffzellenanlagen '98: Stand und Perspektiven*. Düsseldorf: VDI, 1998. – ISBN 3-18-091383-5
- Weast 1980** WEAST, Robert; ASTLE, Melvin: *CRC Handbook of Chemistry and Physics*. 60. Aufl. Boca Raton: CRC Press, 1980. – ISBN 0-8493-0460-8
- Wieland 1999** WIELAND, Steffen: *Der Membranreaktor als kompaktes Gaserzeugungs- und Gasreinigungssystem für Brennstoffzellen-Antriebe*. Düsseldorf: VDI, 2000. - ISBN: 3-18-344006-7 (Fortschritt-Berichte, Reihe 6, Nr.440)
- Winkler 1990** WINKLER, W.: *Dampferzeuger*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Seminarunterlagen, 1990
- Winkler 1998** WINKLER, W.: *Auslegung von Brennstoffzellen*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Seminarunterlagen, 1998

## Anhang A

### Eingangsparameter für die Brennstoffzellenauslegung und die $DOC_{sys}$ -Berechnung

In den folgenden Tabellen sind die Daten dargestellt, die für die Auslegung des Brennstoffzellensystems und für die  $DOC_{sys}$ -Berechnungen benötigt wurden, im eigentlichen Diplomdokument aus Gründen der Übersichtlichkeit nicht eingefügt wurden.

#### A.1 Wasservorrat konventioneller Flugzeuge

In **Tabelle A.1** sind die maximalen Wassermengen und die Verbräuche in Abhängigkeit von Passagieranzahl und der Flugzeit der verschiedenen Flugzeugtypen aufgeführt.

Tabelle A.1 Wasservorrat konventioneller Flugzeuge

	Einheit	A320	A330	A340-600	A380-800
max. Passagiere (Pax)		150	310	380	555
Flugstunden maximal	h	7	12	17	17
Flugstunden Mission 1	h	6	11	16	16
Vorratsbehälter	l	200	700	1050	1800
Liter/(Stunde*Pax)		0,19	0,19	0,16	0,19

#### A.2 Vorratsbehälter in konventionellen Flugzeugen

In der nachfolgenden **Tabelle A.2** sind die Größe und das Gewicht einzelner Vorratsbehälter und die Anzahl im jeweiligen Flugzeugtyp dargestellt.

Tabelle A.2 Größe der Vorratsbehälter in konventionellen Flugzeugen

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
max. Volumen [l]	200	700	1070	1800
Behältergröße	Anzahl der Behälter			
200 l á 19 kg	1x			
350 l á 22 kg		2x	2x	
370 l á 22 kg			1x	
295 l á 13 kg				6x

### A.3 Luftbefeuchtung in Flugzeugen

Speziell bei Langstreckenflugzeugen sinkt die Luftfeuchtigkeit im druckbelüfteten Rumpf, durch die Zugabe der feuchtigkeitsarmen Außenluft in Reiseflughöhe, deutlich ab. In herkömmlichen Flugzeugklimaanlagen wird kein zusätzliches Wasser für eine Luftbefeuchtung der Kabine eingesetzt. Durch Rezirkulation bleibt eine gewisse Luftfeuchte erhalten. Der Behaglichkeitsbereich für Menschen liegt bei einer Luftfeuchte von ca. 25-60 % und bei einer Temperatur von 20-30°C. Es ist also erstrebenswert eine Luftfeuchte von bis zu 30 % zu erhalten, um den Komfort des Wohlbefindens zu bieten.

In zukünftigen Flugzeugen wird den Flugzeugbetreibern die Option geboten, in ausgewählten Bereichen des Flugzeugs eine Befeuchtung der Luft vorzunehmen. Die zugeführte Wassermenge pro Stunde ist abhängig von der Raumgröße. Des Weiteren wird davon ausgegangen, dass 15 % der zugeführten Wassermenge über die Panels entweicht. Bei einer minimalen Luftfeuchte von 25 % während des Fluges ergibt sich eine Wasseranreicherung der Luft wie in der folgenden **Tabelle A.3** dargestellt wird.

Tabelle A.3 Luftbefeuchtung von Compartments

Option	A330-200	A340-600	A380-800
Einheit	kg/h	kg/h	kg/h
Flight Deck	4,6	4,6	4,6
Pilot Crew Compartment (2 Plätze LD)	0,8	0,8	0,8
Pilot Crew Rest (1 Platz UD)		0,5	0,5
Summe Option A	5,4	5,9	5,9
Daten für weitere Compartments			
Crew Rest (12 Plätze UD)		2,4	3,5
Crew Rest (18 Plätze LD)		3,6	5,2
First Class (22 Plätze MD)		9,1	13,0
First Class (22 Plätze UD)		4,8	6,9
Summe Option B		19,9	28,6

#### A.4 Wasserbedarf in Flugzeugen mit möglichen Optionen

Eine Option der Luftbefeuchtung von ausgewählten Abschnitten im Flugzeug wird es nur beim A340-600 und dem A380-800 geben. Die Option des Duschens ist dem A380-800 vorbehalten. In der **Tabelle A.4** ist der Wasserbedarf bezogen auf eine Flugstunde ersichtlich.

Tabelle A.4 Wasserbedarf in Passagierflugzeugen mit zukünftigen Optionen

	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Einheit	kg/h	kg/h	kg/h	kg/h
Luftbefeuchtung	-	-	5,92	5,92
Toilette	10,9	19,1	19,1	33,7
Küchen	4,8	7,1	7,8	12,6
Handwaschbecken	17,8	37,4	38,6	66,1
Duschen ohne Aufbereitung				131,7
Duschen mit Aufbereitung				46,9
Wasserbedarf ohne Duschen	33,5	69,01	71,42	118,32
Wasserbedarf mit Duschen ohne Aufbereitung				250,02
Wasserbedarf mit Duschen mit Aufbereitung				165,22



## A.5 Wasserverteilung

In den **Tabellen A.5 bis A.7** ist der Wasserverbrauch in Abhängigkeit von der Flugzeit für die Flugzeugtypen A320, A340-600 und A380-800 dargestellt. Diese Daten basieren auf den Auswertungen durch Lufthansa (**Mann 1999**).

Tabelle A.5 Wasserverteilung im A320 in Abhängigkeit von der Flugzeit

Tabelle A.5 Wasserverteilung im A320 in Abhängigkeit von der Flugzeit				
Flugzeit (h)	7			
Pax Gesamt	150 (BC: 12, EC: 138)			
	Flugzeit min	Spülanzahl Toilette	Spülanzahl Waschbecken	Küche (Tassen)
<b>Business Class</b>				
Startphase	30,0			
Nachstart	15,0	1,2	1,8	
On-Board-Service	45,0	6,5	9,8	18,0
Essen	15,0	2,0	2,9	
Film/Ruhe	210,0	10,6	12,2	
On-Board-Service	30,0	1,2	1,8	10,0
Vorlandung	45,0	1,0	1,8	
Landephase	30,0			
	420,0	22,6	30,3	28,0
<b>Economy Class</b>				
Startphase	30,0			
Nachstart	15,0	9,8	11,5	
On-Board-Service	90,0	55,8	57,0	150,0
Essen	15,0	26,2	29,1	
Film	100,0	75,0	77,2	
nach Film	15,0	31,0	34,5	
Ruhe	60,0	70,0	73,5	
Ruhe 2	0,0	9,8	11,0	
On-Board-Service	50,0	10,0	12,5	110,0
Vorlandung	15,0	16,4	19,0	
Landephase	30,0			
Gesamt		304,1	325,3	260,0
Wasserbedarf in Liter		65,3	106,7	28,8
%-Anteil vom Gesamtwasser		32,5	53,1	14,3
I/(h*Pax)	0,191			
Wasser in kg	200,8			

Tabelle A.6 Wasserverteilung im A340-600 in Abhängigkeit von der Flugzeit

	Flugzeit min	Spülanzahl Toilette	Spülanzahl Waschbecken	Küche (Tassen)
Flugzeit (h)	17			
Pax Gesamt	321	(BC: 48, EC: 273)		
<b>Business Class</b>				
Startphase	30			
Nachstart	30	17,3	26,0	
On-Board-Service	120	60,9	91,4	72
Essen	15	19,0	28,5	
Film	120	47,5	56,0	
Ruhe	270	50,0	60,0	
On-Board-Service	120	60,9	91,4	72
Essen	15	19,0	28,5	
Ruhe2	120	50,0	75,0	
On-Board-Service	120	60,9	70,0	40
Vorlandung	30	11,4	17,1	
Landephase	30			
<b>Economy Class</b>				
Startphase	30			
Nachstart	15	21,8	32,8	
On-Board-Service	150	123,8	185,6	410
Essen	30	121,2	151,0	
Film	120	119,0	134,0	
nach Film	30	121,2	181,9	
Ruhe	240	181,9	219,0	
On-Board-Service	150	123,8	209,0	410
Essen	30	121,2	144,0	
Ruhe	60	45,5	64,0	
On-Board-Service	120	109,0	149,0	240
Vorlandung	15	41,0	45,0	
Landephase	30			
Gesamt		1526,5	2059,2	1244
Wasserbedarf in Liter		305,3	617,7	124,4
%-Anteil vom Gesamtwasser		29,1	59,0	11,9
I/(h*Pax)	0,192			
Wasser in kg	1047,4			

Tabelle A.7 Wasserverteilung im A380-800 in Abhängigkeit von der Flugzeit

Tabelle A.7 Wasserverteilung im A380-800 in Abhängigkeit von der Flugzeit						
Flugzeit (h)	17					
Pax Gesamt	555 (FC: 22, BC: 96, EC: 334)					
	Flugzeit min	Spülanzahl Toilette	Spülanzahl Waschbecken	Küche (Tassen)	Duschgänge	
<b>First Class</b>						
Startphase	30					
Nachstart	60	3	4,5		5	
On-Board-Service	120	22	33	35	5	
Film/Ruhe/Service	600	40	60	50	15	
On-Board-Service	120	22	33	35	5	
Vorlandung	60	15	22,5			
Landephase	30					
<b>Business Class</b>						
Startphase	30					
Nachstart	30	42,4	63,6			
On-Board-Service	120	146,2	219,2	150		
Essen	15	45,7	68,5	30		
Film	120	114,1	171,2			
Ruhe	270	45,7	68,5			
On-Board-Service	120	146,2	219,2	150		
Essen	15	45,7	68,5			
Ruhe2	120	45,7	68,5			
On-Board-Service	120	146,2	219,2	82		
Vorlandung	30	27,4	41,1			
Landephase	30					
<b>Economy Class</b>						
Startphase	30					
Nachstart	15	32,1	64,0			
On-Board-Service	150	181,7	354,0	533		
Essen	30	66,0	90,0	100		
Film	120	284,0	298,0			
nach Film	30	96,0	123,0			
Ruhe	240	468,0	489,0			
On-Board-Service	150	212,0	246,0	533		
Essen	30	55,0	60,0			
Ruhe	60	171,0	174,0			
On-Board-Service	120	186,0	186,0	312		
Vorlandung	15	42,0	84,0			
Landephase	30					
Gesamt		2700,9	3528,6	2010	30	
Wasserbedarf in Liter		540,2	1058,6	201,0	mit Aufbereitung 750,0	ohne Aufbereitung 2100,0
	ohne Duschen	Duschen ohne Aufbereitung		Duschen mit Aufbereitung		
I/(h*Pax)	0,191	0,413		0,270		
Wasser in kg	1799,8	3899,8		2549,8		

## A.6 Elektrische Leistung von Generatoren

Die elektrische Stromversorgung im Flugzeug besteht aus einem Dreiphasen-Wechselstromsystem 115/200 VAC (400 Hz) und einem Gleichstromsystem von 28 VDC. Das Wechselstromnetz kann von den folgenden Stromquellen versorgt werden: Triebwerksgenerator (IDG – Integrated Drive Generator), Hilfstriebwerk (APU – Auxilary Power Unit), Notgenerator (CSM/G – Constant Speed Motor/Generator), statischen Umformern (Static Inverter) und einem Außenbordanschluss (External Power). Das Gleichstromnetz wird von der Transformer-Gleichrichter-Einheit (Tansformer Rectifier) und den Batterien versorgt.

Die maximale elektrische Leistung von Generatoren des Flugzeugsystems wird bestimmt durch die Generatoren am Triebwerk. In der folgenden **Tabelle A.8** wird dieser Zusammenhang dargestellt.

Tabelle A.8 Elektrische Leistung der Triebwerksgeneratoren

	Einheit	A320	A330	A340-600	A380-800
Triebwerkstyp		V2500	CF6-80E1A1	Trend 500	Trend 900
Anzahl der Generatoren		2	2	4	4
elektr. Leistung pro Generator	kW	90	115	90	150
Gewicht 1kg/1kVA	kg	90	115	90	150
Gesamtgewicht	kg	180	230	360	600
elektrische Gesamtleistung	kW	180	230	360	600

## A.7 Daten des Leistungsbedarfs pro ATA-Kapitel

In **Tabelle A.9** ist der geschätzte durchschnittliche Leistungsbedarf bezogen auf die einzelnen ATA-Chapter und die Flugzeit aufgezeigt.

Tabelle A.9 Daten des Leistungsbedarfs pro ATA (A380-800)  
(nach Airbus-Abteilung Electric Installation ECYE2)

	ATA	Start W	Roll W	Take-Off W	Climb W	Cruise W	Descent W	Landing W	Taxi W
Air Conditioning	21	136342	136342	139322	127580	127580	120080	128822	125842
Auto Flight	22	255	255	255	255	255	255	255	255
Communications	23	1097	1097	1097	1097	1097	1097	1097	1097
Electrical Power	24	4877	4877	48873	47424	81558	10333	10333	3428
Equipment/Furnishings	25	2500	2500	15900	15924	15924	15924	2500	2500
Flight Controls	27	16	16	16	16	16	16	16	16
Fuel	28	18800	18800	18800	22800	22800	22800	18800	18800
Hydraulic Power	29	10000	10000	10000	10000	10000	10000	10000	10000
Ice/Rainprotection	30	34070	34070	34070	34936	34936	34936	34936	34070
Indicating/Recording Systems	31	1406	1406	1406	1406	1406	1406	1406	1406
Landing Gear	32	0	0	0	0	0	0	0	0
Lights	33	25866	25866	26991	25018	25005	25000	28196	24626
Navigations	34	917	917	931	931	931	931	917	917
Water/Waste	38	1650	1650	1650	1650	1650	1650	1650	
Cabin System General	44	40295	40295	31439	39764	43764	43764	35439	35439
Onboard Maintenance System	45	250	250	250	250	250	250	250	447
APU	49	310	310	310	310	310	310	310	
Engine Fuel/Control	74	650	650	650	650	650	650	650	650
DC		11180	11180	11900	11648	11620	12101	12635	11175

## A.8 Klimaanlage

Mit der Klimaanlage wird in der Kabine die gewünschte Behaglichkeit erzielt. Die Aufgaben der Klimaanlage bestehen in der Druck- und bedingt Feuchtigkeitsregelung, Erhitzung, Abkühlung, Filterung sowie Verteilung der Luft im Flugzeug. Für den Aufbau eines Überdrucks in der Kabine gegenüber der Atmosphäre wird Zapfluft von den Triebwerken über das Druckluftsystem der Klimaanlage zugeführt. Anschließend wird gefilterte Luft aus der Kabine und Stauluft aus der Umgebung zugemischt und in die Kabine geleitet. Die Menge des Luftdurchsatzes in den Klimapacks ist abhängig von der Kabinengröße. Die Eingangstemperatur in die Klimapacks beträgt 200 °C, am Ausgang kann eine Temperatur zwischen -30 °C und +70 °C eingestellt werden. Der Druck des Heißluftstroms beträgt 30 PSI (2,04 bar). In **Tabelle A.10** sind verschiedene Leistungsdaten der Klimaanlage ersichtlich.

Tabelle A.10 Leistungsdaten der Klimaanlage

	Einheit	A320	A330-200	A340-600	A380-800
Anzahl der Klimapacks		2	2	2	2
Bleed-Air Durchsatz	kg/s	0,90	1,60	1,80	3,40
Bleed-Air Druck	PSI	30,00	30,00	30,00	30,00
Bleed-Air Temperatur	°C	200,00	200,00	200,00	200,00
Leistung pro Fan	kWh	1,00	1,00	1,00	1,00
Gesamtleistung	kWh	2,00	2,00	2,00	2,00
Anzahl der Recirculation Fans		2	2	3	4
Leistung pro Fan	kWh	13,60	13,60	13,60	13,60
Gesamtleistung	kWh	27,20	27,20	40,80	54,40
Anzahl der Extraction Fans		1	1	1	1
Leistung pro Fan	kWh	6,80	6,80	6,80	6,80
Gesamtleistung	kWh	6,80	6,80	6,80	6,80
Anzahl der CRU (Card Reader Unit)		2	2	3	4
Leistung pro Unit	kWh	9,50	9,50	9,50	9,50
Gesamtleistung	kWh	19,00	19,00	28,50	38,00
Anzahl der E/E bb Wing Fans		2	2	2	2
Leistung pro Fan	kWh	6,80	6,80	6,80	6,80
Gesamtleistung	kWh	13,60	13,60	13,60	13,60
Gesamtleistung	kWh	68,60	68,60	91,70	114,80

## A.9 Hilfstriebwerk (APU, Auxilary Power Unit)

Die Aufgabe des Hilfstriebwerks besteht darin, das Flugzeug am Boden und im Flug mit Druckluft und Strom zu versorgen. Am Boden ist die APU in Betrieb, wenn am Flugplatz kein Strom aus der „Steckdose“ vorhanden ist. Des Weiteren wird zum Anlassen eines der Haupttriebwerke Druckluft von  $p = 4$  bar und ein Massenstrom von  $\dot{m} = 2,4$  kg/s von der APU bereitgestellt. Im Flug wird für den Fall, dass eines der Triebwerke außer Betrieb ist, die APU gestartet. Sie übernimmt dann die Energieversorgung mit und es werden die Mindestbedingungen für den Flug erhalten. In **Tabelle A.11** sind die für diese Arbeit relevanten Daten dargestellt.

Tabelle A.11 Daten der APU

	Einheit	A320	A330	A340-600	A380-800
APU		GTCP 331-	APS 3200	GTCP 331-600	
Gewicht	kg	350	500	500	750
Bleed-Air Druck	PSI (bar)	59 (4)	59 (4)	59 (4)	59 (4)

## A.10 Thermodynamische Eigenschaften von Mikromolekülen

Die nachfolgende **Tabelle A.12** inklusive Anmerkungen stellt einen Auszug der chemischen Stoffdatenbank **ATHAS** dar, aus der die Enthalpieänderungen in Abhängigkeit von den Temperaturen für die Berechnung der Energiebilanz des SOFC-Systems entnommen wurden.

Advanced Thermal Analysis Laboratory 1993  
 Recommended Data of Thermodynamic Properties of Macromolecules  
 Name: n-Dodecane, Amorphous Calculated Data  
 File Name: C12  
 Structure: CH<sub>3</sub>-(CH<sub>2</sub>)<sub>10</sub>-CH<sub>3</sub>

Tabelle A.12 Enthalpieänderungen (Auszug)

Temperatur <i>T</i> K	Wärmekapazität <i>c<sub>p</sub></i>	Änderungsenthalpie <i>H-H<sub>0</sub>[C]</i> J/(kmol)	Entropie <i>S</i> J/(kmol)	<i>H<sub>0</sub>[C]-G</i> J/(kmol)
298,15	378,627	90236,190	488,086	55286,67
300	379,524	90937,39	490,431	56191,89
310	384,371	94756,36	502,954	61159,53
320	389,218	98623,81	515,234	66251,17
330	394,064	102539,72	527,285	71464,45
340	398,911	106504,09	539,121	76797,16
350	403,758	110516,94	550,755	82247,20
360	408,605	114578,25	562,197	87812,61
370	413,452	118688,04	573,458	93491,54
380	418,298	122846,29	584,549	99282,21
390	423,145	127053,00	595,477	105182,97
400	427,992	131308,19	606,251	111192,23
410	432,839	135611,84	616,879	117308,50
420	437,686	139963,97	627,367	123530,35
430	442,532	144364,56	637,723	129856,41
440	447,379	148813,61	647952	136285,39
450	452,226	153311,14	658,060	142816,05
460	457,073	157857,13	668,053	149447,21
470	461,92	162451,60	677,935	156177,74
480	466,766	167094,53	687,711	163006,55
490	471,613	171785,92	697,385	169932,61

- 1 : Calculated solid Cp agrees with experimental data (<3%)  
 2 : Calculated liquid Cp agrees with experimental data (<5%)  
 3 : Linearly extrapolated experimental liquid Cp data  
 4 : Calculated solid Cp lacks comparison with experimental data (>3%)  
 5 : Calculated liquid Cp lacks comparison with experimental data (>5%)  
 6 : Crystalline Cp data approximated by the Cp data of glass  
 7 : Glassy Cp data approximated by the Cp data of crystals  
 Glass Transition Temp. T<sub>g</sub> (K): ?  
 Change of Cp at Glass Transition (J/kmol): ?  
 Number of Beads: ?  
 Equilibrium Melting Temp. T<sub>m</sub> (K): 263.600 (Ref. 1)  
 Heat of Fusion H<sub>f</sub> (kJ/mol): 36.800 (Ref. 1)  
 Residual Entropy at 0 K (J/K.mol): ?  
 Crystalline Theta 1 Temp. (K): 494.000 (Ref. 2)  
 Theta 3 Temp. (K): 128.000 (Ref. 2)  
 Amorphous Theta 1 Temp. (K): 494.000 (Ref. 2)  
 Theta 3 Temp. (K): (128) (Ref. 2)

No. of Skeletal Vibrational Modes: 27.000 (Ref. 2)  
Lindemann Const. A0 [0.001 (K.mol/J)]: 3.18 (Ref. 3)

Ref.: 1: ATHAS Data Bank update, (1992).  
2: Y. Jin and B. Wunderlich, J. Phys. Chem., 95, 22 (1991).  
3: R. Pan, M. Varma-Nair and B. Wunderlich, J. Thermal Anal., 35, 955 (1989).

Last revision December 25, 1997 by Marek Pyda

URL : <http://funnelweb.utcc.utk.edu/~athas/databank/paraffin/c12/c12cala.html>



## Anhang B

### Programmkommentierung des $SOFC_{sys}$ -Programms

Im Folgenden wird das  $SOFC_{sys}$ -Berechnungsprogramm vorgestellt und erläutert, welches im Rahmen dieser Arbeit zur Berechnung der Eingangsparameter für die DOC-Rechnungen erstellt wurde.

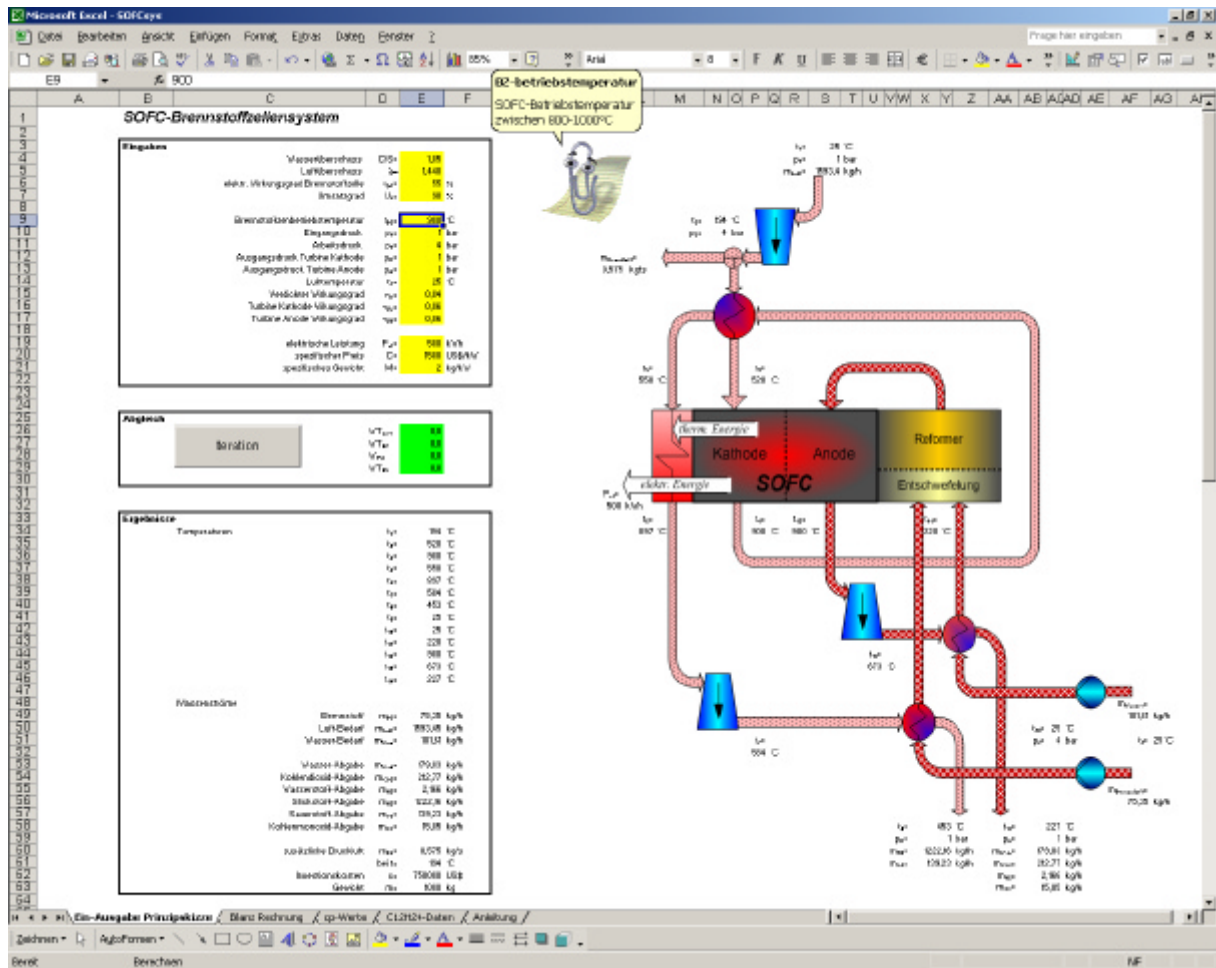


Bild B.1  $SOFC_{sys}$ -Programm

Als Basis dient die Anwendungssoftware *Microsoft EXCEL*, welche aus dem *Microsoft Office Paket* installiert werden muss. Des Weiteren werden Zusatzprogramme aus diesem Paket verwendet, die bei einer Fehlermeldung evtl. noch installiert und eingebunden werden müssen.

## Programmbeschreibung

Das  $SOFC_{sys}$ -Programm gibt unter Eingabe von spezifischen Parametern und dem Leistungsbedarf der Brennstoffzelle die Stoffbilanz, die Temperaturen und die ökonomischen Kenndaten des Brennstoffzellensystems wieder. Auf dem ersten Arbeitsblatt „*Ein-Ausgabe Prinzipskizze*“ erfolgen die Eingabe, der Berechnungsstart und die Ausgabe der Rechenergebnisse. Das Arbeitsblatt „*Bilanz Rechnung*“ beinhaltet alle Formeln, die zur Berechnung der Stoff- und Energiebilanz des Systems notwendig sind. Um die Enthalpieänderung verschiedener Stoffe bei unterschiedlichen Temperaturen zu bestimmen, wird auf die Tabellen im Arbeitsblatt „*cp-Werte*“ zugegriffen. Im letzten Arbeitsblatt befinden sich die Stoffdaten von  $C_{12}H_{24}$ , welche dem Kerosin ähnlich sind. Da dies feste Werte sind, ist es im Programm nicht möglich, die Eingangstemperatur des Brennstoffes zu variieren. An dieser Stelle ist anzumerken, dass die Tabellen (*cp-Werte*) zur Ermittlung der Enthalpieänderung von Dipl.-Ing. Hagen Lorenz zur Verfügung gestellt worden.

## Installationsanweisung

- Datei auf lokaler Festplatte abspeichern
- Makros beim Öffnen aktivieren
  - Wenn die Sicherheitseinstellungen auf *Hoch* eingestellt sind, ist ein Aktivieren der Makros nicht möglich.
  - Über *Extras/Optionen/Sicherheit/Makrosicherheit – Sicherheitseinstellungen* auf *Niedrig* oder *Mittel* setzen
  - Datei schließen und erneut öffnen
  - Makros aktivieren
- Unterprogramm *Solver* installieren
  - Falls das Unterprogramm *Solver* noch nicht in *EXCEL* eingebunden ist, über *Extras/Add-Ins – Solver* aktivieren.

Fehlermeldung: „Fehler beim Kompilieren: Projekt oder Bibliothek nicht gefunden.“

- Erfolgt beim Betätigen der Iterationsschaltfläche diese Fehlermeldung, so ist sie zunächst mit „OK“ zu bestätigen.
- Anschließend in *Microsoft Visual Basic*:
  - Schaltfläche *Entwurfsmodus* aktivieren
    - Über *Extras/Verweise – „Solver.xla“* einbinden (Standardverzeichnis auf Festplatte *C:\Programme\Microsoft Office\Office 10\Makro\Solver\Solver.xla*)
    - Speichern
  - Schaltfläche *Entwurfsmodus* deaktivieren
- Programm beenden und neu aufrufen

## Programmanwendung

Das Arbeitsblatt „*Ein-Ausgabe Prinzipskizze*“ ist in die folgenden vier Bereiche aufgeteilt:

### 1. Eingabebereich

Hier erfolgt die Spezifikation der Brennstoffzelle durch die Eingabe von Parametern. Bei der Auswahl des Eingabefeldes öffnet sich ein Fenster, in welchem eine Erklärung des Parameters erfolgt. Die Eingabetoleranz wurde begrenzt, um die Eingabe von fehlerhaften oder nicht der Praxis entsprechenden Werten auszuschließen.

### 2. Abgleich

Nach der Festlegung und Eingabe der Parameter muss eine Berechnung des Brennstoffzellensystems. Diese Neuberechnung wird über die Iterationsschaltfläche gestartet. Diese ist immer dann notwendig, wenn die im System eingebauten Wärmetauscher WT nicht abgeglichen sind. Dies wird optisch durch eine rote Unterlegung der Wärmetauscherfelder signalisiert. Nach einer Rechnung müssen diese den Wert 0 besitzen und grün unterlegt sein.

Sollten jetzt im Bereich Ergebnisse Temperaturfelder rot gekennzeichnet sein, so muss eine manuelle Anpassung des Luft- oder Wasserüberschusses erfolgen. Zur Verdeutlichung soll nachfolgend ein Beispiel kurz erläutert werden: Die Temperatur  $t_6$  ist rot gekennzeichnet, d.h. der Wert dieser Temperatur ist zu hoch. Zu beachten ist, dass diese Temperatur maximal die Betriebstemperatur der Brennstoffzelle erreichen kann. In diesem Fall könnte dann z.B. der Luftüberschuss höher gewählt werden, um die Temperatur  $t_6$  zu verringern.

Sollte die Temperatur  $t_6$  orange unterlegt sein, ist diese Temperatur zu gering und in der sich anschließenden Turbine wird nicht die maximale Leistung über das Temperaturniveau erzielt. Hier könnte z.B. der Luftüberschuss verringert werden.

Die Temperatur  $t_{14}$  ist dann rot unterlegt, wenn sie unter der Temperatur  $t_{11}$  von 220 °C liegt. Dies ist technisch nicht möglich und kann über eine höhere Betriebstemperatur der Brennstoffzelle oder einen geringeren Wasserüberschuss korrigiert werden.

### 3. Ergebnisse

Sind keine rot unterlegten Felder im Bereich Abgleich und Ergebnisse mehr vorhanden, können die Temperaturen, die zugeführten und abgegebenen Massenströme, die zusätzliche Druckluft mit Temperaturniveau, die Investitionskosten und das Gewicht abgelesen werden.

### 4. Prinzipskizze

Es wird das Modell des SOFC-Systems als Prinzipaufbau dargestellt. Zusätzlich sind die unterschiedlichen Temperaturen und Massenströme zugeordnet.