

Andreas Johanning

Methodik zur Ökobilanzierung im
Flugzeugvorentwurf

TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme

Methodik zur Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf

Andreas Johanning

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel

Prüfer der Dissertation: 1. Prof. Dr.-Ing. Mirko Hornung
2. Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz

Die Dissertation wurde am 24.03.2016 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 12.04.2017 angenommen.

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

ISBN 978-3-8439-3179-3

Dieses Werk ist durch Copyright geschützt.

Alle Anfragen richten Sie bitte an Dr.-Ing. Andreas Johanning.

Download:

<http://Airport2030.ProfScholz.de>

Persistenter Link zum PDF an der TUM:

<http://nbn-resolving.de/urn:nbn:de:bvb:91-diss-20170510-1295244-1-0>

Link zum archivierten PDF an der DNB:

<http://d-nb.info/1133261876/34>

Datensatz in der DNB:

Verlag, Online: <http://d-nb.info/1137024534>

Verlag, Hardcopy: <http://d-nb.info/1136308024>

TUM, Online: <http://d-nb.info/1133261876>

© Verlag Dr. Hut, München
Sternstr. 18, 80538 München
Tel.: 089/66060798
www.dr.hut-verlag.de

Die Informationen in diesem Buch wurden mit großer Sorgfalt erarbeitet. Dennoch können Fehler nicht vollständig ausgeschlossen werden. Verlag, Autoren und ggf. Übersetzer übernehmen keine juristische Verantwortung oder irgendeine Haftung für eventuell verbliebene fehlerhafte Angaben und deren Folgen.

Alle Rechte, auch die des auszugsweisen Nachdrucks, der Vervielfältigung und Verbreitung in besonderen Verfahren wie fotomechanischer Nachdruck, Fotokopie, Mikrokopie, elektronische Datenaufzeichnung einschließlich Speicherung und Übertragung auf weitere Datenträger sowie Übersetzung in andere Sprachen, behält sich der Autor vor.

1. Auflage 2017

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Zeit in der Aircraft Design and Systems Group (AERO) am Department für Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Ich danke der Deutschen Bundesstiftung Umwelt, für die Förderung meines Promotionsvorhabens mit einem Stipendium.

Weiterhin gilt mein Dank Herrn Prof. Dr.-Ing. Mirko Hornung für die Übernahme der Rolle als Erstprüfer der Promotion, für seine fachliche Expertise und seine Unterstützung bei der Stipendiumsbewerbung. Ebenfalls danken möchte ich Frau Natalie Gulotta, die mich in organisatorischen Angelegenheiten immer bestens unterstützt hat. Auch den Ansprechpartnern am Bauhaus Luftfahrt, vor allem Dr. Askin Isikveren und Dr. Corin Gologan, möchte ich für ihre wertvollen Hinweise zum Forschungsvorhaben danken.

Des Weiteren danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, als meinem direkten fachlichen Betreuer und Zweitprüfer der Promotion, für die intensive Betreuung während meiner gesamten Zeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter.

Ebenfalls gilt mein Dank Axel Dengler, Peter Theis, Gerd Grunwald und weiteren Mitarbeitern aus dem Future Projects Office von Airbus für ihr wertvolles Feedback zu den Flugzeugentwürfen.

Weiterhin danke ich den Studenten und Kollegen innerhalb der Aircraft Design and Systems Group (AERO), insbesondere Daniel Schiktanz und Ricardo Caja Calleja, die mein Forschungsvorhaben durch viele Gespräche und Hinweise über die Jahre sehr bereichert haben.

Abschließend möchte ich meiner Familie für ihre Unterstützung während der gesamten Promotionszeit danken.

Hamburg, März 2016
Andreas Johanning

Kurzfassung

In dieser Arbeit wird eine Methodik zur Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf entwickelt. Mithilfe der Methodik kann die Umweltwirkung der entworfenen Flugzeuge bestimmt werden. Außerdem können treibende In- und Outputs, Prozesse, Lebenszyklusphasen, Wirkungskategorien und Entwurfparameter für die Umweltwirkung von Flugzeugen ermittelt werden. Ein Turboprop-Flugzeug dient als Anwendungsbeispiel für die Methodik. Dieses wird für minimale Umweltwirkung optimiert und die Ergebnisse werden mit denen eines Referenzflugzeugs verglichen. Zusätzlich wird die Methodik auf zukünftige Flugzeugkonzepte angewandt und auch deren Umweltwirkung mit der des Referenzflugzeugs verglichen. Die Untersuchungen für das Turbopropflugzeug zeigen, dass grundsätzlich ein hohes Potential zur Reduzierung der Umweltwirkung vorhanden ist. Die Verringerung des Kraftstoffverbrauchs und die Anpassung der Flughöhe stellen hierbei entscheidende Kriterien dar. Bei den untersuchten zukünftigen Flugzeugkonzepten verlagert sich die Umweltwirkung tendenziell vom Flug auf die Herstellung des jeweiligen Energieträgers. Die erforderliche elektrische Energie sollte hierbei zu einem möglichst hohen Anteil aus erneuerbaren Energien bereitgestellt werden, um eine möglichst geringe Umweltwirkung erreichen zu können. Durch Integration der entwickelten Ökobilanz-Methodik in den Flugzeugvorentwurf wird es möglich, die zukünftigen Umweltauswirkungen von Flugzeugen im frühen Entwurfsprozess zu erfassen und gezielt zu beeinflussen.

Abstract

In this thesis, a methodology for life cycle assessment in conceptual aircraft design is being developed. Using this methodology, the environmental impact of the designed aircraft can be calculated. Additionally the driving in- and outputs, processes, life cycle phases, impact categories and design parameters for the environmental impact of aircraft can be identified. A turboprop aircraft serves as application example for the methodology. It is being optimized for minimum environmental impact and the results are being compared to those of a reference aircraft. Additionally, the methodology is applied to future aircraft concepts and their environmental impact is compared to that of the reference aircraft as well. The investigation of the turboprop aircraft shows that there is generally a high potential for reducing environmental impact. The reduction of fuel consumption and an adaption of flight altitude are identified as decisive factors. The environmental impact of the investigated future concepts is tending to shift from the flight to the production of the respective energy source. In the production process, the share of electric energy from renewable energy sources should be as high as possible to achieve minimum environmental impact. The integration of a life cycle assessment methodology into conceptual aircraft design allows to analyze and influence the environmental impact of future aircraft early in the design process.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung	V
Abbildungsverzeichnis	IX
Tabellenverzeichnis	XIII
Abkürzungsverzeichnis.....	XVII
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	XXI
1 Einleitung	1
1.1 Motivation.....	1
1.2 Ziel der Arbeit.....	2
1.3 Begriffsdefinitionen	3
1.4 Aufbau der Arbeit	4
2 Stand der Technik zur Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf	5
2.1 Ökobilanzierung allgemein.....	5
2.2 Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf.....	11
2.2.1 Übersicht zu Forschungsansätzen.....	11
2.2.2 Vergleich existierender Ökobilanz-Ergebnisse von Flugzeugen.....	12
2.3 Höhenabhängigkeit in der Wirkungsabschätzung.....	15
3 Ökobilanz-Methodik für den Flugzeugvorentwurf.....	19
3.1 Vorüberlegungen.....	21
3.2 Ziel und Untersuchungsrahmen	23
3.3 Sachbilanz	29
3.3.1 Berechnung grundlegender Parameter.....	30
3.3.2 Berechnung der In- und Outputflüsse.....	32
3.3.3 Integration zukünftiger Flugzeugkonzepte	45
3.4 Wirkungsabschätzung	50
3.5 Auswertung.....	56
3.5.1 Beschreibung des Referenzflugzeugs	57
3.5.2 Ökobilanzergebnisse	58
3.5.3 Unsicherheitsanalyse.....	68
3.5.4 Diskussion.....	75

4	Anwendung der entwickelten Ökobilanz-Methodik im Flugzeugvorentwurf.....	79
4.1	Beschreibung des Flugzeugvorentwurfsprogramms	79
4.2	Anwendung der Ökobilanz-Methode auf ein Turboprop-Flugzeug	81
4.2.1	Beschreibung.....	83
4.2.2	Entwurfsergebnisse	84
4.2.3	Ökobilanzergebnisse	89
4.2.4	Sensitivitätsanalyse, Robustheitsanalyse und Pareto-Optimierung	94
4.2.5	Diskussion.....	103
4.3	Anwendung der Ökobilanz-Methode auf zukünftige Flugzeugkonzepte	105
4.3.1	Beschreibung.....	105
4.3.2	Entwurfsergebnisse	107
4.3.3	Ökobilanzergebnisse	111
4.3.4	Diskussion.....	115
5	Zusammenfassung und Ausblick	117
	Literaturverzeichnis.....	121
Anhang A	Ergänzende Informationen zur Ökobilanz-Methodik.....	135
Anhang B	Weitere Ergebnisse der Ökobilanz-Methodik.....	137
B.1	Weitere Ökobilanz-Ergebnisse des Referenzflugzeugs	137
B.2	Weitere Ökobilanz-Ergebnisse des Turbopropflugzeugs	139

Abbildungsverzeichnis

Bild 2.1	Darstellung der Wirkungsabschätzung (in Anlehnung an PE 2015).....	8
Bild 2.2	Rahmen einer Ökobilanz (nach ISO 14040 2006a).....	10
Bild 2.3	Ergebnisse für die Wirkungskategorie <i>Klimawandel</i> nach Chester (eigene Abbildung basierend auf den Ergebnissen von Chester 2008).....	13
Bild 2.4	Ergebnisse für die Wirkungskategorie <i>Klimawandel</i> nach Lopes (eigene Abbildung basierend auf den Ergebnissen von Lopes 2010).....	14
Bild 2.5	Vergleich der absoluten Werte in der Wirkungskategorie <i>Klimawandel</i> für Embraer 145, Boeing 737 und Boeing 747 nach Chester 2008 sowie Airbus A330 nach Lopes 2010.....	14
Bild 2.6	Kondensstreifenbildung abhängig von Temperatur, Höhe und relativer Luftfeuchtigkeit (Schumann 2005).....	16
Bild 3.1	Integration einer Ökobilanz in den Flugzeugvorentwurf (eigene Darstellung, kombiniert mit einer Abbildung aus ISO 14040 2006a).....	20
Bild 3.2	Mögliche Bestandteile einer Ökobilanz von Flugzeugen (in Anlehnung an die Lebenszykluskostenübersicht aus Raymer 1989).....	21
Bild 3.3	Berücksichtigte Prozesse innerhalb des Lebenszyklus.....	25
Bild 3.4	Darstellung der ReCiPe-Methode.....	50
Bild 3.5	Faktoren für den Strahlungsantrieb $s_l(a)$ von NO_x und KC abhängig von der Höhe (nach Schwartz 2009).....	53
Bild 3.6	3-Seitenansicht des Airbus A320-200 (Aeroweb 2015).....	57
Bild 3.7	SS des Referenzflugzeugs vor und nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	59
Bild 3.8	Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	62
Bild 3.9	Anteil der berücksichtigten In- und Outputs an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	63
Bild 3.10	Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	64
Bild 3.11	Anteil der verschiedenen Endpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	65

Bild 3.12	Anteil der Lebenszyklusphasen an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	66
Bild 3.13	Vergleich der Ergebnisse des Referenzflugzeugs mit den Ergebnissen anderer Autoren in der Wirkungskategorie <i>Klimawandel</i> (Embraer 145, Boeing 737 und Boeing 747 nach Chester 2008, Airbus A330 nach Lopes 2010, Airbus A320 vor und nach angepasster Wirkungsabschätzung nach eigener Berechnung).....	67
Bild 3.14	Anteile von Reiseflug / Start- und Landezyklus sowie aller anderen Prozesse an der Wirkungskategorie <i>Klimawandel</i> für das Referenzflugzeug A320.....	68
Bild 3.15	Anteil der Endpoint Kategorien am SS der A320-200.....	70
Bild 3.16	Anteil der Midpoint Kategorien am SS der A320-200.....	71
Bild 3.17	Anteil der Prozesse am SS der A320-200.....	73
Bild 3.18	Anteil der In- und Outputs am SS der A320-200.....	74
Bild 4.1	Struktur von PrOPerA.....	81
Bild 4.2	Entwicklung des Kraftstoffpreises in den letzten Jahren (links, Jupp 2012) sowie prognostizierte zukünftige Entwicklung (rechts, AIRBUS 2012).....	82
Bild 4.3	Entwurfsergebnisse des nach der Umweltwirkung optimierten Turbopropflugzeugs.....	85
Bild 4.4	Entwurfsdiagramm und 3-Seitenansicht eines Turbopropflugzeugs, das für minimale DOC optimiert wurde.....	88
Bild 4.5	SS des Turbopropflugzeugs im Vergleich zum Referenzflugzeug.....	89
Bild 4.6	Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen Midpoint Kategorien am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs.....	92
Bild 4.7	Vergleich der absoluten Anteile der berücksichtigten In- und Outputs am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs.....	93
Bild 4.8	Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen berücksichtigten Prozesse am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs.....	93
Bild 4.9	Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen Endpoint Kategorien am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs.....	94
Bild 4.10	Sensitivitätsanalyse der optimierten Entwurfsparameter.....	96
Bild 4.11	Entwurfsdiagramm des nach der Umweltwirkung optimierten Turbopropflugzeugs.....	97
Bild 4.12	Sensitivitätsanalyse einiger weiterer Parameter.....	99
Bild 4.13	Robustheitsanalyse der Entwurfsparameter.....	100

Bild 4.14	Robustheitsanalyse mit einer zufälligen Variation aller Entwurfsparameter.....	101
Bild 4.15	Pareto-Optimierung bei einem Kraftstoffpreis von 1,32 USD/kg.....	102
Bild 4.16	Pareto-Optimierung bei einem Kraftstoffpreis von 0,27 USD/kg.....	103
Bild 4.17	Zentrale Entwurfsparameter und eine 3-Seitenansicht des Wasserstoffflugzeugs.....	108
Bild 4.18	Zentrale Entwurfsparameter und eine 3-Seitenansicht des elektrisch angetriebenen Flugzeugs	109
Bild 4.19	Zentrale Entwurfsparameter und eine 3-Seitenansicht des mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeugs.....	110
Bild 4.20	Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des Wasserstoffflugzeugs (heutiger Strommix, Dampfreformierung).....	111
Bild 4.21	Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des elektrisch angetriebenen Flugzeugs (heutiger Strommix).....	112
Bild 4.22	Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeugs (heutiger Strommix).....	113
Bild B.1	Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung.....	137
Bild B.2	Anteil der unterschiedlichen betrachteten In- und Outputs an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung	138
Bild B.3	Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung	138
Bild B.4	Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs	139
Bild B.5	Anteil der unterschiedlichen betrachteten In- und Outputs an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs	139
Bild B.6	Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs	140

Tabellenverzeichnis

Tabelle 3.1	Durchschnittliches Flugzeugalter zum Zeitpunkt der Außerdienststellung (nach Forsberg 2015).....	31
Tabelle 3.2	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die stöchiometrische Verbrennung von 1 kg Kerosin	33
Tabelle 3.3	Weitere Emissionen pro verbranntem kg Kerosin für die Flugphase <i>Steigflug, Reiseflug und Sinkflug</i> sowie deren Anteile an der Umweltwirkung für eine A320 auf einer Flugdistanz von 589 NM (basierend auf Werten aus EEA 2013).....	33
Tabelle 3.4	Kraftstoffmassenstrom und IOFs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung während des Start- und Landezyklus für das Triebwerk CFM56-5A5 (<i>FF</i> und <i>IOF</i> aus ICAO 2013, t_{mode} aus UNIQUE 2004 und BTS 2008)	34
Tabelle 3.5	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch Energieverbrauch und -erzeugung am Hamburger Flughafen pro Angestelltem im Jahr 2010 (basierend auf Daten aus HA 2011)	35
Tabelle 3.6	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch den Betrieb von Bodenfahrzeugen am Hamburger Flughafen pro Angestelltem im Jahr 2010 (basierend auf Daten aus HA 2011)	36
Tabelle 3.7	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Kerosin aus EC 2013.....	36
Tabelle 3.8	Materialverteilung eines A330 (Lopes 2010) und eines A350 (Criou 2007).....	37
Tabelle 3.9	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t Aluminium (50 % Bleche, 50 % Extrusionsprofile) aus EC 2013	38
Tabelle 3.10	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t CFK.....	39
Tabelle 3.11	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t Stahl	39
Tabelle 3.12	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung pro hergestelltem Sitz (AIRBUS 2008a)	40
Tabelle 3.13	In- und Outputs pro kWh sowie deren Anteile an der Umweltwirkung nach EC 2013.....	41
Tabelle 3.14	Testflugstunden für verschiedene Flugzeuge	43
Tabelle 3.15	Anzahl der Testflugzeuge bei verschiedenen Flugzeugprogrammen (prognostiziert/tatsächlich)	43

Tabelle 3.16	Durchschnittswerte für Wiederverwendung $p_{wv,i}$, Recycling, thermische Verwertung und Abfallbeseitigung $p_{es,i}$ (berechnet, basierend auf Angaben in Lopes 2010)	44
Tabelle 3.17	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung und Verflüssigung von 1 kg Wasserstoff (Dampfreformierung, heutiger Strommix)	47
Tabelle 3.18	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung und Verflüssigung von 1 kg Wasserstoff (Elektrolyse, Strom aus erneuerbaren Energien).....	47
Tabelle 3.19	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Verbrennung von 1 kg Wasserstoff	47
Tabelle 3.20	In- und Outputs pro kWh (aus erneuerbaren Energien) sowie deren Anteile an der Umweltwirkung nach EC 2013	48
Tabelle 3.21	In- und Outputs pro kg Akkumulator sowie deren Anteile an der Umweltwirkung	48
Tabelle 3.22	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Algenkraftstoff (heutiger Strommix)	49
Tabelle 3.23	In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Algenkraftstoff (Strom aus erneuerbaren Energien).....	49
Tabelle 3.24	$SGTP_{l,100}$ basierend auf Schwartz 2009	52
Tabelle 3.25	Werte für $CF_{midpoint}$ für die hierarchische Perspektive aus Recipe 2013	55
Tabelle 3.26	Werte für $CF_{endpoint}$, NF und W für die hierarchische Perspektive, die durchschnittliche Gewichtungsperspektive sowie den Bereich Welt aus Recipe 2013	56
Tabelle 3.27	Zentrale Parameter der ausgewählten A320-200 Gewichtsvariante (Werte aus AIRBUS 2014).....	57
Tabelle 3.28	Ergebnisse der Sachbilanz für das Referenzflugzeug.....	59
Tabelle 3.29	Ergebnisse der Wirkungsabschätzung für das Referenzflugzeug.....	61
Tabelle 3.30	Absolutwerte für den SS der A320-200.....	69
Tabelle 3.31	Anteil der Endpoint Kategorien am SS der A320-200	69
Tabelle 3.32	Anteil der Midpoint Kategorien am SS der A320-200	71
Tabelle 3.33	Anteil der Lebenszyklusphasen am SS der A320-200	72
Tabelle 3.34	Anteil der betrachteten Prozesse am SS der A320-200	72
Tabelle 3.35	Anteil der In- und Outputs am SS der A320-200	74
Tabelle 4.1	Ergebnisse der Sachbilanz für das Turbopropflugzeug	90
Tabelle 4.2	Ergebnisse der Wirkungsabschätzung für das Turbopropflugzeug	91

Tabelle A.1	Zeithorizonte und weitere Kriterien für die Berechnung der Midpoint Kategorien abhängig von der gewählten Perspektive (nach Goedkoop 2008)	135
Tabelle A.2	Zeithorizonte und weitere Kriterien für die Berechnung der Endpoint Kategorien abhängig von der gewählten Perspektive (nach Goedkoop 2008)	136

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzungen

A	Durchschnittliche Gewichtungsperspektive
AF	Abgestrebter Flügel
CF	Charakterisierungsfaktor
CFK	Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe
CO ₂ eq	CO ₂ -Äquivalent
DOC	Direkte Betriebskosten
E	Egalitaristische Perspektive / Gewichtungsperspektive
ELCD	European reference Life Cycle Database
GWP	Global Warming Potential (Treibhauspotential)
H	Hierarchische Perspektive / Gewichtungsperspektive
I	Individualistische Perspektive / Gewichtungsperspektive
IOF	Input-/Outputfaktor
IPCC	Intergovernmental Panel on Climate Change
ISA	Internationale Standardatmosphäre
KC	Kondensstreifen und induzierte Cirruswolken
MTOM	Maximum Take-Off Mass (Maximale Startmasse)
OPerA	Optimization in Preliminary Aircraft Design
PKM	Passagierkilometer
PrOPerA	Turboprop Optimization in Conceptual Aircraft Design
SGTP	Sustained Global Temperature Change Potential
SS	Single Score
TKM	Tonnenkilometer

Symbole

a	Höhe
$A_{W,eff}$	Effektive Flügelstreckung
$A_{W,geo}$	Geometrische Flügelstreckung
$b_{W,geo}$	Geometrische Flügelspannweite
BPR	Nebenstromverhältnis
c_{ew}	Gesamtkosten der Flugzeugentwicklung
c_{fuel}	Kraftstoffkosten
$c_{ing,d}$	Tägliche Kosten pro Ingenieur
$C_{D,0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$CF_{endpoint,j,k,p}$	Charakterisierungsfaktor einer bestimmten Midpoint Kategorie, Endpoint Kategorie und Perspektive

$CF_{midpoint,i,j,p}$	Charakterisierungsfaktor einer bestimmten Substanz, Midpoint Kategorie und Perspektive
d_a	Durchschnittlich geflogene Distanz pro Jahr
d_f	Durchschnittlich geflogene Distanz pro Flug
d_{fam}	Durchschnittlich geflogene Distanz pro Flugzeugfamilie
d_i	Durchschnittlich geflogene Distanz in einem bestimmten Zeitabschnitt
d_l	Durchschnittlich geflogene Distanz pro operationellem Leben
d_{prop}	Propellerdurchmesser
DOC (AEA)	Direkte Betriebskosten, berechnet mit der Methode der <i>Association of European Airlines</i>
E	Elektrische Energie
E_d	Elektrischer Energieverbrauch eines Bürocomputers pro Tag
EIS	Diensteintritt
$EP_{k,p}$	Endpoint Kategorie abhängig von der gewählten Perspektive
FF	Kraftstoffmassenstrom pro Abschnitt des Start- und Landezyklus
h_{ICA}	Anfängliche Reiseflughöhe
h_{WL}	Höhe der Winglets
IOF_i	Input-/Outputfaktor einer bestimmten Substanz
k_{WL}	Faktor für die Effektivität der Winglets
L/D_{max}	Maximale Gleitzahl
$m_{es,i}$	Entsorgte Masse eines Materials
m_F	Kraftstoffmasse
$m_{F,h}$	Durchschnittliche Kraftstoffmasse pro Stunde
$m_{F,trip}$	Kraftstoffmasse für die DOC Mission
$m_{m,i}$	Erforderliche Masse eines Materials für die Flugzeugherstellung
m_{ML}	Maximale Landemasse
m_{MPL}	Maximale Nutzlast
m_{MTO}	Maximale Startmasse
$m_{n,i}$	Erforderliche Masse eines Materials, das für die Flugzeugherstellung neu produziert werden muss
m_{OE}	Betriebsleermasse
m_{PAX}	Passagiermasse
$m_{PL,DOC}$	Nutzlast für die DOC Mission
$\max(S_{TOFL}, S_{LFL})$	Maximal zulässiger Wert für Sicherheitsstartstrecke und Sicherheitslandestrecke
M_{CR}	Reiseflugmachzahl
$MP_{j,p}$	Midpoint Kategorie abhängig von der gewählten Perspektive
$n_{a,o}$	Durchschnittlichen Anzahl an Jahren in der Betriebsphase
$n_{a/c,test}$	Zahl der Testflugzeuge
n_{ang}	Anzahl der Angestellten am Flughafen
n_d	Anzahl der für den Entwurf des Flugzeugs erforderlichen Ingenieurstage
$n_{f,a}$	Durchschnittliche Anzahl an Flügen pro Jahr

n_{fam}	Anzahl produzierter Flugzeuge innerhalb der untersuchten Flugzeugfamilie
$n_{h,z}$	Anzahl der Testflugstunden bis zum Erreichen der Zertifizierung
n_{PAX}	Durchschnittliche Passagierzahl pro Flug
n_{PAX} (1-cl HD)	Passagierzahl in einer sehr dichten Einklassenbestuhlung
$n_{PAX,AP}$	Passagierzahl am Flughafen pro Jahr
$n_{seat,max}$	Maximale Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung
$NF_{k,p,r}$	Normierungsfaktor einer bestimmten Endpoint Kategorie, Perspektive und eines bestimmten Bereiches
$p_{alo,PAX}$	Anteil der In- und Outputs, die dem Transport von Passagieren zugeordnet werden
$p_{alo,PAX,FH}$	Anteil der In- und Outputs des Flughafens, die dem Transport von Passagieren zugeordnet werden
p_d	Verhältnis der durchschnittlich geflogenen Strecke zur maximalen Reichweite bei maximaler Nutzlast
$p_{es,i}$	Prozentualer Anteil der entsorgten Masse eines bestimmten Materials
p_{ing}	Prozentualer Anteil der Entwicklungskosten, der für Ingenieurstunden bezahlt wurde
p_{lf}	Durchschnittlicher Sitzladefaktor
$p_{m,i}$	Prozentualer Anteil eines bestimmten Materials im Verhältnis zur Betriebsleermasse des Flugzeugs
p_{seat}	Durchschnittlicher prozentualer Anteil an verkauften Sitzen im Vergleich zur maximalen Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung
$p_{wv,i}$	Prozentualer Anteil der wiederverwendeten Masse eines bestimmten Materials
$P_{eq,ssl}$	Äquivalente Triebwerksleistung auf Meereshöhe (statisch)
PKM_t	Passagierkilometer in einem bestimmten Zeitabschnitt
$PSFC$	Leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch
R_{DOC}	Reichweite für die DOC Mission
R_{MPL}	Reichweite bei maximaler Nutzlast
$s_l(a)$	Höhenabhängiger Faktor für den Strahlungsantrieb einer bestimmten Substanz
S_{LFL}	Sicherheitslandestrecke
S_{TOFL}	Sicherheitsstartstrecke
S_W	Flügelfläche
$SGTP_{l,t}$	Sustained Global Temperature Change Potential einer bestimmten Substanz nach einer bestimmten Zeit (in Jahren)
SP	Sitzabstand
$SS_{p,b}$	Single Score für eine bestimmte Perspektive und einen bestimmten Bereich
$t_{mode,i}$	Zeit pro Abschnitt des Start- und Landezyklus
t_{TA}	Dauer der Bodenabfertigung
t/c	Relative Flügeldicke
T_{TO}	Startschub

$U_{a,f}$	Flugzeugnutzung pro Jahr auf der DOC Mission
$W_{k,wp}$	Gewichtungsfaktor abhängig von der Gewichtungsperspektive
$x_{a/c,test,i}$	In- und Outputs für die Herstellung der Testflugzeuge
x_i	Input/Output einer bestimmten Substanz
$x_{PKM,i}$	Input/Output einer bestimmten Substanz pro Passagierkilometer
η_{prop}	Propellerwirkungsgrad während des Reiseflugs
φ_{25}	Flügelpfeilung bei 25 % Flügeltiefe

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Input

„Produkt-, Stoff- oder Energiefluss, der einem Prozessmodul zugeführt wird.“
(ISO 14040 2006a).

Input-/Outputfaktor

Inputs/Outputs bezogen auf eine für den jeweiligen Prozess geeignete Einheit.

Output

„Produkt-, Stoff- oder Energiefluss, der von einem Prozessmodul abgegeben wird.“
(ISO 14040 2006a).

Referenzflugzeug

Ein Flugzeug, das einen bestimmten Stand der Technik in der untersuchten Flugzeugkategorie widerspiegelt und damit für Vergleiche eingesetzt werden kann.

Turbopropflugzeug

Ein Flugzeug, das von Turboprop-Triebwerken angetrieben wird.

Turboprop-Triebwerk

Ein Triebwerk, bei dem ein Propeller von einer Gasturbine angetrieben wird.

Umweltwirkung

Der Begriff umfasst sämtliche Einwirkungen auf die natürliche Umwelt.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Luftfahrt trägt mit etwa 2 % zum globalen CO₂-Ausstoß bei. Das in die Atmosphäre eingebrachte CO₂ verändert den Strahlungshaushalt der Erde und führt durch seinen positiven Strahlungsantrieb zu einer Erwärmung der Erde. Aufgrund weiterer Emissionen hat die Luftfahrt insgesamt einen Anteil von etwa 3,5 % am gesamten Strahlungsantrieb. Der Anteil der Luftfahrt am Klimawandel kann ungefähr dem Anteil am gesamten Strahlungsantrieb gleichgesetzt werden. (IPCC 1999)

Hinzu kommen hohe prognostizierte jährliche Wachstumsraten der Passagierzahlen von etwa 5 % (AIRBUS 2012), weshalb sich die Passagierzahlen in den nächsten 15 Jahren voraussichtlich verdoppeln werden. Trotz der erwarteten Verbesserungen beim Kraftstoffverbrauch von jährlich 1 % ... 2 %, wird aufgrund der hohen Wachstumsraten ein Anstieg der direkt an den Kraftstoffverbrauch gekoppelten Emissionen von jährlich 3 % ... 4 % erwartet (IPCC 2007). Da die prognostizierten Wachstumsraten anderer bedeutender Emittenten geringer ausfallen, wird davon ausgegangen, dass der Anteil der Luftfahrt am Klimawandel zunimmt. Bei der Bekämpfung des Klimawandels gewinnt daher auch eine Senkung der Schadstoffemissionen der Luftfahrt zunehmend an Bedeutung.

Um der negativen Umweltwirkung der Luftfahrt entgegenzutreten, wurden von mehreren Institutionen Initiativen gestartet. So strebt die Luftfahrtindustrie, vertreten durch die Internationale Luftverkehrs-Vereinigung IATA, den Dachverband der Flughafenbetreiber ACI und weitere bedeutende Marktteilnehmer, eine Verbesserung der Kraftstoffeffizienz der weltweiten Flotte um jährlich 1,5 % bis 2020, ein (netto) CO₂-neutrales Luftverkehrswachstum ab dem Jahr 2020 und eine Reduzierung der (netto) CO₂-Emissionen um 50 % bis 2050, verglichen mit dem Jahr 2005, an (ATAG 2012). Die Europäische Union veröffentlichte im Jahr 2011 den *Flightpath 2050*, der u.a. darauf abzielt, die CO₂-Emissionen neu entwickelter Flugzeuge bis zum Jahr 2050 um 75 % und die NO_x-Emissionen um 90 % im Vergleich zum Jahr 2000 zu senken (EC 2011).

Die Pläne fokussieren sich vorwiegend auf bestimmte Stoffe (vor allem CO₂) und die Bekämpfung des Klimawandels. Die Umweltwirkung der Luftfahrt beschränkt sich allerdings nicht nur auf den Klimawandel. Beispielsweise führen bodennahe Emissionen zu Feinstaubbildung und die für die Kerosinproduktion erforderliche Förderung von Rohöl verursacht den Abbau fossiler Ressourcen. Auch ein vermeintlich harmloser Stoff, wie das als Verbrennungsprodukt von Kerosin in die Atmosphäre eingebrachte Wasser, kann durch

Bildung von Kondensstreifen und induzierten Cirruswolken (KC) eine beträchtliche negative Umweltwirkung nach sich ziehen (IPCC 1999).

Hinzu kommt, dass sich die Emissionen bei verschiedenen angedachten zukünftigen Konzepten, wie beispielsweise elektrisch angetriebenen Flugzeugen, vom Flug in die Produktion des erforderlichen Energieträgers verlagern. Bei einer reinen Betrachtung der Emissionen während des Fluges könnte so ein falsches Bild der tatsächlichen Umweltwirkung entstehen.

Besser wäre daher ein ganzheitlicherer Ansatz, mit einer methodischen Berücksichtigung der gesamten Umweltwirkung von Flugzeugen. Geeignet für einen solchen ganzheitlicheren Ansatz ist eine Ökobilanz, da sie die Bestimmung der Umweltwirkung beliebiger Produkte über den gesamten Lebenszyklus ermöglicht (ISO 14040 2006a). Um die Umweltwirkung zukünftiger Flugzeuge gezielt beeinflussen zu können, müsste eine solche Ökobilanz in den Flugzeugvorentwurf integriert werden, da in dieser frühen Entwurfsphase bereits ein Großteil der zukünftigen Eigenschaften eines Flugzeugs festgelegt wird. Allerdings zielt der Entwurf von Verkehrsflugzeugen bis heute fast ausschließlich auf eine Reduzierung der direkten Betriebskosten pro Passagier und Strecke ab. Schadstoffemissionen und damit zukünftige Umweltauswirkungen spielen bei den Entwurfszielen eine untergeordnete Rolle und werden im Entwurf höchstens indirekt, über den Kraftstoffverbrauch, berücksichtigt.

Durch die Integration von Ökobilanzen in den Flugzeugvorentwurf wird es möglich, die zukünftige Umweltwirkung von Flugzeugen in einem frühen Entwurfsstadium zu erfassen und deren Höhe gezielt zu beeinflussen. Sobald die Umweltwirkung im Entwurfsprozess berücksichtigt wird, kann diese in die Zielfunktion der Entwurfsoptimierung integriert werden. Durch eine entsprechende Gewichtung der Umweltwirkung in dieser Zielfunktion wird der Entwurf umweltschonenderer Flugzeuge möglich und damit ein wichtiger Beitrag zur angestrebten verringerten negativen Umweltwirkung der Luftfahrt geleistet.

1.2 Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit ist die Schaffung einer Methodik für die Bestimmung der Umweltwirkung von Flugzeugen im Vorentwurf über den gesamten Lebenszyklus mithilfe einer Ökobilanz. Dazu werden zuerst Ziel und Umfang der Ökobilanz festgelegt. Anschließend wird eine Bilanz erstellt, die Ressourcen-Entnahmen aus der Umwelt und Emissionen in die Umwelt über den gesamten Lebenszyklus, d.h. von der Entwicklung bis zur Entsorgung, erfasst. Danach wird die dadurch verursachte Umweltwirkung bestimmt. Abschließend werden die Ergebnisse der Ökobilanz analysiert und interpretiert.

Mithilfe dieser Methodik sollen treibende In- und Outputs, Prozesse, Lebenszyklusphasen, Wirkungskategorien und Entwurfparameter für die Umweltwirkung von Flugzeugen identifiziert werden. Durch Integration der Umweltwirkung in die Zielfunktion der Entwurfsoptimierung sollen die Verbesserungspotentiale zukünftiger Flugzeuggenerationen und -konzepte hinsichtlich der Umweltwirkung quantifiziert werden. Außerdem soll untersucht werden, wie sich die Berücksichtigung der Umweltwirkung auf den Flugzeugvorentwurf auswirkt. Dazu zählt die Frage, ob ökologische Verbesserungen immer mit einer Verschlechterung der Ökonomie einhergehen oder inwiefern sich ökologische und ökonomische Verbesserungen gemeinsam erreichen lassen.

1.3 Begriffsdefinitionen

In diesem Abschnitt werden die zentralen Begriffe des Titels der Arbeit kurz definiert.

Methodik

Der Begriff Methodik wird in unterschiedlichen Zusammenhängen genutzt, wobei folgende Bedeutungen definiert sind (Duden 2015):

1. „Wissenschaft von der Verfahrensweise einer Wissenschaft“
2. „Wissenschaft von den Lehr- und Unterrichtsmethoden“
3. „Festgelegte Art des Vorgehens“

In dieser Arbeit geht es um die Vorgehensweise zur Integration von Ökobilanzen in den Flugzeugvorentwurf. Damit bezieht sich der Begriff Methodik in diesem Zusammenhang auf die festgelegte Art des Vorgehens.

Ökobilanz

Ökobilanzen sind definiert als „Zusammenstellung und Beurteilung der Input- und Outputflüsse und der potenziellen Umweltwirkungen eines Produktsystems im Verlauf seines Lebensweges“ (ISO 14040 2006a).

Flugzeugvorentwurf

Häufig wird der Entwurf von Flugzeugen in die drei Phasen Vorentwurf (conceptual design), Vorentwicklung (preliminary design) und Entwicklung (detail design) eingeteilt (z.B. Torenbeek 1982). Die vorgestellte Arbeit widmet sich der ersten Phase Vorentwurf, wo grundlegende Aspekte hinsichtlich Konfiguration, Abmessungen, Massen und Flugeigenschaften analysiert werden (Raymer 1989).

1.4 Aufbau der Arbeit

Die vorliegende Arbeit gliedert sich folgendermaßen: Kapitel 2 stellt den Stand der Technik zu Ökobilanzierung im Allgemeinen, Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf und zur Berücksichtigung der Höhenabhängigkeit der Umweltwirkung innerhalb der Wirkungsabschätzung von Ökobilanzen dar. In Kapitel 3 wird die entwickelte Ökobilanz-Methodik für den Flugzeugvorentwurf vorgestellt. Nach einigen Vorüberlegungen werden dazu die einzelnen Phasen einer Ökobilanz behandelt und es wird Schritt für Schritt dargelegt, wie die Methodik in den Vorentwurfsprozess integriert werden kann. In der letzten Phase der Ökobilanz wird die Umweltwirkung eines Referenzflugzeugs mithilfe der entwickelten Methodik analysiert. Dabei werden die entscheidenden Treiber für die Umweltwirkung identifiziert und es wird eine Unsicherheitsanalyse der Ergebnisse durchgeführt. In Kapitel 4 wird die Ökobilanz-Methodik auf ein Turbopropflugzeug sowie weitere zukünftige Flugzeugkonzepte angewandt und die Auswirkungen auf Umweltwirkung und Flugzeugvorentwurf werden untersucht. Das Turbopropflugzeug wird hinsichtlich minimaler Umweltwirkung optimiert und die Optimierungsergebnisse werden mithilfe von Sensitivitäts- und Robustheitsanalysen weiter untersucht. Bei den zukünftigen Flugzeugkonzepten werden wiederum die entscheidenden Treiber für die Umweltwirkung analysiert und Vergleiche mit dem Referenzflugzeug aufgestellt. Kapitel 5 fasst die gewonnenen Erkenntnisse zusammen und rundet die Arbeit mit einem Ausblick ab.

2 Stand der Technik zur Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf

2.1 Ökobilanzierung allgemein

Aufgrund zurückgehender Vorräte fossiler Brennstoffe wurde in den 1960er Jahren das Interesse nach Vorhersagen für den Energie- und Rohstoffverbrauch stärker. Vor diesem Hintergrund wurden in diesem Jahrzehnt die ersten Ökobilanzen veröffentlicht (z.B. Smith 1969). Im Jahr 1972 entstand außerdem die berühmte Studie *The Limits to Growth* (Meadows 1972), die den Trend zur Vorhersage der begrenzten Ressourcen der Erde weiter verstärkte. In den 1970er und 1980er Jahren wurden die Methoden zur Erstellung von Ökobilanzen verfeinert (z.B. EPA 1974) und auf weitere Anwendungsgebiete ausgedehnt (z.B. Franklin 1985). In den 1990er und 2000er Jahren wurden von der *International Organization for Standardization* Normen und Standards für die Erstellung von Ökobilanzen entwickelt (ISO 14040 2006a, ISO 14044 2006b). Heutzutage finden Ökobilanzen in vielen Bereichen Anwendung. Durch die zunehmende Bedeutung der Berücksichtigung von Umweltfaktoren in der Entwicklung von Produkten steigt die Verbreitung von Ökobilanzen weiter an (DEAT 2004).

Die Erstellung von Ökobilanzen erfolgt genormt nach ISO 14040 und ISO 14044. Die Grundsätze und Rahmenbedingungen werden in ISO 14040 behandelt, während ISO 14044 Anforderungen und Anleitungen für Ökobilanzen zum Schwerpunkt hat. Beide Normen gehören zur übergeordneten Normenreihe ISO 14000, die sich mit dem Thema Umweltmanagement beschäftigt. (ISO 14040 2006a, ISO 14044 2006b)

Nach ISO 14040 erfolgt die Erstellung von Ökobilanzen in vier Phasen, die nachfolgend näher erläutert werden.

1) Festlegung von Ziel und Untersuchungsrahmen

Wie der Name bereits sagt, werden in der ersten Phase das Ziel und der Untersuchungsrahmen der Ökobilanz festgelegt. Als Ziel der Ökobilanz werden die Gründe für die Durchführung der Studie, die Zielgruppe und die beabsichtigte Anwendung definiert. Außerdem wird entschieden, ob die Ökobilanzergebnisse für vergleichende Aussagen herangezogen werden sollen.

Der Untersuchungsrahmen definiert u.a. das untersuchte Produktsystem und dessen Funktionen, die Systemgrenzen, Anforderungen an Daten und deren Qualität sowie

Annahmen und Einschränkungen. Zusätzlich werden die verwendete Methode zur Wirkungsabschätzung und die untersuchten Wirkungskategorien, nach denen die Umweltwirkung des Flugzeuges später beurteilt wird, festgelegt. Außerdem wird eine Einheit bestimmt, welche die Funktion des untersuchten Produktes repräsentiert und auf welche die berechneten Ergebnisse der Ökobilanz bezogen werden. Diese wird als funktionelle Einheit bezeichnet. Erfüllt das untersuchte Produktsystem mehrere Funktionen, müssen die Allokationsverfahren festgelegt werden, d.h. welche Anteile der Umweltwirkung welcher Funktion zugeordnet werden. (ISO 14040 2006a, ISO 14044 2006b)

2) Sachbilanz

Nach der Definition umfasst die Sachbilanz die „Zusammenstellung und Quantifizierung von Inputs und Outputs eines gegebenen Produktes im Verlauf seines Lebensweges“ (ISO 14040 2006a). Damit ist die Ermittlung und Auflistung der Menge aller Ressourcenentnahmen aus der Umwelt sowie aller Emissionen in die Umwelt gemeint. Bezogen auf die Anwendung im Flugzeugentwurf gehören dazu beispielsweise Rohstoffe, die in der Produktionsphase zur Fertigung eines Flugzeugs eingesetzt werden, oder auch CO₂, als Ergebnis des Verbrennungsprozesses im Triebwerk während des Flugbetriebs. Selbstverständlich werden nur diejenigen Prozesse in die Sachbilanz einbezogen, die innerhalb der zuvor definierten Systemgrenzen liegen. Ressourcenentnahmen aus der Umwelt werden als *Input* und Emissionen in die Umwelt als *Output* bezeichnet. (ISO 14040 2006a)

Im ersten Schritt der Sachbilanz, der sogenannten Datenerhebung, werden qualitative und quantitative Daten für Prozesse innerhalb der Systemgrenzen gesammelt. Daten können hierbei gemessen, berechnet oder geschätzt werden. In der Datenberechnung, dem zweiten Schritt der Sachbilanz, werden die In- und Outputs der einzelnen Prozesse, basierend auf den zuvor gesammelten Daten, ermittelt. Dazu werden die Daten validiert, auf eine geeignete Einheit innerhalb der einzelnen Prozesse und abschließend auch auf die gewählte funktionelle Einheit bezogen. (ISO 14044 2006b)

Liegen unterschiedliche Funktionen des untersuchten Produktsystems vor, werden die ermittelten In- und Outputs in der Allokation den einzelnen Funktionen zugeordnet. Wenn möglich, soll eine solche Allokation durch Aufteilung der betroffenen Prozesse oder Erweiterung des Produktsystems vermieden werden. Falls dies nicht möglich ist, müssen die verursachten In- und Outputs auf die einzelnen Funktionen aufgeteilt werden. Grundlage für diese Aufteilung sollen die physikalischen Beziehungen zwischen den einzelnen Funktionen sein. Falls keine physikalischen Beziehungen genutzt werden können, müssen andere sinnvolle Zusammenhänge, wie beispielsweise ökonomische Beziehungen, genutzt werden, um die In- und Outputs zuzuordnen. (ISO 14044 2006b)

3) Wirkungsabschätzung

Die Wirkungsabschätzung ist definiert als „Bestandteil der Ökobilanz, der dem Erkennen und der Beurteilung der Größe und Bedeutung von potenziellen Umweltwirkungen eines Produktsystems im Verlauf des Lebensweges des Produktes dient“ (ISO 14040 2006a).

Die Wirkungsabschätzung umfasst also die Berechnung der Umweltwirkung eines Produktes. Diese Berechnung basiert auf der Menge der Inputs und Outputs, die zuvor in der Sachbilanz ermittelt wurden. Die Umweltwirkung wird mithilfe der in der ersten Phase festgelegten Wirkungskategorien ausgedrückt. Wirkungskategorien repräsentieren „wichtige Umweltthemen“ (ISO 14040 2006a), wie z.B. Klimawandel, Eutrophierung von Gewässern oder Ressourcenabbau.

Verschiedene Wirkungskategorien beziehen sich auf eine vorgelagert auftretende Wirkung eines Umweltmechanismus (z.B. *Feinstaubbildung*). Sie lassen sich mit begrenzter Unsicherheit bestimmen, jedoch ist ihre genaue Auswirkung auf den Menschen teilweise schwierig zu verstehen. Solche Wirkungskategorien werden als *Midpoint Kategorie* bezeichnet. Andere Wirkungskategorien beziehen sich auf die letztendlich resultierende Wirkung eines Umweltmechanismus (z.B. *Schaden für die menschliche Gesundheit*). Ihre Bedeutung für den Menschen ist relativ gut zu verstehen, wobei eine höhere Unsicherheit bei der Berechnung vorliegt. Solche Wirkungskategorien werden als *Endpoint Kategorie* bezeichnet. (Goedkoop 2008)

Die Wirkungsabschätzung besteht aus mindestens zwei Schritten. Im ersten Schritt, der Klassifizierung, werden die in der Sachbilanz ermittelten In- und Outputs den verschiedenen Wirkungskategorien zugeordnet (ISO 14044 2006b). Wie im linken Teil von Bild 2.1 dargestellt, werden beispielsweise die Outputs CO₂ und HC der Wirkungskategorie *Klimawandel* zugeordnet, weil diese einen Einfluss auf den Klimawandel haben. NH₃ wird sowohl der Wirkungskategorie *Bodenversauerung* als auch der Wirkungskategorie *Eutrophierung der Meere* zugeordnet, da dieser Output beide Wirkungskategorien beeinflusst.

Im zweiten Schritt der Wirkungsabschätzung, der Charakterisierung, werden die zugeordneten In- und Outputs mit einem Faktor multipliziert, der ihren Einfluss auf eine bestimmte Wirkungskategorie repräsentiert und durch den die In- und Outputs auf eine bestimmte Einheit bezogen werden (ISO 14044 2006b). Im Beispiel von Bild 2.1 (rechter Teil der Abbildung) werden in der Wirkungskategorie *Klimawandel* alle In- und Outputs in CO₂-Äquivalente (CO₂ eq) umgewandelt. HC Emissionen werden mit dem Faktor 10,6 multipliziert, um sie in CO₂-Äquivalente umzurechnen. In diesem Beispiel ist die Wirkung einer bestimmten Menge HC auf den Klimawandel 10,6 Mal höher, als die Wirkung derselben Menge CO₂.

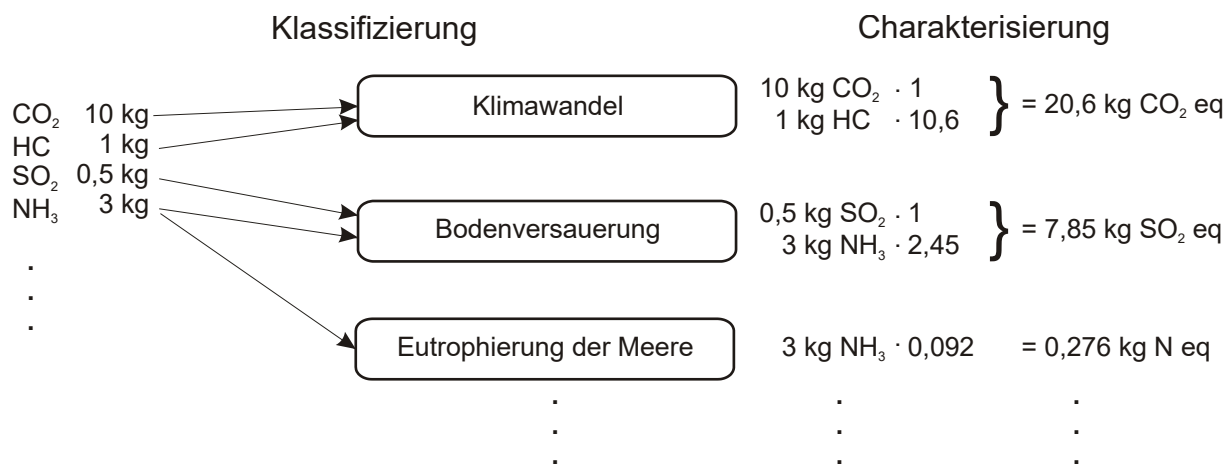


Bild 2.1 Darstellung der Wirkungsabschätzung (in Anlehnung an PE 2015)

In der Wirkungsabschätzung sind weitere optionale Schritte möglich. So kann nach der Charakterisierung eine sogenannte Normierung erfolgen. Dabei werden die Ergebnisse der Charakterisierung auf bestimmte Referenzdaten bezogen. Als Referenz eignet sich beispielsweise der Einfluss einer einzelnen Person in einem bestimmten Zeitraum und Gebiet auf eine Wirkungskategorie. Setzt man die Ergebnisse der Charakterisierung ins Verhältnis zu diesen Referenzdaten, erhält man ein besseres Verständnis der jeweiligen Größenordnung und kann so auch die Ergebnisse der einzelnen Wirkungskategorien besser untereinander vergleichen. (ISO 14044 2006b)

Weiterhin ist eine Ordnung und Gewichtung der Ergebnisse der Wirkungskategorien optional möglich. Bei der Ordnung werden die Wirkungskategorien in Klassen eingeteilt, was auch eine Rangbildung beinhalten kann. Bei der Gewichtung werden die Ergebnisse der Wirkungskategorien über Faktoren umgewandelt und können damit zueinander ins Verhältnis gesetzt und weiter aggregiert werden. (ISO 14044 2006b)

Basierend auf Normierung und Gewichtung der Wirkungskategorien wird die Berechnung einer Kennzahl ermöglicht, welche die gesamte Umweltwirkung eines Produkts in einer einzigen Zahl ausdrückt. Eine solche Kennzahl ermöglicht eine direkte Vergleichbarkeit verschiedener Ökobilanzergebnisse hinsichtlich der gesamten Umweltwirkung und eine Integration der Umweltwirkung in Optimierungsverfahren. Allerdings muss im Hinterkopf behalten werden, dass die Unsicherheit bei der Berechnung dieser Kennzahl zunimmt.

In einigen Methoden zur Wirkungsabschätzung hängt die Bestimmung der erforderlichen Faktoren für Charakterisierung, Normierung und Gewichtung von Szenarien ab. In der später für die Wirkungsabschätzung ausgewählten ReCiPe-Methode ist ein szenarioabhängiger Faktor für die Berechnung der Midpoint Kategorien erforderlich. Die Berechnung der Endpoint Kategorien enthält bereits zwei solcher Faktoren, während die Berechnung der Kennzahl, die die gesamte Umweltwirkung ausdrückt, vier szenarioabhängige Faktoren beinhaltet. Aufgrund der zunehmenden Anzahl erforderlicher Faktoren steigt die bereits

erwähnte Unsicherheit des Ergebnisses von den Midpoint Kategorien über die Endpoint Kategorien bis zum SS an.

ReCiPe beinhaltet drei zukünftige Szenarien, welche die szenarioabhängigen Faktoren für die Berechnung festlegen: individualistisch, hierarchisch und egalitaristisch (Goedkoop 2008). In ReCiPe werden diese Szenarien als Perspektiven bezeichnet, weshalb diese Bezeichnung auch hier nachfolgend verwendet wird. Die von ReCiPe verwendeten Perspektiven basieren auf der kultursoziologischen Risikotheorie von Thompson 1990.

Die individualistische Perspektive berücksichtigt ausschließlich unstrittige Umweltmechanismen. In dieser Perspektive herrscht Optimismus, dass der technologische Fortschritt es der Menschheit ermöglichen wird, sich Umweltproblemen anzupassen. Daher konzentriert sich diese Perspektive auf einen kurzfristigen Zeithorizont. Die egalitaristische Perspektive kann als Gegensatz zur individualistischen Perspektive angesehen werden, da auch Umweltmechanismen berücksichtigt werden, die teilweise noch mit Unsicherheit behaftet sind. Es werden vorsorglich Maßnahmen getroffen, da die Menschheit möglicherweise nicht in der Lage sein wird, sich Umweltproblemen anzupassen. Ein langfristiger Zeithorizont wird betrachtet. Die hierarchische Perspektive stellt einen Kompromiss zwischen den beiden zuvor genannten Perspektiven dar. Kurzfristige und langfristige Umweltprobleme werden gleichgewichtet betrachtet. Diese Perspektive stellt die Standardperspektive der ReCiPe-Methode dar. (Goedkoop 2008)

In Anhang A zeigt Tabelle A.1 den bei der Berechnung bestimmter Midpoint Kategorien betrachteten Zeithorizont und weitere Kriterien, abhängig von der gewählten Perspektive. Es wird deutlich, dass die individualistische Perspektive, abhängig von der jeweiligen Wirkungskategorie, einen Zeithorizont von 20 Jahren ... 100 Jahren, die hierarchische Perspektive einen Zeithorizont von 100 Jahren ... unbegrenzt und die egalitaristische Perspektive einen Zeithorizont von 500 Jahren ... unbegrenzt betrachtet. Der Zeithorizont meint dabei denjenigen Zeitraum, für den die Umweltwirkung in einer bestimmten Wirkungskategorie berücksichtigt wird. Beispielsweise wird die Wirkung heutiger CO₂-Emissionen auf den Klimawandel in der individualistischen Perspektive nur für die nächsten 20 Jahre betrachtet, obwohl heutige CO₂-Emissionen auch nach 20 Jahren noch Einfluss auf den Klimawandel haben. Grund ist, dass die individualistische Perspektive davon ausgeht, dass sich zukünftige Umweltprobleme durch den technischen Fortschritt lösen lassen. Tabelle A.2 zeigt Zeithorizonte und Kriterien für die Berechnung der Endpoint Kategorien basierend auf den Midpoint Kategorien, abhängig von der gewählten Perspektive.

4) Auswertung

Die Auswertung stellt die abschließende Phase einer Ökobilanz dar. Sie ist definiert als „Bestandteil der Ökobilanz, bei dem die Ergebnisse der Sachbilanz oder der

Wirkungsabschätzung oder beide bezüglich des festgelegten Ziels und Untersuchungsrahmens beurteilt werden, um Schlussfolgerungen abzuleiten und Empfehlungen zu geben“ (ISO 14040 2006a).

Basierend auf den Ergebnissen der vorherigen Phasen werden dazu signifikante Parameter identifiziert. Dazu zählen beispielsweise die dominierenden In- und Outputs aus der Sachbilanz, entscheidende Prozesse innerhalb des Lebenszyklus oder die Wirkungskategorien aus der Wirkungsabschätzung mit dem größten Anteil an der Umweltwirkung. Zusätzlich werden die Ergebnisse beurteilt, Schlussfolgerungen gezogen, Einschränkungen genannt und Empfehlungen ausgesprochen. (ISO 14044 2006b)

Bild 2.2 zeigt den Rahmen einer Ökobilanz mit den zuvor beschriebenen Phasen (nach ISO 14040 2006a). Die Darstellung spiegelt den iterativen Charakter der Erstellung von Ökobilanzen wider. Nach Festlegung von Ziel und Untersuchungsrahmen werden Erkenntnisse aus der nachgeschalteten Sachbilanz und der abschließenden Auswertung genutzt, um Ziel und Untersuchungsrahmen in geeigneter Weise zu modifizieren. Gleiches gilt auch für alle anderen Phasen der Ökobilanz.

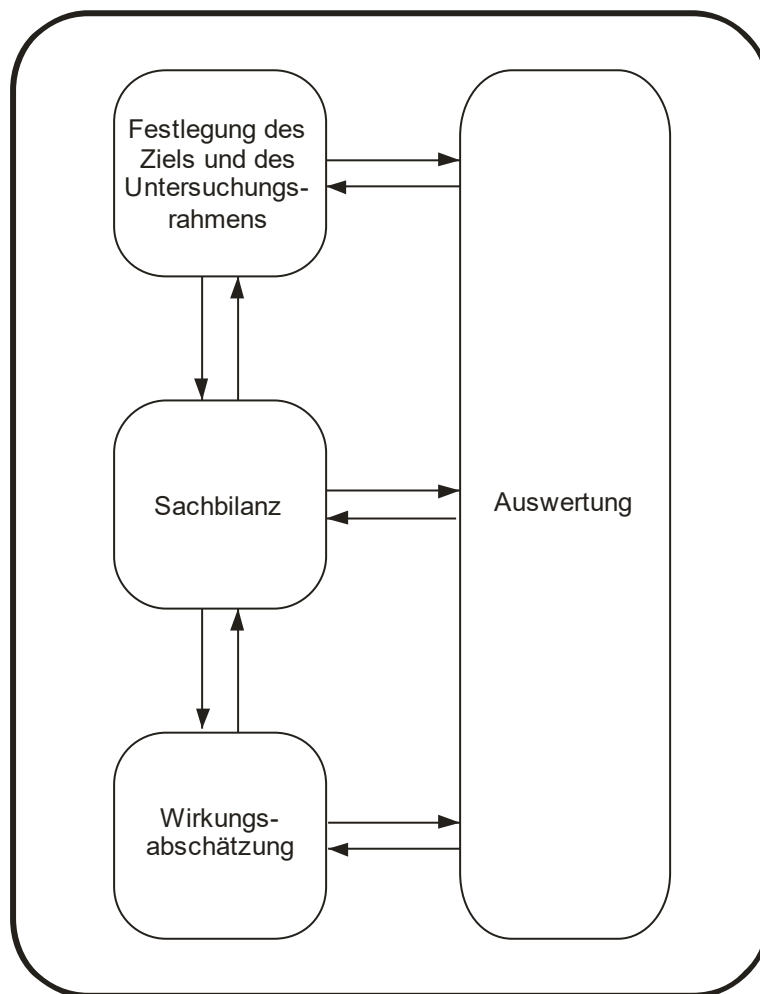


Bild 2.2 Rahmen einer Ökobilanz (nach ISO 14040 2006a)

2.2 Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf

2.2.1 Übersicht zu Forschungsansätzen

In der Luftfahrt gewinnt die Erstellung von Ökobilanzen zunehmend an Bedeutung. Bestehende Methoden konzentrieren sich allerdings meist auf einzelne Phasen des Lebenszyklus oder auf einzelne Flugzeugteile. Beispielsweise erstellte Krieg eine Ökobilanz für die Betriebsphase von Flugzeugen (Krieg 2011) und Lindner et al. erstellten eine Ökobilanz für ein Kabinenelement (Lindner 2011). Ökobilanzen für einzelne Flugzeugteile zielen meist darauf ab, die treibenden Faktoren für die Umweltwirkung des untersuchten Teils zu ermitteln. Falls sich solche treibenden Faktoren z.B. in der Produktionsphase ermitteln lassen, kann die Umweltwirkung möglicherweise durch einen Wechsel zu umweltschonenderen Produktionsverfahren verringert werden.

In der Literatur existieren nur wenige Veröffentlichungen, in denen eine Ökobilanz eines ganzen Flugzeuges beschrieben wird. Chester erstellte 2008 Ökobilanzen verschiedener Verkehrsträger über deren gesamten Lebenszyklus, um diese miteinander vergleichen zu können (Chester 2008). Im Jahr 2010 erstellte Lopes eine Ökobilanz für das Flugzeug Airbus A330-200 über den gesamten Lebenszyklus (Lopes 2010). Howe et al. führten 2013 eine Ökobilanz des Flugzeugs Airbus A320 für die Phasen Herstellung, Betrieb und Lebenszyklusende durch (Howe 2013). Ein Vergleich der Ergebnisse der Autoren zeigt allerdings deutliche Abweichungen. Die Ökobilanzen dieser Autoren sind zudem nicht an den Flugzeugvorentwurf gekoppelt, d.h. sie erlauben eine einmalige Bewertung eines bestimmten Flugzeugs hinsichtlich seiner Umweltwirkung über den gesamten Lebenszyklus aber keine Bewertung anderer Flugzeuge. Auch eine Analyse, welche Auswirkungen die Integration einer Ökobilanz auf den Flugzeugentwurf hat, ist daher nicht möglich.

In der Literatur konnten nur wenige Forschungsansätze gefunden werden, die u.a. versuchten, Ökobilanzen in den Flugzeugentwurf zu integrieren. Weiss et al. entwickelten eine Methodik, die Flugzeuge bezüglich ihrer *socio-eco-efficiency* bewertet (Weiss 2011, Weiss 2012). Für den ökologischen Teil der Bewertung wurde eine Ökobilanz genutzt. Im Forschungsprojekt ("Air Transport Vehicle Life Cycle Analysis") beschäftigten sich Franz et al. mit dem Thema Nachhaltigkeit im Lebenszyklus von Flugzeugen (Franz 2012a, Franz 2012b). Im Forschungsprojekt wurde dazu, neben Lebenszykluskosten und sozialen Aspekten, auch eine Ökobilanz in den Flugzeugentwurf integriert (Franz 2012a, Franz 2012b). Dallara et al. entwickelten ebenfalls eine Ökobilanz für die Entwurfsphase von Flugzeugen (Dallara 2013), wobei hier nur eine eingeschränkte Wirkungsabschätzung stattfindet, sodass die Flugzeuge vor allem über die Ergebnisse der Sachbilanz bewertet werden. Ein konkretes Berechnungsverfahren für eine Ökobilanz im Flugzeugvorentwurf wurde von keinem dieser Forschungsansätze veröffentlicht.

Wie später noch näher erläutert wird, hat die Flughöhe, in welcher Emissionen in die Atmosphäre eingebracht werden, Auswirkungen auf die Umweltwirkung, was in existierenden Methoden zur Wirkungsabschätzung nicht berücksichtigt wird. Dennoch nahmen Chester 2008, Lopes 2010 und Howe 2013 keine entsprechenden Anpassungen ihrer Wirkungsabschätzungsmethoden vor. Franz et al. nahmen eine indirekte, vereinfachte Berücksichtigung der höhenabhängigen Effekte von Emissionen außer CO₂ vor, indem sie die berechneten CO₂-Emissionen verdoppelten (Franz 2013). Es bleibt unklar, ob es bei Weiss 2011 oder Dallara 2013 Anpassungen zur Berücksichtigung der Höhenabhängigkeit gab.

In der Literatur konnten keine Forschungsansätze identifiziert werden, die den Einfluss unterschiedlicher Perspektiven auf die Ökobilanz-Ergebnisse von Flugzeugen untersuchten. Unter den wenigen Autoren, die zu Ökobilanzen von Flugzeugen forschten, nutzte Lopes 2010 zwar auch die ReCiPe-Methode, jedoch unter ausschließlicher Anwendung der hierarchischen Perspektive. Howe 2013 verwendete die Methode Eco-indicator 99 und beschränkte sich dabei ebenfalls auf die Betrachtung der hierarchischen Perspektive. In Franz 2013 wurde wiederum die ReCiPe-Methode verwendet, hierbei wurden jedoch nur vier ausgewählte Midpoint Kategorien betrachtet und bei deren Berechnung unterschiedliche Perspektiven gemischt. In der Wirkungskategorie *Klimawandel* wurde ein Zeithorizont von 100 Jahren verwendet, was der hierarchischen Perspektive zuzuordnen ist. Bei der Wirkungskategorie *Bodenversauerung* wurde hingegen ein Zeithorizont von 20 Jahren betrachtet, was der individualistischen Perspektive zuzuordnen ist. Welche Perspektiven bei Weiss 2011, Chester 2008 und Dallara 2013 zur Anwendung kamen bleibt unklar.

Zusammenfassend lässt sich daher feststellen, dass die Erstellung von Ökobilanzen in der zivilen Luftfahrtforschung über die letzten Jahre wachsende Bedeutung gewonnen hat, jedoch größtenteils noch am Anfang steht, da bisher nur sehr wenige Forschungsansätze zur Integration von Ökobilanzen in den Flugzeugvorentwurf existieren und einzelne wichtige Aspekte bisher nicht beleuchtet wurden.

2.2.2 Vergleich existierender Ökobilanz-Ergebnisse von Flugzeugen

In diesem Abschnitt werden existierende Ökobilanzergebnisse von Flugzeugen analysiert und miteinander verglichen, um einen ersten Eindruck von der Bedeutung und dem Anteil der einzelnen Lebenszyklusphasen zu erhalten. Eine solche Analyse der Ergebnisse ist jedoch nur eingeschränkt möglich, da in den existierenden Ökobilanzen von Flugzeugen nur wenige konkrete Ergebnisse genannt werden. Die in diesem Abschnitt verglichenen Ökobilanzen stammen von Chester 2008 und Lopes 2010, weil dies die einzigen in der Literatur ermittelten Autoren sind, die eine Ökobilanz eines ganzen Flugzeugs über den gesamten Lebenszyklus erstellt haben, deren Untersuchungsrahmen ähnliche Lebenszykluskomponenten abdeckt und

die ausreichend konkrete Ökobilanz-Ergebnisse für die unten aufgeführte Analyse veröffentlicht haben. Am besten lassen sich Ökobilanzen vergleichen, wenn dieselbe Methode für die Wirkungsabschätzung gewählt wurde. Dies ist hier allerdings nicht der Fall, da Lopes unter anderem die ReCiPe Midpoint H/H Methode benutzte, während Chester keine der bekannten Methoden verwendete. Dennoch präsentieren beide Autoren zumindest in der Wirkungskategorie *Klimawandel* ausreichend konkrete Ergebnisse für einen Vergleich, welche daher nachfolgend gegenübergestellt werden.

Bild 2.3 zeigt die Ergebnisse der drei von Chester untersuchten Flugzeuge. In der Abbildung wird deutlich, dass Reiseflug sowie Start- und Landezyklus einen Anteil von 75 % ... 81 % an der Wirkungskategorie *Klimawandel* haben. Bild 2.4 zeigt die Ergebnisse von Lopes für den Airbus A330-200. Hier besitzen Reiseflug sowie Start- und Landezyklus einen Anteil von 99,9 % an der Wirkungskategorie *Klimawandel*. Diese deutlichen Unterschiede in den Ergebnissen lassen sich nicht allein durch die Verwendung unterschiedlicher Methoden für die Wirkungsabschätzung erklären. Eine mögliche Ursache für die unterschiedlichen Ergebnisse könnte die Vernachlässigung der Kraftstoffherstellung in der Ökobilanz von Lopes sein, weil die Kraftstoffherstellung bei Chester für den Hauptanteil der anderen Prozesse verantwortlich ist. Da es bei Lopes allerdings keine eindeutige Definition der Kontrollvolumina gibt, bleibt unklar, wo genau die Abweichung herkommt.

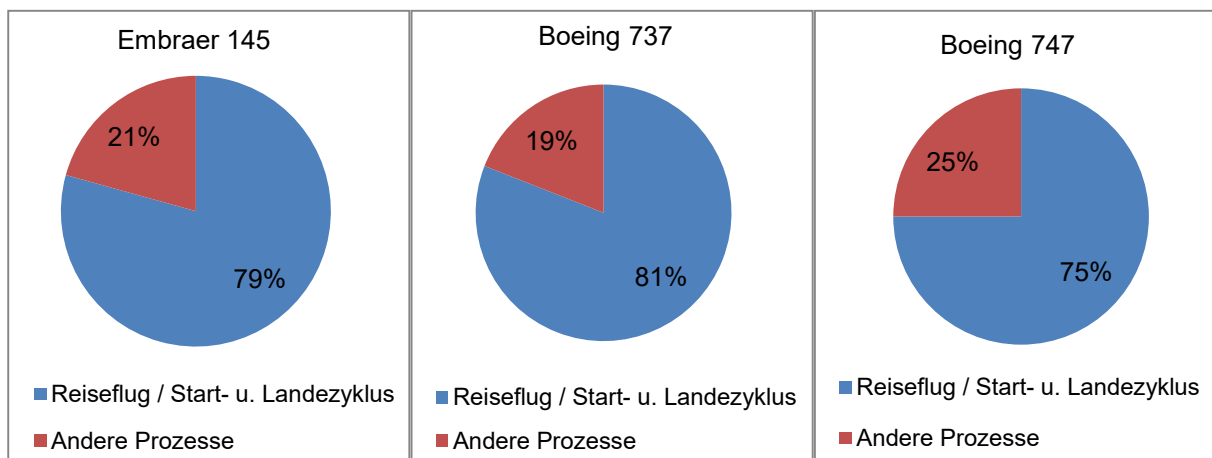


Bild 2.3 Ergebnisse für die Wirkungskategorie *Klimawandel* nach Chester (eigene Abbildung basierend auf den Ergebnissen von Chester 2008)

Nach den Ergebnissen von Lopes dominieren Reiseflug sowie Start- und Landezyklus die Wirkungskategorie *Klimawandel* vollständig, weshalb die Vernachlässigung bestimmter anderer Prozesse bei dieser Wirkungskategorie denkbar wäre. Allerdings argumentiert Lopes, dass diese Prozesse bei anderen Wirkungskategorien, wie *Landwirtschaftlicher Flächenbedarf*, eine wichtige Rolle spielen und daher berücksichtigt werden sollten (Lopes 2010). Bei Chester haben die anderen Prozesse einen deutlich höheren Anteil von 19 % ... 25 % an der Wirkungskategorie *Klimawandel*, was ebenfalls klar gegen eine Vernachlässigung spricht.

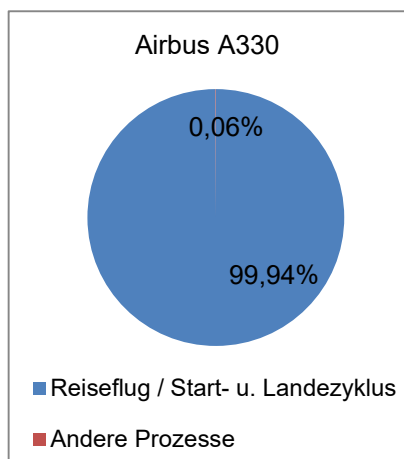


Bild 2.4 Ergebnisse für die Wirkungskategorie *Klimawandel* nach Lopes (eigene Abbildung basierend auf den Ergebnissen von Lopes 2010)

Durch einen Vergleich der Absolutwerte für das Treibhauspotential vergleicht Bild 2.5 die Ergebnisse von Chester 2008 und Lopes 2010 für die Wirkungskategorie *Klimawandel*. Es wird deutlich, dass die Summe aller Prozesse (die Summe der Werte der roten und blauen Säulenabschnitte) zu ähnlichen Werten zwischen 124 g ... 180 g CO₂ eq pro Passagierkilometer (PKM) führt. Ein PKM steht dabei für den Transport eines Passagiers über einen Kilometer.

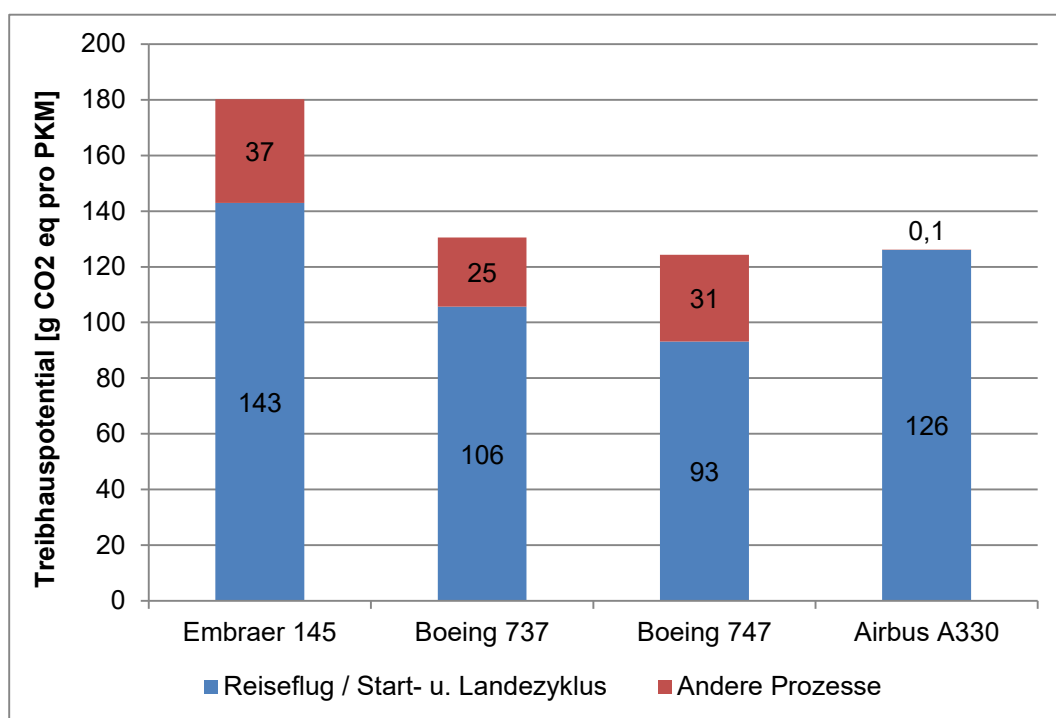


Bild 2.5 Vergleich der absoluten Werte in der Wirkungskategorie *Klimawandel* für Embraer 145, Boeing 737 und Boeing 747 nach Chester 2008 sowie Airbus A330 nach Lopes 2010

Zusammenfassend erweist sich ein ausführlicher Vergleich existierender Ökobilanzen von Flugzeugen, aufgrund von wenigen konkreten veröffentlichten Ergebnissen, als schwierig. Bei Chester 2008 und Lopes 2010 gibt es eine gemeinsame Tendenz für den Absolutwert in der Kategorie *Klimawandel*. Es herrscht allerdings keine Übereinstimmung bezüglich der Anteile der Lebenszyklusprozesse.

2.3 Höhenabhängigkeit in der Wirkungsabschätzung

Wie zuvor angedeutet ist die Umweltwirkung von Flugzeugen abhängig von der Flughöhe, in der bestimmte Stoffe emittiert werden. Als Beispiel für diesen Effekt kann die höhenabhängige Bildung von Kondensstreifen herangezogen werden.

Bei günstigen Bedingungen aus hohem Umgebungsdruck, niedriger Umgebungstemperatur und hoher relativer Luftfeuchtigkeit können sich Kondensstreifen aus dem als Verbrennungsprodukt von Kerosin emittierten Wasser bilden. In geringen Höhen (unter 8 km) ist der Umgebungsdruck zwar relativ hoch, allerdings sind in diesen Höhen auch die Umgebungstemperaturen für die Bildung von Kondensstreifen zu hoch. In sehr großen Höhen (über 19 km) ist es umgekehrt. Hier ist der Umgebungsdruck gering, weshalb sehr niedrige Temperaturen erforderlich wären, damit es dennoch zu Kondensstreifenbildung kommen kann. Da die Temperatur ab der Tropopause (ca. 11 km) mit zunehmender Höhe nicht mehr abfällt, sondern konstant bleibt, ist die Temperatur in großen Höhen für Kondensstreifenbildung nicht tief genug. Dieser Zusammenhang wird in Bild 2.6 (aus Schumann 2005) visualisiert. Die durchgezogene Linie zeigt den höhenabhängigen Temperaturverlauf der Internationalen Standardatmosphäre (ISA). Die gestrichelten Linien zeigen eine Grenztemperatur, unterhalb derer sich abhängig von der Höhe, der relativen Luftfeuchtigkeit (in der Abbildung abgekürzt mit RH) und weiteren nicht dargestellten Parametern Kondensstreifen bilden. Es wird deutlich, dass entsprechend günstige Bedingungen aus hohem Druck und niedriger Temperatur in der ISA nur in mittleren Höhen von etwa 8 km ... 19 km gegeben sind, sodass es hier zu Kondensstreifenbildung kommen kann.

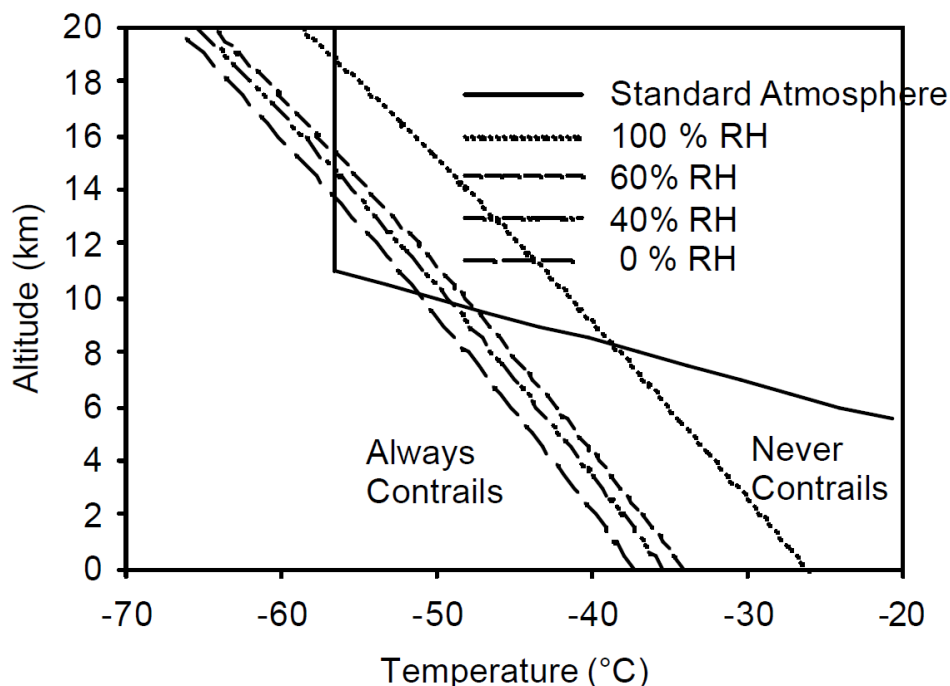


Bild 2.6 Kondensstreifenbildung abhängig von Temperatur, Höhe und relativer Luftfeuchtigkeit (Schumann 2005)

Kondensstreifen reflektieren zwar einen Teil der Sonnenstrahlung, allerdings absorbieren und reflektieren sie auch einen Teil der von der Erde ausgehenden Wärmestrahlung. Insgesamt haben Kondensstreifen einen positiven Strahlungsantrieb. Durch ihre höhenabhängige Bildung ist auch die Umweltwirkung von Flugzeugen höhenabhängig.

Auch NO_x -Emissionen, als weiterer Teil der Emissionen von Flugzeugtriebwerken, weisen höhenabhängige Effekte auf. NO_x -Emissionen führen zu einer Erhöhung der Ozonmenge in der Atmosphäre, was zu einem positiven Strahlungsantrieb führt, während sie die Lebenszeit von Methan verkürzen, was eine Verringerung der Ozonmenge nach sich zieht und jeweils einen negativen Strahlungsantrieb zur Folge hat. Insgesamt haben NO_x -Emissionen in Bodennähe einen kühlenden Effekt und in gewöhnlichen Reiseflughöhen von Passagierflugzeugen von etwa 11 km einen wärmenden Effekt (Köhler 2008).

Die später für die Wirkungsabschätzung der entwickelten Ökobilanz-Methodik verwendete ReCiPe-Methode (Recipe 2012) ist eine aktuelle und in vielen Bereichen eingesetzte Methode. Jedoch werden höhenabhängige Effekte von KC sowie bestimmte Emissionen nicht vollständig berücksichtigt, obwohl verschiedene Veröffentlichungen zeigen, dass deren Umweltwirkung von der Höhe abhängt (z.B. Köhler 2008).

Die Werte, die von ReCiPe in der Wirkungskategorie *Klimawandel* verwendet werden, sind die vom *Intergovernmental Panel on Climate Change* (IPCC) festgelegten Treibhauspotentiale (GWP) aus dem Jahr 2007 (IPCC 2007). Bestimmten Emissionen wird dort kein fester Wert für GWP zugeordnet, weil noch eine gewisse Unsicherheit bezüglich

deren Umweltwirkung besteht. Außerdem sind die GWPs höhenunabhängig aufgeführt. Dies hat zur Folge, dass heutige Methoden zur Wirkungsabschätzung die Höhenabhängigkeit der Umweltwirkung kaum berücksichtigen. Wie bereits in Abschnitt 2.2.1 aufgezeigt wurde, wird die Höhenabhängigkeit der Umweltwirkung auch in den wenigen existierenden Forschungsansätzen zur Ökobilanzierung von Flugzeugen bisher nur unzureichend berücksichtigt.

Allerdings fällt der überwiegende Teil der Emissionen während eines Fluges in Reiseflughöhe und nicht am Boden an, weshalb eine Vernachlässigung solcher Effekte die Aussagekraft der Ergebnisse einer Ökobilanz von Flugzeugen deutlich verschlechtert. Bei der Betrachtung bestimmter zukünftiger Flugzeugkonzepte, wie des Wasserstoffflugzeugs, könnte sogar eine deutliche Fehleinschätzung der Umweltwirkung erfolgen, wenn die Auswirkungen der durch Wasseremissionen verursachten KC nicht berücksichtigt werden. Es muss daher abgewägt werden, ob man die besagten Effekte, unter Inkaufnahme verschlechterter Aussagekraft, vernachlässigt, oder ob man die Effekte, unter Inkaufnahme zusätzlicher Unsicherheiten, berücksichtigt. Da spätere Analysen einen starken Einfluss der höhenabhängigen Effekte auf die Umweltwirkung ergeben, wurde entschieden, diese in der vorliegenden Arbeit zu berücksichtigen.

Die Literatur enthält Methoden, die eine höhenabhängige Analyse der Effekte von KC und NO_x ermöglichen und damit zur Anpassung existierender Methoden für die Wirkungsabschätzung eingesetzt werden können. So entwickelte Köhler 2008 eine Methode, um die Effekte von NO_x -Emissionen in unterschiedlichen Höhen bezüglich ihres Strahlungsantriebs zu berücksichtigen. Rädcl 2008 hat eine Methode entwickelt, um die Effekte von KC in unterschiedlichen Höhen bezüglich ihres Strahlungsantriebs zu berücksichtigen. Schwartz 2009 führt die Ergebnisse von Köhler 2008 und Rädcl 2008 zusammen und stellt die Wirkung von NO_x -Emissionen und KC ins Verhältnis zur Wirkung von CO_2 -Emissionen. Die in Schwartz 2009 vorgestellte Methode wurde bereits von verschiedenen anderen Autoren genutzt (z.B. Koch 2011) und sie kann auch verwendet werden, um existierende Methoden zur Wirkungsabschätzung anzupassen, um letztlich die höhenabhängigen Effekte durch NO_x -Emissionen und KC integrieren und analysieren zu können. Trotz alledem muss berücksichtigt werden, dass die Unsicherheit bezüglich der Wirkung von NO_x -Emissionen und insbesondere von KC auch die Unsicherheit der Ökobilanzergebnisse erhöht.

3 Ökobilanz-Methodik für den Flugzeugvorentwurf

Das in dieser Arbeit verfolgte Grundkonzept zur Integration von Ökobilanzen in den Flugzeugvorentwurf ist in Bild 3.1 dargestellt. Die linke Seite der Abbildung zeigt die Struktur des verwendeten Flugzeugvorentwurfsprogramms *Turboprop Optimization in Conceptual Aircraft Design (PrOPerA)*. Das Programm besteht aus mehreren Modulen, die jeweils für die Berechnung bestimmter Entwurfsaspekte zuständig sind. In einer inneren Optimierung berechnet das Programm einen konsistenten Flugzeugentwurf für ein bestimmtes Entwurfsziel (z.B.: Minimierung der direkten Betriebskosten) unter Berücksichtigung von Anforderungen und Entwurfsparametern. In einer äußeren Optimierung können die Anforderungen und Entwurfsparameter, bezogen auf ein bestimmtes Entwurfsziel, variiert und optimiert werden.

Auf der rechten Seite der Abbildung ist das Grundkonzept einer Ökobilanz (aus ISO 14040 2006a) dargestellt. Die Sachbilanz und die Wirkungsabschätzung werden gemeinsam, als weiteres Modul, in die existierende Struktur des Entwurfsprogramms integriert, sodass danach beispielsweise auch die Umweltwirkung als Entwurfsziel in der Entwurfsoptimierung verwendet werden kann. Zur Integration des Ökobilanz-Moduls wird eine einfache und transparente Methode, vergleichbar mit existierenden Methoden zur Berechnung der direkten Betriebskosten (DOC), entwickelt, bestehend aus Gleichungen, die letztlich in beliebige Flugzeugentwurfsprogramme integriert werden können. Um eine einfache Integration der Methode in existierende Flugzeugentwurfsprogramme zu ermöglichen, wird die Berechnungsmethode unabhängig von Ökobilanzprogrammen oder -datenbanken gehalten. Das Ökobilanzmodul wird im Internet frei zur Verfügung gestellt (Johanning 2016b), um die Transparenz der entwickelten Methodik zu erhöhen, Ergebnisse reproduzierbar zu machen und eine Integration in bestehende Entwurfsprogramme zu erleichtern.

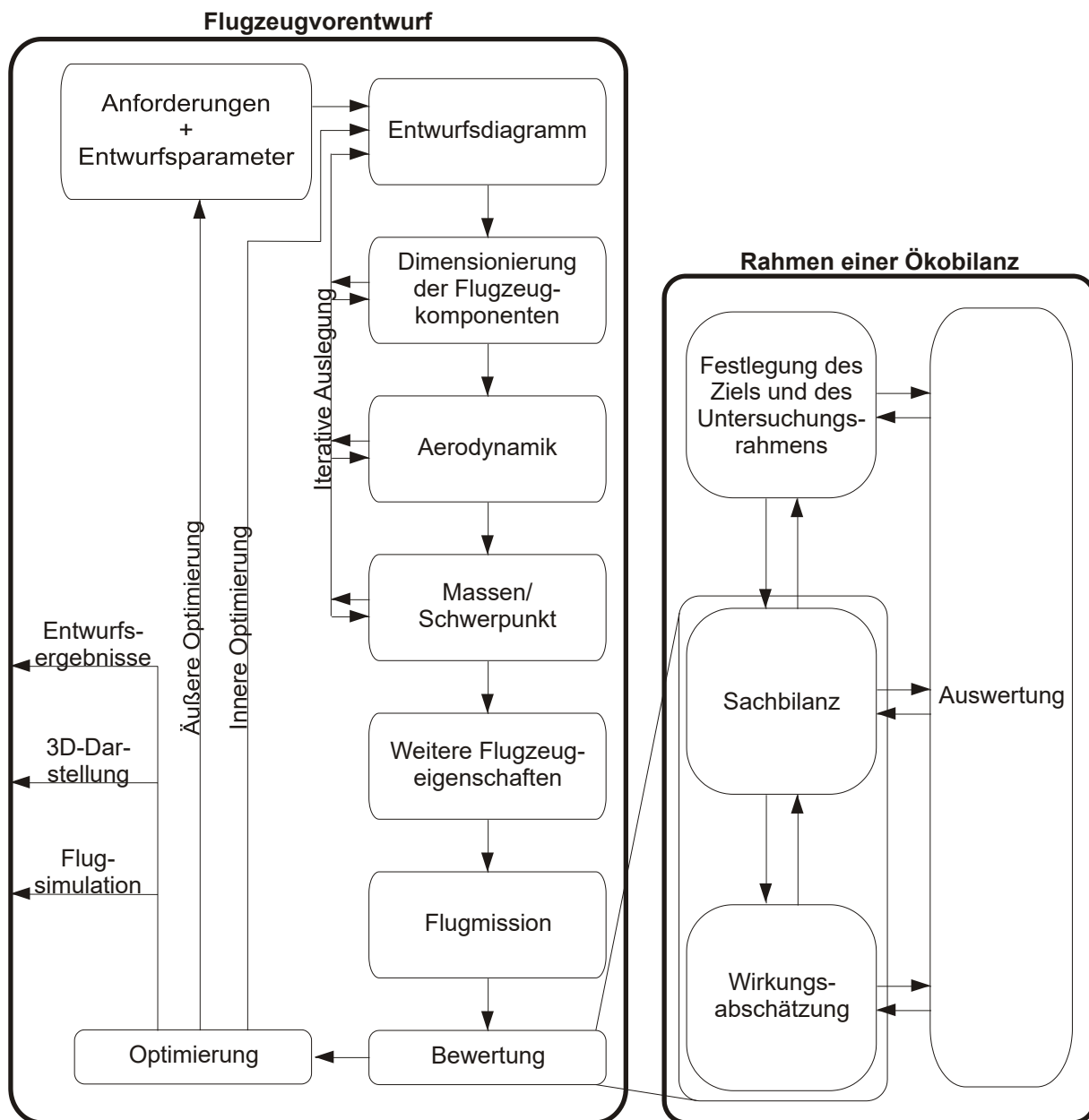


Bild 3.1 Integration einer Ökobilanz in den Flugzeugvorentwurf (eigene Darstellung, kombiniert mit einer Abbildung aus ISO 14040 2006a)

In den nächsten Abschnitten wird die entwickelte Ökobilanz-Methodik und deren Integration in den Flugzeugvorentwurf vorgestellt (basierend auf Johannig 2013). Um die Ökobilanz in den Flugzeugvorentwurf integrieren zu können, muss sie basierend auf im Vorentwurf vorhandenem Wissen und Parametern erstellt werden. Dazu müssen die während des Lebenszyklus des Flugzeugs aus der Umwelt entnommenen Ressourcen und die verursachten Emissionen basierend auf den vorhandenen Entwurfsparametern berechnet werden. Die daraus ermittelte Umweltwirkung kann dann in der Zielfunktion der multidisziplinären Entwurfsoptimierung berücksichtigt werden.

Im ersten Schritt werden in Abschnitt 3.1 Vorüberlegungen zur Ökobilanz-Methodik angestellt. Anschließend wird die Ökobilanz-Methodik in vier Abschnitten, analog zu den vier Phasen einer Ökobilanz, vorgestellt.

3.1 Vorüberlegungen

Grundsätzlich wird die Umweltwirkung von Flugzeugen durch sämtliche im Verlauf des Lebenszyklus auftretende Prozesse beeinflusst, die Ressourcenentnahmen aus der Umwelt und Emissionen in die Umwelt verursachen. Mögliche Bestandteile einer Ökobilanz von Flugzeugen können daher aus dem gesamten Lebenszyklus, vergleichbar mit den Elementen einer Lebenszykluskostenbetrachtung, abgeleitet werden (siehe Bild 3.2).

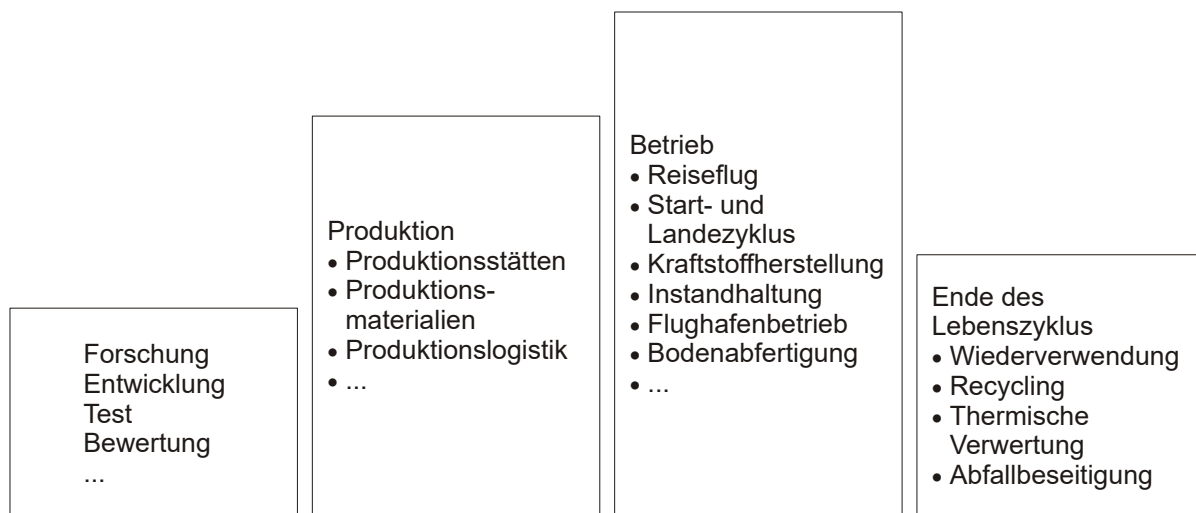


Bild 3.2 Mögliche Bestandteile einer Ökobilanz von Flugzeugen (in Anlehnung an die Lebenszykluskostenübersicht aus Raymer 1989)

Hierbei ist hervorzuheben, dass es sich um *mögliche* Bestandteile handelt. Die tatsächlichen Bestandteile müssen in Bezug auf Ziel und Untersuchungsrahmen in der ersten Phase der jeweiligen Ökobilanz sinnvoll ausgewählt werden. So ist im Flugzeugvorentwurf beispielsweise nur eingeschränktes Wissen zu detaillierten Entwurfparametern vorhanden. Um tatsächlich im Flugzeugvorentwurf anwendbar zu sein, muss die Ökobilanz-Methodik daher auf diesem eingeschränkten Wissen basieren. In ISO 14040 heißt es dazu: „Der Untersuchungsrahmen einer Ökobilanz, einschließlich der Systemgrenze und des Detaillierungsgrades, hängt vom Untersuchungsgegenstand und von der vorgesehenen Anwendung der Studie ab. Tiefe und Breite von Ökobilanzen können je nach der Zielsetzung einer bestimmten Ökobilanz beträchtlich schwanken.“ (ISO 14040 2006a) Ziel ist die Anwendbarkeit der Ökobilanz-Methodik im Flugzeugvorentwurf, was den Detaillierungsgrad und die Untersuchungstiefe begrenzt.

Weiterhin gibt die Norm vor: „Es brauchen jedoch keine Mittel für die Quantifizierung solcher Inputs und Outputs aufgewendet werden, die die allgemeinen Schlussfolgerungen der Studie nicht wesentlich verändern“ (ISO 14040 2006a). Aus diesem Grund wird nachfolgend die Bedeutung einzelner Lebenszyklusphasen für die Umweltwirkung von Flugzeugen durch Vorüberlegungen abgeschätzt, um daraus die erforderliche Untersuchungstiefe und einen sinnvollen Detaillierungsgrad abzuleiten. Prozesse, die einen wichtigen Anteil an der Umweltwirkung haben, werden, den Vorgaben der Norm folgend, in der Ökobilanz detaillierter berücksichtigt, während der Detaillierungsgrad von Prozessen mit geringem Einfluss reduziert werden kann.

Wie im folgenden Abschnitt noch näher erläutert, werden alle Ergebnisse der Ökobilanz auf die funktionelle Einheit PKM bezogen. Um dies zu erreichen, müssen In- und Outputs von Prozessen, die einmal pro Flug auftreten (z.B. die Bodenabfertigung) auf die Zahl der PKM pro Flug bezogen werden. In- und Outputs von Prozessen, die einmal im Lebenszyklus eines einzelnen Flugzeugs auftreten (z.B. die Produktion eines Flugzeugs), müssen auf die Gesamtzahl der PKM während der Betriebsphase des Flugzeugs bezogen werden. In- und Outputs von Prozessen, die einmal im Lebenszyklus einer gesamten Flugzeugfamilie auftreten (z.B. die Entwicklung eines Flugzeugs), müssen auf die PKM der gesamten Flugzeugfamilie bezogen werden.

Diese einfachen Überlegungen haben einen großen Einfluss auf die Ökobilanzergebnisse. Wenn in einer Flugzeugfamilie beispielsweise insgesamt 20000 Flugzeuge produziert werden (realistisch für die aktuellen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugfamilien vom Typ Airbus A320 und Boeing 737), muss die In- bzw. Outputmenge einer bestimmten Substanz eines Prozesses, der nur einmal im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie vorkommt (z.B. die Entwicklung) 20000 Mal höher sein, als die In- bzw. Outputmenge derselben Substanz eines Prozesses, der einmal im Lebenszyklus eines einzelnen Flugzeugs vorkommt (z.B. die Produktion), um die gleiche Umweltwirkung pro PKM zu verursachen. Unter der Annahme von 60000 Flugzyklen pro Betriebsphase (zum Vergleich - Airbus A320: *Extended service goal 1*: 60000 Flugzyklen; Boeing 737: *Design service objective*: 75000 Flugzyklen), müsste die In- bzw. Outputmenge einer Substanz eines Prozesses, der einmal im Lebenszyklus der Flugzeugfamilie auftritt, sogar 1,2 Milliarden ($= 20000 \cdot 60000$) Mal höher sein, als die In- bzw. Outputmenge derselben Substanz eines Prozesses, der einmal pro Flug auftritt, um die gleiche Umweltwirkung zu erzielen. Je höher die Zahl der produzierten Flugzeuge und je höher die Zahl der Flugzyklen, desto geringer ist die Bedeutung einmaliger Prozesse im Lebenszyklus einer Flugzeugfamilie oder eines Flugzeugs.

Diese Vorüberlegungen deuten bereits darauf hin, dass die Bedeutung von Prozessen, die nur einmal im Lebenszyklus eines Flugzeugs auftreten und insbesondere von Prozessen, die nur einmal im Lebenszyklus einer Flugzeugfamilie auftreten, gering einzuschätzen ist, was sich auch mit den Erkenntnissen aus der in Abschnitt 2.2 vorgestellten Literatur deckt. Im Sinne des iterativen Charakters von Ökobilanzen wurden daher bereits in frühen Phasen der hier

vorgestellten Forschung Untersuchungen durchgeführt, um einerseits wichtige Lebenszyklusbestandteile in Bezug auf die Umweltwirkung zu identifizieren und andererseits Bestandteile herauszufiltern, die vernachlässigt oder vereinfacht betrachtet werden können. Bei den entsprechenden Analysen konnten die zuvor präsentierten Vorüberlegungen bestätigt werden. So ergibt sich, vorgehend auf die späteren Ergebnisse der Ökobilanz des Referenzflugzeugs in Abschnitt 3.5.2, ein geringer Anteil der Produktionsphase an der gesamten Umweltwirkung des Referenzflugzeugs von deutlich unter einem Prozent und ein noch geringerer Anteil der Phase Entwurf & Entwicklung von unter 0,001 %. Abhängig vom untersuchten Flugzeug, der betrachteten Wirkungskategorie, der Detaillierungstiefe der abgebildeten Prozesse und weiteren Einflussparametern unterliegen diese Werte natürlich gewissen Schwankungen. Dennoch ist auch bei starken Schwankungen noch immer von einem relativ geringen Anteil dieser Lebenszyklusphasen auszugehen. Entsprechend den Vorgaben der Norm, beschränkt sich der im folgenden Abschnitt festgelegte Untersuchungsrahmen daher auf ausgewählte Prozesse des Lebenszyklus und es erfolgt eine vereinfachte Betrachtung der Produktionsphase und insbesondere der Phase Entwurf & Entwicklung.

Die vorgenommene Auswahl der zu berücksichtigenden Prozesse richtet sich dabei vor allem nach der Höhe der zu erwartenden Umweltwirkung, hängt allerdings auch entscheidend von der Datenverfügbarkeit ab. So wäre die Berücksichtigung der Flugzeuginstandhaltung zwar wünschenswert, kann aber aufgrund von mangelnden, für die Ökobilanz erforderlichen, Daten nicht in der entwickelten Methodik erfolgen. Wegen des später, in Bild 3.10 (in Abschnitt 3.5.2) aufgezeigten, geringen Anteils von Prozessen außer Reiseflug und Kerosinproduktion an der Umweltwirkung, wird dies als akzeptabel betrachtet. Hingegen ist die erforderliche Datenverfügbarkeit z.B. beim Flugtestprogramm gegeben, weshalb dieser Prozess in der Methodik berücksichtigt wird. In Bezug auf den Test von Subsystemen und die Logistik in der Flugzeugproduktion werden die zur Verfügung stehenden Informationen wiederum als nicht ausreichend bewertet, was jedoch aufgrund der geringen Bedeutung der betroffenen Lebenszyklusphasen ebenfalls als akzeptabel betrachtet wird.

3.2 Ziel und Untersuchungsrahmen

Analog zu den Vorgaben in ISO 14040 2006a werden in diesem Abschnitt Ziel und Untersuchungsrahmen der entwickelten Ökobilanz-Methodik von Flugzeugen vorgestellt.

Die Gründe für den Aufbau einer solchen Methodik wurden bereits in Abschnitt 1.1 thematisiert und werden hier, wie in ISO 14040 2006a gefordert, noch einmal kurz benannt. Zusammengefasst sind bisher nur unzureichende Möglichkeiten für die Bestimmung der Umweltwirkung von Flugzeugen im Vorentwurf vorhanden, weshalb eine Methodik

entwickelt wird, welche die Bestimmung der Umweltwirkung ziviler Passagierflugzeuge im Vorentwurf ermöglicht.

Adressaten für die entwickelte Methodik sind alle in den Vorentwurf von Flugzeugen eingebundenen Personengruppen.

Angewendet werden soll die Methodik in folgenden Bereichen:

- Identifikation der treibenden Inputs/Outputs, Prozesse, Lebenszyklusphasen, Wirkungskategorien und Entwurfsparameter für die Umweltwirkung von Flugzeugen
- Integration der Umweltwirkung in die Zielfunktion der Entwurfsoptimierung, um eine gezielte Optimierung hinsichtlich verringerter Umweltwirkung zu ermöglichen
- Ermittlung des Verbesserungspotentials konventioneller Flugzeuge und zukünftiger Flugzeugkonzepte hinsichtlich deren Umweltwirkung

Die Methodik soll damit auch für vergleichende Aussagen bzgl. der Umweltwirkung unterschiedlicher Flugzeugkonzepte herangezogen werden können.

Das zu untersuchende Produktsystem ist ein ziviles Passagierflugzeug.

In der Ökobilanz soll der gesamte Lebenszyklus (*cradle to grave*) abgedeckt werden. Die Prozesse innerhalb des Lebenszyklus werden mit einem Top-Down-Ansatz abgebildet. Die ausgewählten Prozesse innerhalb des Lebenszyklus sind: Computernutzung während des Entwurfs, Windkanaltests, Flugtestprogramm, Materialherstellung, Nutzung der Produktionsstätten, Reiseflug, Start- und Landezyklus, Energieerzeugung und -verbrauch an Flughäfen, Betrieb der Bodenfahrzeuge, Kerosinherstellung, Wiederverwendung und Entsorgung am Ende des Lebenszyklus.

Die berücksichtigten Prozesse sind in Bild 3.3 dargestellt. Eine weitere Detaillierung würde zu Prozessen führen, bei denen ein Großteil der erforderlichen Daten in der betrachteten frühen Entwurfsphase noch unbekannt und damit nicht berechenbar wäre. Daher ist die vorgestellte Ökobilanz-Methodik auf eine Analyse der in Bild 3.3 dargestellten übergeordneten Prozesse beschränkt. Weitere Informationen zu den einzelnen Prozessen folgen in Abschnitt 3.3.2.

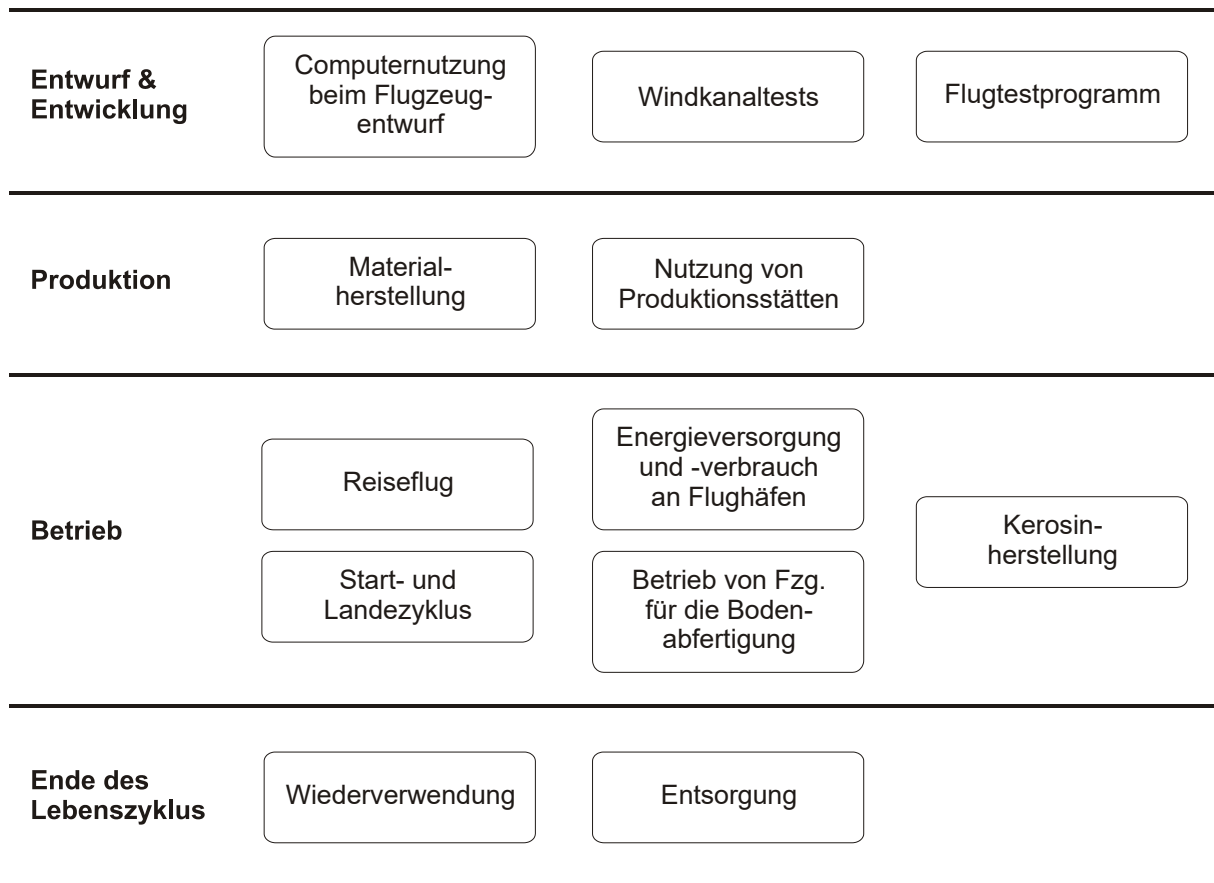


Bild 3.3 Berücksichtigte Prozesse innerhalb des Lebenszyklus

Die Funktion eines Passagierflugzeugs ist der Transport von Nutzlast, bestehend aus Passagieren und Fracht, über eine bestimmte Distanz. Aus diesem Grund könnten Tonnenkilometer (TKM) als funktionelle Einheit ausgewählt werden, was bedeuten würde, dass alle Ergebnisse der Ökobilanz-Methode auf den Transport einer Tonne über einen Kilometer bezogen werden müssten. Bei den Ökobilanzen anderer Autoren (z.B.: Chester 2008, Lopes 2010) und bei anderen Transportmitteln werden allerdings PKM als funktionelle Einheit eingesetzt. Die Verwendung der gleichen funktionellen Einheit ermöglicht einen einfacheren Vergleich unterschiedlicher Ökobilanzergebnisse. Für eine bessere Vergleichbarkeit mit anderen Studien werden daher auch hier PKM als funktionelle Einheit für die vorgestellte Ökobilanz-Methode festgelegt, sodass alle Ergebnisse der Methode auf den Transport eines Passagiers (inklusive Gepäck) über einen Kilometer bezogen werden. Theoretisch könnten die Ergebnisse hierbei auf die maximal mögliche Anzahl transportierbarer Passagiere bezogen werden. Da im Mittel jedoch nur ein Teil der verfügbaren Sitze belegt ist, würde die verursachte Umweltwirkung pro Passagier bei einer solchen Vorgehensweise unterschätzt werden. Daher beziehen sich PKM in der vorgestellten Methode immer auf die Anzahl der tatsächlich transportierten Passagiere und deren zurückgelegte Kilometer. Dies stellt ebenfalls die Vergleichbarkeit der Ergebnisse mit Chester 2008 und Lopes 2010 sicher. Weitere Informationen zur konkreten Berechnung der Anzahl tatsächlich transportierter Passagiere folgen in Abschnitt 3.3.1.

Da zivile Verkehrsflugzeuge neben Passagieren auch Fracht transportieren, erfüllt das untersuchte Produktsystem zwei unterschiedliche Funktionen, sodass nicht alle In- und Outputs dem Transport von Passagieren zugeordnet werden können. Eine Aufteilung der betroffenen Prozesse in Frachttransport und Passagiertransport ist in diesem Fall nicht möglich. Wie im vorhergehenden Absatz erläutert, kann das Produktsystem auch nicht erweitert werden, um die Vergleichbarkeit mit anderen Studien zu gewährleisten. Folglich muss eine Allokation erfolgen, bei der die In- und Outputs auf Passagier- und Frachttransport aufgeteilt werden. Das bedeutet, dass ein Teil der verursachten In- und Outputs dem Transport der Passagiere und der andere Teil dem Transport der Fracht zugeschrieben wird. Aus physikalischer Sicht ist eine Aufteilung nach den Masseanteilen von Fracht und Passagieren sinnvoll, was daher als Allokationsverfahren ausgewählt wird.

Aus den Angaben in ICAO 2012 lässt sich ableiten, dass das in den Jahren 2003 ... 2011 weltweit transportierte Luftfrachtvolumen durchschnittlich 166 Milliarden TKM pro Jahr betrug, während der weltweite Flugpassagierverkehr durchschnittlich 4230 Milliarden PKM pro Jahr umfasste. In diesen Jahren wurden insgesamt durchschnittlich 557 Milliarden TKM pro Jahr transportiert. Etwa 50 % des weltweit transportierten Luftfrachtvolumens wird in Passagierflugzeugen transportiert (BDL 2013). Zusammengefasst bedeutet dies, dass in den Jahren 2003 ... 2011 etwa 18 % der transportierten Nutzlast von Passagierflugzeugen aus Fracht bestand. Daher werden in der Methode 82 % der über den Lebenszyklus verursachten In- und Outputs dem Transport von Passagieren zugeschrieben:

$$p_{alo,PAX} = 82\%$$

Auch Flughäfen werden nicht nur für die Abfertigung von Passagieren, sondern auch für Fracht genutzt und erfüllen damit zwei Funktionen. Eine Aufteilung der Prozesse in Frachttransport und Passagiertransport ist mit den zugrundeliegenden Daten nicht möglich. Wie zuvor ist auch eine Erweiterung des Produktsystems nicht wünschenswert. Daher muss wiederum eine Allokation erfolgen, die auch in diesem Fall physikalisch nach den Masseanteilen von Fracht und Passagieren erfolgt.

Aus den Angaben in ICAO 2012 zum Luftverkehrsaufkommen in den Jahren 2003 ... 2011 ergibt sich, dass das Verhältnis von Frachtmasse zur insgesamt in Verkehrsflugzeugen transportierten Nutzlast etwa 30 % beträgt. Daher werden 70 % der In- und Outputs von Flughäfen dem Passagiertransport zugeordnet:

$$p_{alo,PAX,FH} = 70\%$$

Es existieren verschiedene Methoden für die Wirkungsabschätzung einer Ökobilanz. Zu den bekanntesten Methoden zählen ReCiPe (Recipe 2012), Eco-indicator 99 (Goedkoop 2001) und CML 2002 (Guinée 2002). Die ReCiPe-Methode basiert auf den Methoden Eco-indicator

und CML und stellt eine Weiterentwicklung dieser beiden Methoden dar (Goedkoop 2008), weshalb sie auch für die Wirkungsabschätzung der vorgestellten Ökobilanz-Methodik ausgewählt wird.

Wie zuvor angedeutet, ermöglicht ReCiPe die Berechnung sowohl von Midpoint, als auch von Endpoint Kategorien. Eine Übersicht zur ReCiPe-Methode mit einer detaillierten Auflistung aller betrachteten Wirkungskategorien findet sich in Bild 3.4 in Abschnitt 3.4. In diesem Abschnitt wird auch die genaue Vorgehensweise zur Berechnung der einzelnen Kategorien erläutert. Die grundsätzliche Funktionsweise der ReCiPe-Methode soll hier kurz am Beispiel der Wirkungskategorie *Klimawandel* veranschaulicht werden.

In ReCiPe wird die Umweltwirkung der Midpoint Kategorie Klimawandel mithilfe des Indikators *Strahlungsantrieb* berechnet, welcher die Veränderung der Energiebilanz der Erde, z.B. aufgrund der Emission einer bestimmten Stoffmenge, ausdrückt. Der *Strahlungsantrieb* wiederum wird, wie zuvor bereits angedeutet, mithilfe des Charakterisierungsfaktors GWP bestimmt, welcher vom IPCC für verschiedenste Substanzen festgelegt wurde. Letztlich berechnet sich die Umweltwirkung in der Kategorie Klimawandel daher durch Multiplikation und anschließende Summierung der, in der Sachbilanz ermittelten, Stoffmengen mit den jeweiligen GWPs. Diese Vorgehensweise gilt grundsätzlich für alle in ReCiPe enthaltenen Kategorien, wobei für jede Kategorie andere Indikatoren und Charakterisierungsfaktoren gelten. Ausführliche Erläuterungen zu den zugrunde liegenden Modellen aller Kategorien finden sich in Goedkoop 2008.

Zusätzlich zu den Midpoint und Endpoint Kategorien kann in ReCiPe ein sogenannter *Single Score* (SS) berechnet werden, welcher die gesamte Umweltwirkung eines Produkts in einer einzigen Kennzahl ausdrückt und damit die Integration der gesamten Umweltwirkung in die Flugzeugentwurfsoptimierung ermöglicht. Je geringer SS, desto geringer die Umweltwirkung des untersuchten Produkts und umgekehrt. Wie bereits erwähnt, erhöht sich allerdings auch die Unsicherheit bei der Berechnung von den Midpoint Kategorien über die Endpoint Kategorien bis zum SS. Nichtsdestotrotz müssen die Ergebnisse der Midpoint Kategorien aggregiert werden, um die Umweltwirkung in die Entwurfsoptimierung integrieren zu können. Über die verpflichtenden Schritte Klassifizierung und Charakterisierung (siehe Bild 2.1) hinaus, werden daher die Ergebnisse der Wirkungskategorien in der entwickelten Methode normiert und gewichtet, um den SS zu ermitteln. Für die Normierung beinhaltet ReCiPe zwei grundlegende Möglichkeiten. So können die Ergebnisse der Charakterisierung entweder auf den jährlichen Einfluss einer einzelnen Person oder der gesamten Bevölkerung auf eine bestimmte Wirkungskategorie bezogen werden. Da der Transport einer Person über einen Kilometer als funktionelle Einheit festgelegt wurde, bietet es sich an, auch die Ergebnisse der Charakterisierung auf den jährlichen Einfluss einer Person zu normieren, was daher in der entwickelten Methodik getan wird.

Für die Berechnung der Wirkungskategorien und des SS enthält ReCiPe mehrere mögliche Wege, abhängig vom gewählten Bereich und der gewählten Perspektive. Als Standard-Berechnungsweg empfiehlt ReCiPe die hierarchische Perspektive in Kombination mit der durchschnittlichen Gewichtungsperspektive für den Bereich Europa (Recipe 2013). Da Passagierflugzeuge weltweit betrieben werden, macht es Sinn, in der entwickelten Ökobilanz-Methodik die globalen anstelle der europäischen Normierungsfaktoren zu verwenden. Der von ReCiPe empfohlene Standard-Berechnungsweg gilt daher auch für die entwickelte Ökobilanz-Methodik, mit dem einzigen Unterschied, dass der Bereich Welt anstelle von Europa gewählt wird. Die abgekürzte, genaue Bezeichnung für die gewählte Vorgehensweise zur Berechnung lautet *ReCiPe Endpoint (H), World ReCiPe H/A*.

Über diesen Standard-Berechnungsweg hinaus ermöglicht die entwickelte Ökobilanz-Methodik auch die Berücksichtigung aller anderen von ReCiPe bereitgestellten Perspektiven, Bereiche und Gewichtungsperspektiven. Um der erhöhten Unsicherheit durch die Verwendung des SS und die Berücksichtigung der Höhenabhängigkeit in der Wirkungsabschätzung Rechnung zu tragen, wird daher in Abschnitt 3.5.3 eine Unsicherheitsanalyse durch eine Betrachtung aller Perspektiven, Bereiche und Gewichtungsperspektiven durchgeführt. Zusätzlich soll die Methodik aufgrund der erhöhten Unsicherheit vor allem für relative Vergleiche herangezogen werden, weshalb die ermittelten Absolutwerte in der Auswertung eine untergeordnete Rolle spielen. Bei der Vorstellung der Wirkungsabschätzung in Abschnitt 3.4 werden die Hintergründe zur Anwendung der Perspektiven und Bereiche im Berechnungsweg näher erläutert.

Innerhalb der Sachbilanz werden für die Ermittlung der In- und Outputs bestimmter Prozesse Informationen aus Ökobilanz-Datenbanken verwendet. Diese Datenbanken basieren auf den Sachbilanzen vieler Prozesse und ermöglichen es damit, die Ergebnisse dieser Sachbilanzen in die eigene Ökobilanz einfließen zu lassen. Beispiele für bekannte Datenbanken sind die *European reference Life Cycle Database* (EC 2013), die *U.S. Life Cycle Inventory Database* (NREL 2012), *GaBi Databases* (PE 2013) und die *ecoinvent Database* (SCLCI 2015). Die Datenbanken enthalten alle In- und Outputs sowie deren Menge, die Teil der Sachbilanz eines bestimmten Prozesses sind.

Die Anzahl der in den Datenbanken gelisteten In- und Outputs ist meist sehr hoch (> 100), sodass eine direkte Übertragung betroffener Prozesse in die hier vorgestellte Methode zu einer unhandlichen Methodik führen würde. Aus diesem Grund werden mithilfe eines Abschneidekriteriums nur diejenigen In- und Outputflüsse in die Methodik integriert, die einen bestimmten Mindestanteil der Umweltwirkung des jeweiligen Prozesses ausmachen. Das Abschneidekriterium ist ein bei Ökobilanzen üblicherweise verwendetes Kriterium, um die Anzahl der zu berücksichtigenden In- und Outputflüsse handhabbar zu halten (ISO 14040 2006a). Der für den jeweiligen Prozess verwendete Wert für das Abschneidekriterium wird im folgenden Abschnitt aufgeführt. Der gewählte Maximalwert liegt bei 2,5 %, sodass sichergestellt ist, dass die in die Methodik einfließenden In- und

Outputflüsse den Großteil der jeweiligen Umweltwirkung abbilden. Prozesse, bei denen die Zahl der In- und Outputs, die den Maximalwert von 2,5 % erfüllen, gering ist, erhalten ein noch geringeres Abschneidekriterium, um einen möglichst großen Teil der jeweiligen Umweltwirkung in der Methodik zu berücksichtigen.

Um aus den verwendeten Prozessen in den Datenbanken diejenigen In- und Outputs herauszufiltern, die das Abschneidekriterium erfüllen, wird das Ökobilanzprogramm *openLCA 1.4.1* eingesetzt. Im ersten Schritt wird für den jeweiligen Prozess ein eigenes Produktsystem erstellt. Anschließend wird, wie in der entwickelten Ökobilanz-Methodik, eine Wirkungsabschätzung mithilfe der ReCiPe Endpoint (H), World ReCiPe H/A Methode durchgeführt. Anhand der Anteile der In- und Outputs an den Endpoint Kategorien und den Beiträgen der Endpoint Kategorien zum SS kann der Anteil der In- und Outputs am SS ermittelt werden. Diejenigen In- und Outputs, deren Anteil über dem jeweils gewählten Abschneidekriterium liegt, gehen in die entwickelte Ökobilanz-Methode ein. Werden diese In- und Outputs auf eine für den jeweiligen Prozess geeignete Einheit bezogen, erhält man die in den Tabellen im folgenden Abschnitt aufgelisteten Input-/Outputfaktoren (IOF).

3.3 Sachbilanz

Im Folgenden wird die entwickelte Berechnungsmethode für die Sachbilanz vorgestellt. Diese enthält ein allgemeines, praktisches Vorgehen für die Berechnung zentraler In- und Outputflüsse über den Lebenszyklus eines Flugzeugs. Die Methode konzentriert sich auf diejenigen Prozesse, die einen wichtigen Anteil an der Umweltwirkung von Flugzeugen haben. Zuerst werden grundlegende Ökobilanz-Parameter bestimmt. Anschließend werden die In- und Outputs pro PKM $x_{PKM,i}$ von allen berücksichtigten Prozessen berechnet. Die sich ergebende Liste von In- und Outputs und deren Mengen repräsentieren das Ergebnis der Sachbilanz, wie auf der linken Seite von Bild 3.4 und in Tabelle 3.28 dargestellt.

Für einige, nicht zwingend im Flugzeugvorentwurf bekannte Parameter werden in der Methodik Empfehlungen und Standardwerte angegeben. Sollten für diese Parameter beim jeweiligen Vorentwurf genauere Werte vorliegen, so wird empfohlen, bei der Anwendung der Methodik auf diese genaueren Werte zurückzugreifen.

3.3.1 Berechnung grundlegender Parameter

In Abschnitt 3.2 wurden PKM als funktionelle Einheit festgelegt, weshalb alle Ergebnisse der Ökobilanz-Methode auf PKM bezogen werden müssen. Im ersten Schritt werden daher die PKM in einem bestimmten Zeitabschnitt t berechnet mit

$$PKM_t = n_{PAX} \cdot d_t \quad (1)$$

mit der durchschnittlichen Anzahl transportierter Passagiere pro Flug n_{PAX} und der durchschnittlich geflogenen Distanz d in einem bestimmten Zeitabschnitt t .

n_{PAX} kann berechnet werden mit

$$n_{PAX} = n_{seat,max} \cdot p_{seat} \cdot p_{lf} \quad (2)$$

mit der maximalen Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung $n_{seat,max}$, dem durchschnittlichen prozentualen Anteil an verkauften Sitzen im Vergleich zur maximalen Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung p_{seat} und dem durchschnittlichen Sitzladefaktor p_{lf} .

$n_{seat,max}$ stellt eine Entwurfsanforderung an das Flugzeug dar und ist damit ein Eingangsparameter für die Ökobilanz-Methode.

p_{seat} wird berechnet, basierend auf der Anzahl der von Airbus in 2007 verkauften Sitze (berechnet basierend auf Daten aus SN 2015) im Vergleich zur maximalen Anzahl an Sitzen, mit denen die verkauften Flugzeuge in einer Einklassenbestuhlung theoretisch hätten ausgestattet werden können (berechnet basierend auf Daten aus SN 2015 und AIRBUS 2015b):

$$p_{seat} = 84 \%$$

Der durchschnittliche Sitzladefaktor wurde nach EUCO 2015 ausgewählt:

$$p_{lf} = 81 \%$$

Die durchschnittlich geflogene Distanz d in einem bestimmten Zeitabschnitt t aus Gleichung 1 beträgt

$$\text{pro Flug:} \quad d_f = R_{MPL} \cdot p_d \quad (3)$$

$$\text{pro Jahr:} \quad d_a = n_{f,a} \cdot d_f \quad (4)$$

$$\text{pro operationellem Leben:} \quad d_l = n_{a,o} \cdot d_a \quad (5)$$

$$\text{pro Flugzeugfamilie:} \quad d_{fam} = n_{fam} \cdot d_l \quad (6)$$

mit der Reichweite bei maximaler Nutzlast R_{MPL} , dem Verhältnis der durchschnittlich geflogenen Strecke im Vergleich zur maximalen Reichweite bei maximaler Nutzlast p_d , der durchschnittlichen Anzahl an Flügen pro Jahr $n_{f,a}$, der durchschnittlichen Anzahl an Jahren in der Betriebsphase $n_{a,o}$, und der Anzahl produzierter Flugzeuge innerhalb der untersuchten Flugzeugfamilie n_{fam} .

Die Gesamtzahl der in einer Flugzeugfamilie hergestellten Flugzeuge n_{fam} hängt stark von der Flugzeugkategorie ab. Für bestimmte Flugzeuge kann n_{fam} , basierend auf der aktuellen Zahl an Bestellungen und dem erwarteten Bedarf in den nächsten 20 Jahren, aus AIRBUS 2012 geschätzt werden. So könnte n_{fam} für die aktuellen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugfamilien von Airbus und Boeing für 100 Passagiere ... 200 Passagiere bei etwa 20000 liegen. In der Kategorie der sehr großen Flugzeuge (*very large aircraft class*), wie dem Airbus A380, könnte n_{fam} hingegen bei nur etwa 2000 liegen.

Die beim Entwurf angestrebte Lebensdauer (*design service goal*) beträgt sowohl beim Airbus A320 als auch beim Airbus A380 25 Jahre (Kingsley 2008, AIRBUS 2015a). Auch das durchschnittliche Flugzeualter zum Zeitpunkt der Außerdienststellung beträgt nach Forsberg 2015 gut 25 Jahre. Wie in Tabelle 3.1 ersichtlich, liegt hierbei das durchschnittliche Alter der Außerdienststellung bei Standardrumpfflugzeugen etwas über demjenigen von Großraumflugzeugen. Für $n_{a,o}$ wird grundsätzlich ein Wert von 25 Jahren empfohlen, falls keine andersgearteten Anforderungen an das zu entwerfende Flugzeug bestehen.

Tabelle 3.1 Durchschnittliches Flugzeualter zum Zeitpunkt der Außerdienststellung (nach Forsberg 2015)

Flugzeugkategorie	Standardrumpfflugzeug	Großraumflugzeug
Durchschnittliches Alter bei der Außerdienststellung [Jahre]	26,6	24,6

Die Anzahl der hergestellten Flugzeuge im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie n_{fam} ist ein Eingangsparameter und sollte abhängig vom entworfenen Flugzeugtyp festgelegt werden. Auch die beim Entwurf angestrebte Lebensdauer $n_{a,o}$ und das Verhältnis der durchschnittlich geflogenen Strecke im Vergleich zur maximalen Reichweite bei maximaler Nutzlast p_d stellen Eingangsparameter für die Ökobilanz-Methode dar und sollten abhängig vom entworfenen Flugzeugtyp festgelegt werden.

Abschließend müssen die In- und Outputs durch die folgende Zahl an PKM geteilt werden, um sie auf die funktionelle Einheit zu beziehen:

$$\text{pro Flug:} \quad PKM_f = n_{PAX} \cdot d_f \quad (7)$$

$$\text{pro Jahr:} \quad PKM_a = n_{PAX} \cdot d_a \quad (8)$$

$$\text{pro Flugzeugleben:} \quad PKM_l = n_{PAX} \cdot d_l \quad (9)$$

$$\text{pro Flugzeugfamilie:} \quad PKM_{fam} = n_{PAX} \cdot d_{fam} \quad (10)$$

3.3.2 Berechnung der In- und Outputflüsse

Betrieb

In diesem Abschnitt werden die durch die Betriebsphase von Flugzeugen verursachten In- und Outputs berechnet. Die Betriebsphase ist dabei unterteilt in die übergeordneten Prozesse: Reiseflug, Start- und Landezyklus, Energieerzeugung und –verbrauch an Flughäfen, Betrieb von Fahrzeugen für die Bodenabfertigung und Kerosinherstellung.

Der Prozess Reiseflug bezieht sich in der Ökobilanz-Methodik auf den gesamten Flugverlauf oberhalb von 3000 ft und umfasst damit auch den Steigflug bis auf Reiseflughöhe sowie den Sinkflug nach Verlassen der Reiseflughöhe. Der Prozess Start- und Landezyklus deckt den restlichen Teil des Fluges ab und umfasst damit den gesamten Rollvorgang am Boden, den Start sowie Steigflug und Endanflug unterhalb einer Flughöhe von 3000 ft.

Reiseflug

Eine stöchiometrische Verbrennung von 1 kg Kerosin und 3,4 kg Sauerstoff führt zu 1,23 kg Wasser und 3,15 kg CO₂. Die in Tabelle 3.2 aufgelisteten In- und Outputs sind daher Teil des Verbrennungsprozesses von Kerosin.

Die Zahl der In- und Outputs in Tabelle 3.2 ... Tabelle 3.4 ist gering, sodass kein Abschneidekriterium erforderlich ist. H₂O wird in Tabelle 3.2 mit einem Anteil von 0 % an der Umweltwirkung aufgeführt, weil die durch Wasseremissionen verursachte Umweltwirkung durch KC erst ab der Wirkungsabschätzung in Abschnitt 3.4 in die Methodik einbezogen wird. Es wird allerdings sichergestellt, dass alle H₂O Emissionen während des

Fluges in die Sachbilanz eingehen und damit in der späteren Wirkungsabschätzung berücksichtigt werden.

Tabelle 3.2 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die stöchiometrische Verbrennung von 1 kg Kerosin

Substanz	CO ₂	O ₂	H ₂ O
IOF [kg/kg]	3,15	3,4	1,23
Anteil [%]	100	0,0	0,0

Bei der realen Verbrennung im Triebwerk entstehen noch weitere Emissionen. EEA 2013 enthält Angaben zur Höhe dieser zusätzlichen Emissionen für die Flugphase *Steigflug*, *Reiseflug* und *Sinkflug* (ab 3000 ft Flughöhe) für unterschiedliche existierende Flugzeugtypen und Flugdistanzen. Mithilfe dieser Angaben kann die Höhe der wichtigsten zusätzlichen Emissionen pro verbranntem kg Kerosin für die jeweils gewählte Reichweite durch Interpolation ermittelt werden. Tabelle 3.3 listet beispielhaft die ermittelten IOFs und deren Anteil an der Umweltwirkung für die Flugphase *Steigflug*, *Reiseflug* und *Sinkflug* des Referenzflugzeugs A320 auf der später ausgewählten Missionsreichweite von 589 NM auf.

Für die Bestimmung der IOFs anderer Flugzeuge in den einzelnen Flugphasen wird empfohlen, auf eigene Triebwerksdaten zurückzugreifen. Falls keine eigenen Triebwerksdaten vorliegen, wird empfohlen, die Werte basierend auf den Angaben eines möglichst ähnlichen Flugzeugs aus EEA 2013 zu ermitteln.

Tabelle 3.3 Weitere Emissionen pro verbranntem kg Kerosin für die Flugphase *Steigflug*, *Reiseflug* und *Sinkflug* sowie deren Anteile an der Umweltwirkung für eine A320 auf einer Flugdistanz von 589 NM (basierend auf Werten aus EEA 2013)

Substanz	SO ₂	NO _x	CO	HC
IOF [g/kg]	0,84	16,08	1,70	0,07
Anteil [%]	4,5	95,5	0,0	0,0

Die Emissionen x einer Substanz i in der Flugphase *Steigflug*, *Reiseflug* und *Sinkflug* können berechnet werden durch Multiplikation von m_F mit den jeweiligen IOFs aus Tabelle 3.2 und Tabelle 3.3:

$$x_i = m_F \cdot IOF_i \quad (11)$$

Start- und Landezyklus

Innerhalb des Start- und Landezyklus können die Emissionen für existierende Triebwerke der *ICAO Aircraft Engine Emissions Databank* (ICAO 2013) entnommen werden. Für die Berechnung der Emissionen anderer Triebwerke wird wiederum empfohlen, auf eigene Triebwerksdaten zurückzugreifen oder, falls keine eigenen Triebwerksdaten vorliegen, die Werte eines möglichst ähnlichen Triebwerks aus ICAO 2013 zu verwenden.

Für die Triebwerke des in Abschnitt 3.5 behandelten Referenzflugzeugs werden die Zeiten t_{mode} und der Kraftstoffmassenstrom FF pro Abschnitt k des Start- und Landezyklus sowie die IOFs in Tabelle 3.4 aufgelistet. Da die Werte für t_{mode} aus dem in ICAO 2008 standardisierten Start- und Landezyklus nicht den Gegebenheiten realer Missionen entsprechen (Masiol 2014), wurden Durchschnittswerte aus UNIQUE 2004 für Start, Steigflug und Endanflug sowie BTS 2008 für den Rollvorgang angesetzt.

Die Kraftstoffmasse pro Abschnitt des Start- und Landezyklus beträgt:

$$m_{F,k} = t_{modek} \cdot FF_k \quad (12)$$

Wiederum lassen sich die Emissionen berechnen mit:

$$x_i = m_{F,k} \cdot IOF_i \quad (13)$$

Tabelle 3.4 Kraftstoffmassenstrom und IOFs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung während des Start- und Landezyklus für das Triebwerk CFM56-5A5 (FF und IOF aus ICAO 2013, t_{mode} aus UNIQUE 2004 und BTS 2008)

Abschnitt des Start- und Landezyklus	t_{mode} [min]	FF [kg/s]	IOF [g/kg] und Anteil [%]	NO _x	CO	HC
Endanflug	4,4	0,276	IOF [g/kg]	8,94	2,8	0,45
			Anteil [%]	100	0,0	0,0
Rollvorgang	23,6	0,098	IOF [g/kg]	4,29	18,5	1,53
			Anteil [%]	99,9	0,0	0,1
Start	1,6	0,972	IOF [g/kg]	24,79	1,1	0,23
			Anteil [%]	100	0,0	0,0
Steigflug	0,5	0,799	IOF [g/kg]	19,98	1,1	0,23
			Anteil [%]	100	0,0	0,0

Energieerzeugung und –verbrauch an Flughäfen

Um den Einfluss von Flughäfen zu integrieren, wird, wie von Krieg 2011 empfohlen, der Hamburger Flughafen ausgewählt. Dieser eignet sich als repräsentativer Flughafen, weil die Passagierzahl nach ACI 2010 ungefähr dem Durchschnitt der 300 größten Flughäfen entspricht, welche knapp 90 % aller Flugpassagiere abfertigen und weil die erforderlichen Umweltdaten zum Flughafen in HA 2011 öffentlich verfügbar sind. Im Jahr 2010 hatte der Flughafen fast 13 Mio. Passagiere ($n_{PAX,AP}$) und 1619 Angestellte (n_{ang}).

Die zum Ende von Abschnitt 3.2 vorgestellte Vorgehensweise führt zu den in Tabelle 3.5 aufgeführten In- und Outputs pro Angestelltem durch Energieverbrauch und –erzeugung am Hamburger Flughafen sowie deren Anteilen an der Umweltwirkung. Das Abschneidekriterium für den Mindestanteil an der Umweltwirkung beträgt 1,5 %. Das bedeutet, dass Stoffe, die für sich genommen einen Anteil von weniger als 1,5 % an der Umweltwirkung haben, nicht in die Ökobilanz-Methodik eingehen. Aus der Summe der Prozentanteile in Tabelle 3.5 ergibt sich, dass durch die berücksichtigten In- und Outputs insgesamt 98,0 % der Umweltwirkung erfasst werden.

Tabelle 3.5 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch Energieverbrauch und -erzeugung am Hamburger Flughafen pro Angestelltem im Jahr 2010 (basierend auf Daten aus HA 2011)

Substanz	CO ₂	PM ₁₀	SO ₂	NO _x
IOF [kg/Angestellter]	22100	49	122	14,7
Anteil [%]	62,0	23,0	11,5	1,5

Die In- und Outputs pro Flughafenpassagier können folgendermaßen berechnet werden:

$$x_i = \frac{IOF_i \cdot n_{ang}}{n_{PAX,AP}} \quad (14)$$

Zum Ende von Abschnitt 3.3.2 werden diese In- und Outputs auf die funktionelle Einheit normiert. Start- und Zielflughafen werden hierbei anteilig berücksichtigt, indem deren In- und Outputs jeweils auf die halbe Flugstrecke bezogen werden.

Betrieb von Fahrzeugen für die Bodenabfertigung

In HA 2011 sind zusätzliche Informationen über die Kraftstoffverbräuche der Bodenabfertigungsfahrzeuge enthalten. Tabelle 3.6 enthält die sich daraus ergebenden In- und Outputs pro Angestelltem mit einem Abschneidekriterium von 0,5 %, wodurch insgesamt

ebenfalls 99,1 % der Umweltwirkung berücksichtigt werden. Die In- und Outputs können wiederum mit Gleichung 14 berechnet werden.

Tabelle 3.6 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch den Betrieb von Bodenfahrzeugen am Hamburger Flughafen pro Angestelltem im Jahr 2010 (basierend auf Daten aus HA 2011)

Substanz	Rohöl	Erdgas	CO ₂	CH ₄	SO ₂
IOF [kg/Angestellter]	1131	307	510	4,9	2,5
Anteil [%]	72,9	20,6	3,9	1,0	0,7

Einige der später in der Wirkungsabschätzung erforderlichen Charakterisierungsfaktoren (siehe Gleichung 29) sind abhängig vom Heizwert des jeweiligen Stoffs. Daher werden nun noch die Heizwerte der betroffenen Stoffe definiert. Wenn Rohöl in einer der in diesem Abschnitt enthaltenen Tabellen aufgelistet wird, bezieht sich diese Angabe immer auf Rohöl mit einem Heizwert von 42,3 MJ/kg. Bei Erdgas beträgt der entsprechende Wert 44,1 MJ/kg, bei Braunkohle 11,9 MJ/kg und bei Steinkohle 26,3 MJ/kg.

Kerosinherstellung

Die durch die Kerosinherstellung verursachten In- und Outputs werden ELCD entnommen (EC 2013) (“Kerosene, consumption mix, at refinery, from crude oil, 700 ppm sulphur”).

Stoffflüsse, die ein Abschneidekriterium von 0,5 % erfüllen, deren IOFs und deren Anteile werden in Tabelle 3.7 aufgelistet. Insgesamt werden 99,2 % der Umweltwirkung in der Ökobilanz-Methodik erfasst.

Tabelle 3.7 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Kerosin aus EC 2013

Substanz	Rohöl	Erdgas	CO ₂	CH ₄	SO ₂
IOF [g/kg]	1110	57,9	259	3,30	1,58
Anteil [%]	90,5	4,9	2,5	0,8	0,5

Die durch die Kerosinherstellung verursachten In- und Outputflüsse können durch Multiplikation der erforderlichen Kraftstoffmasse m_F mit den IOFs aus Tabelle 3.7 berechnet werden:

$$x_i = m_F \cdot IOF_i \quad (15)$$

Produktionsphase

Materialherstellung

Für die Herstellung eines Flugzeugs werden Materialien benötigt. Mit dem prozentualen Anteil $p_{m,i}$ eines bestimmten Materials i im Verhältnis zur Betriebsleermasse m_{OE} des Flugzeugs können die benötigten Massen der verschiedenen Materialien $m_{m,i}$, ausschließlich basierend auf dem Wissen über die Betriebsleermasse des Flugzeugs, berechnet werden:

$$m_{m,i} = p_{m,i} \cdot m_{OE} \quad (16)$$

In älteren Passagierflugzeugen hatte Aluminium den größten Anteil an der Materialverteilung, während in neueren Flugzeugen Faserverbundwerkstoffe den größten Anteil innehaben. Materialverteilungen eines älteren (Airbus A330, Lopes 2010) und eines neueren Flugzeugs (Airbus A350, Criou 2007) sind in Tabelle 3.8 dargestellt. Falls bekannt, stellt die Materialverteilung einen Eingabeparameter für die Ökobilanz-Methodik dar. Falls die Materialverteilung unbekannt ist, wird empfohlen, mit naheliegenden Werten, basierend auf den Informationen in Tabelle 3.8, zu arbeiten.

Tabelle 3.8 Materialverteilung eines A330 (Lopes 2010) und eines A350 (Criou 2007)

Material		Aluminium	Faserverbundwerkstoffe	Stahl	Titan	Sonstiges
A330	$p_{m,i}$ [%]	72	12	7	6	3
A350		20	52	7	14	7

Die Produktion der Materialien selbst verursacht In- und Outputflüsse. Die Ökobilanz-Methodik bezieht sich in diesem Prozess auf die Rohstoffgewinnung und Weiterverarbeitung zu Halbzeug. Die In- und Outputflüsse aus der Materialherstellung können berechnet werden, indem man die Masse eines bestimmten Materials i , das für die Flugzeugherstellung neu produziert werden muss ($m_{n,i}$), mit den IOFs des jeweiligen Materials multipliziert:

$$x_i = m_{n,i} \cdot IOF_i \quad (17)$$

Die erforderlichen IOFs werden in den Tabellen der nächsten Absätze angegeben. $m_{n,i}$ ergibt sich aus der Differenz der Masse der bei der Flugzeugproduktion verwendeten Materialien und der Masse der wiederverwendeten Materialien. Weitere Informationen zum Thema Wiederverwendung folgen im Abschnitt *Ende des Lebenszyklus*.

Wie in Gleichung 18 dargestellt, führt der prozentuale Anteil der wiederverwendeten Masse $p_{wv,i}$ zusammen mit der Masse $m_{m,i}$, die für die Herstellung des Flugzeugs benötigt wird, zur tatsächlich benötigten Masse $m_{n,i}$ eines bestimmten Materials:

$$m_{n,i} = m_{m,i} \cdot (1 - p_{wv,i}) \quad (18)$$

Aluminium, Faserverbundwerkstoffe und Stahl decken mit einem Massenanteil von 79 % ... 91 % den Großteil der verwendeten Materialien bei den in Tabelle 3.8 enthaltenen Flugzeugen ab. Aufgrund des später ermittelten geringen Anteils der Produktionsphase an der Umweltwirkung beschränkt sich die Methodik auf die Berücksichtigung dieser Materialien.

Aluminium

Die In- und Outputs für die Produktion von Aluminium basieren auf ELCD, unter der Annahme eines 50-prozentigen Anteils an Aluminiumblechen und eines 50-prozentigen Anteils an Extrusionsprofilen aus Aluminium. Die aus EC 2013 bezogenen Prozesse lauten "Aluminum sheet, production mix, at plant, primary production, aluminum semi-finished sheet product, including primary production, transformation and recycling (RER)" und "Aluminum extrusion profile, production mix, at plant, primary production, aluminum semi-finished extrusion product, including primary production, transformation and recycling (RER)".

Wiederum wurde ein Abschneidekriterium von 2,0 % verwendet. Tabelle 3.9 listet In- und Outputs, die dieses Kriterium erfüllen, deren IOFs und deren Anteil an der Umweltwirkung auf. Insgesamt gehen über die berücksichtigten In- und Outputs 93,6 % der Umweltwirkung in die Methodik ein.

Tabelle 3.9 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t Aluminium (50 % Bleche, 50 % Extrusionsprofile) aus EC 2013

Substanz	Erdgas	CO ₂	Rohöl	Steinkohle	Braunkohle	SO ₂	PM ₁₀
IOF [kg/t]	327	2539	168	247	211	8,7	1,6
Anteil [%]	29,2	26,1	14,3	13,1	5,1	3,0	2,8

Faserverbundwerkstoffe

Es wird angenommen, dass überwiegend kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe (CFK) als Faserverbundwerkstoff verwendet werden.

Zur Berechnung der In- und Outputs durch die Herstellung von CFK werden die von Lopes 2010 empfohlenen Stoffflüsse verwendet. Mit einem Abschneidekriterium von 2,0 % führt dies zu den in Tabelle 3.10 aufgelisteten In- und Outputs, die 93,9 % der Umweltwirkung abdecken.

Tabelle 3.10 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t CFK

Substanz	CO ₂	Erdgas	Steinkohle	Braunkohle	Rohöl	SO ₂
IOF [kg/t]	79000	8251	10656	15139	2263	418
Anteil [%]	27,1	24,6	18,8	12,1	6,5	4,8

Stahl

Die In- und Outputs für die Produktion von Stahl stammen aus ELCD (EC 2013) (“Steel sections (ILCD), production mix, at plant, blast furnace route / electric arc furnace route, 1 kg (GLO)”).

Tabelle 3.11 enthält In- und Outputs, die ein Abschneidekriterium von 2,0 % erfüllen, deren IOFs und deren Anteil an der Umweltwirkung. Es werden 96,6 % der Umweltwirkung berücksichtigt.

Tabelle 3.11 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Produktion von 1 t Stahl

Substanz	Steinkohle	Fe	CO ₂	Mn	Erdgas	PM ₁₀
IOF [kg/t]	555	487	1454	4.6	63	1.2
Anteil [%]	34,3	20,8	17,5	15,1	6,5	2,4

Verwendung von Produktionsstätten

Wie von Franz 2012a empfohlen, können von Airbus veröffentlichte Informationen in AIRBUS 2008a genutzt werden, um die durch den weiteren Herstellungsprozess verursachten In- und Outputs pro verkauftem Sitz n_s zu bestimmen.

Die IOFs bezogen auf die Zahl der verkauften Sitze werden in Tabelle 3.12 mit einem Abschneidekriterium von 2,0 % aufgelistet, wodurch 95,5 % der Umweltwirkung erfasst werden.

Tabelle 3.12 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung pro hergestelltem Sitz (AIRBUS 2008a)

Substanz	Erdgas	CO ₂	Rohöl	Braunkohle	Steinkohle	SO ₂
IOF [kg/Sitz]	1337	5728	1053	1829	491	68
Anteil [%]	28,1	24,2	21,2	10,3	6,1	5,6

Mithilfe der Informationen in Tabelle 3.12 können In- und Outputs x_i , verursacht durch die Produktion eines Flugzeugs, berechnet werden mit

$$x_i = n_{seat,max} \cdot p_{seat} \cdot IOF_i \quad (19)$$

mit der in Abschnitt 3.3.1 eingeführten maximalen Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung $n_{seat,max}$ und dem durchschnittlichen prozentualen Anteil an verkauften Sitzen im Vergleich zur maximalen Anzahl an Sitzen in einer Einklassenbestuhlung p_{seat} .

Entwurf und Entwicklung

Als repräsentative Prozesse innerhalb des Entwurfs und der Entwicklung wurden die Computernutzung während des Entwurfs, Windkanaltests und das Flugtestprogramm ausgewählt.

Computernutzung während des Flugzeugentwurfs

Die benötigte elektrische Energie E durch Computernutzung während des Entwurfs kann vereinfacht berechnet werden mit

$$E = n_d \cdot E_d \quad (20)$$

mit den Ingenieurtagen n_d , die für den Entwurf des Flugzeugs erforderlich sind und dem elektrischen Energieverbrauch eines Bürocomputers pro Tag E_d .

Nach Choi 2006 beträgt der durchschnittliche elektrische Energieverbrauch eines Bürocomputers innerhalb von vier Jahren 305 kWh. Unter der Annahme von 250 Arbeitstagen pro Jahr erhält man für E_d 0,31 kWh.

n_d kann abgeschätzt werden mit

$$n_d = \frac{c_{ew} \cdot p_{ing}}{c_{ing,d}} \quad (21)$$

mit den Gesamtkosten der Flugzeugentwicklung c_{ew} , dem prozentualen Anteil, der für Ingenieurstunden bezahlt wurde p_{ing} und den täglichen Kosten pro Ingenieur $c_{ing,d}$.

Die Entwicklungskosten stellen einen weiteren Eingangsparameter dar. Nach Beelaerts 2008 betragen die Entwicklungskosten für die Boeing 787 13,4 Milliarden USD, für den A380 18 Milliarden USD und für die E-Jet Familie 0,85 Milliarden USD. Basierend auf diesen Werten wird empfohlen, die Entwicklungskosten abhängig vom entwickelten Flugzeugtyp abzuschätzen.

Zusätzlich wird angenommen, dass p_{ing} 75 % und dass $c_{ing,d}$ 266 USD beträgt (unter der Annahme eines jährlichen Gehalts von 50000 €, 21,75 monatlichen Arbeitstagen und einem USD-EURO Wechselkurs von 0,75 (EUCO 2015)).

Wichtige In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Bereitstellung von 1 kWh (aus EC 2013: “Electricity Mix; AC; consumption mix; at consumer; <1 kV” (EU-27)) werden in Tabelle 3.13 dargestellt. Das Abschneidekriterium für den Mindestanteil an der Umweltwirkung beträgt 2,0 %, wodurch 94,2 % der Umweltwirkung in die Methodik eingehen.

Tabelle 3.13 In- und Outputs pro kWh sowie deren Anteile an der Umweltwirkung nach EC 2013

Substanz	CO ₂	Steinkohle	Erdgas	Braunkohle	Rohöl	SO ₂
IOF [kg/kWh]	0,56	0,081	0,041	0,12	0,017	3,3E-3
Anteil [%]	28,2	21,2	18,2	13,8	7,2	5,6

Mit E und den IOFs aus Tabelle 3.13 können die gesamten In- und Outputs x einer bestimmten Substanz i berechnet werden mit:

$$x_i = E \cdot IOF_i \quad (22)$$

Windkanaltests

Während der Entwicklung eines Flugzeugs müssen verschiedene Tests durchgeführt werden, wobei Windkanaltests einen wichtigen Teil dieser Tests darstellen. Über die letzten Jahrzehnte waren die Flugzeughersteller in der Lage, die Anzahl der Windkanaltesttage pro

Entwicklung durch eine intensivere Nutzung numerischer Strömungsmechanik zu reduzieren (Airbus 2008b). Heutzutage kann angenommen werden, dass etwa 1000 Windkanaltesttage für die Entwicklung eines neuen Flugzeugs erforderlich sind (Airbus 2008b).

Nach Syndor 2011 liegt die CO₂-Bilanz in der Betriebsphase von Windkanalteststätten der NASA zwischen 330 t ... 21000 t CO₂ eq pro Jahr. Nach Gemba 2006 ist die *National Transonic Facility* am *NASA Langley Research Center* für Windkanaltests ziviler Verkehrsflugzeuge, wie der Boeing 787, geeignet, weshalb der Carbon Footprint dieser Forschungsstätte von 18600 t CO₂ eq pro Jahr für Windkanaltests ziviler Verkehrsflugzeuge angenommen werden kann (Syndor 2011). Zusammen mit der Anzahl an erforderlichen Windkanaltesttagen führt dies zu etwa 51000 t CO₂ eq für die Windkanaltests einer Flugzeugentwicklung. Aufgrund mangelnder weiterer Daten wird angenommen, dass die Menge an CO₂ eq-Emissionen durch Windkanaltests der Menge an CO₂-Emissionen entspricht.

Folglich verursachen Windkanaltests eine Emissionsmenge von 51000 t CO₂:

$$x_{CO_2} = 51000 t$$

Testflugprogramm

Ein weiterer Teil der Entwicklungsphase ist das Testflugprogramm für die Zertifizierung eines Flugzeugs. In der präsentierten Methodik werden die Emissionen, die durch den Kraftstoffverbrauch während der Testflüge entstehen und die In- und Outputs durch die Herstellung der Testflugzeuge berücksichtigt.

Die verbrauchte Kraftstoffmasse kann vereinfacht abgeschätzt werden mit

$$m_F = n_{h,z} \cdot m_{F,h} \quad (23)$$

mit der Anzahl an Testflugstunden bis zum Erreichen der Zertifizierung $n_{h,z}$ und der durchschnittlich verbrauchten Kraftstoffmasse pro Stunde $m_{F,h}$.

Die Daten in Tabelle 3.14 führen zu einem Mittelwert von 3100 h für $n_{h,z}$. Der Kraftstoffverbrauch $m_{F,h}$ während des Flugtestprogramms ist ein Eingangsparameter für die Ökobilanz-Methodik und muss im Vorentwurf ermittelt werden.

Unter Vernachlässigung der Start- und Landezyklen innerhalb des Testflugprogramms können die durch m_F verursachten In- und Outputs mit Gleichung 11 und den Daten in Tabelle 3.2 und Tabelle 3.3 berechnet werden.

Tabelle 3.14 Testflugstunden für verschiedene Flugzeuge

Flugzeug	A350	A380	B787	CSeries
Anzahl der Testflugstunden	2600	4911	2666	2500*

*geplante Zahl der Testflugstunden

Für das Testflugprogramm müssen auch einige Flugzeuge hergestellt werden. Die Berechnung der In- und Outputs x_i aus der Produktion wurde im vorhergehenden Abschnitt dargestellt. Um die In- und Outputs für die Herstellung der Testflugzeuge $x_{a/c,test,i}$ zu berechnen, müssen die mit Gleichung 17 und 19 berechneten In- und Outputs x_i mit der Zahl der Testflugzeuge $n_{a/c,test}$ multipliziert werden:

$$x_{a/c,test,i} = x_i \cdot n_{a/c,test} \quad (24)$$

Basierend auf den Angaben in Tabelle 3.15 wird die Wahl von fünf Testflugzeugen für $n_{a/c,test}$ empfohlen.

Tabelle 3.15 Anzahl der Testflugzeuge bei verschiedenen Flugzeugprogrammen (prognostiziert/tatsächlich)

Flugzeug	A350	A380	B787	CSeries
Zahl der Testflugzeuge	5	5	7	5

Ende des Lebenszyklus

Zum Ende des Lebenszyklus eines Flugzeugs gibt es im Wesentlichen vier verschiedene Möglichkeiten der Verwertung bzw. Entsorgung: Wiederverwendung, Recycling, thermische Verwertung und Abfallbeseitigung. Bei der Wiederverwendung werden Komponenten oder Einzelteile in ihrer bestehenden Form an anderer Stelle weitergenutzt. Beim Recycling werden Teile aufbereitet, um daraus wieder Sekundärrohstoffe zu gewinnen. Bei der thermischen Verwertung werden Teile zur Energiegewinnung verbrannt und bei der Abfallbeseitigung werden nicht weiter verwertbare Komponenten in die Umwelt entsorgt.

Das Ende des Lebenszyklus beeinflusst damit hauptsächlich die Outputs in die Umwelt. Im Forschungsprojekt PAMELA-LIFE wurde untersucht, wie das Lebenszyklusende eines Flugzeugs unter Umweltgesichtspunkten verbessert werden kann. Im Projekt konnte gezeigt werden, dass 85 % eines Flugzeugs wiederverwendet oder recycelt werden

können (SBAC 2008). Eine genauere Verteilung der Anteile an wiederverwendeten, recycelten, verwerteten und entsorgten Materialien, abhängig von der Flugzeugkomponente, ist in Lopes 2010 enthalten. Basierend darauf wurden die in Tabelle 3.16 aufgelisteten Durchschnittswerte berechnet.

Tabelle 3.16 Durchschnittswerte für Wiederverwendung $p_{wv,i}$, Recycling, thermische Verwertung und Abfallbeseitigung $p_{es,i}$ (berechnet, basierend auf Angaben in Lopes 2010)

Material	Aluminium	Stahl	CFK
Wiederverwendung [%]	2	56	5
Recycling [%]	74	23	0
Thermische Verwertung [%]	0	0	47
Abfallbeseitigung [%]	24	21	48

Die als Abfall entsorgte Masse $m_{es,i}$ wird als direkte Emission in die Umwelt betrachtet:

$$m_{es,i} = m_{m,i} \cdot p_{es,i} \quad (25)$$

Aufgrund des später ermittelten vernachlässigbaren Einflusses des Lebenszyklusendes und mangelnder weiterer erforderlicher Daten, werden Recycling und thermische Verwertung nicht weiter berücksichtigt.

Normierung der In- und Outputs auf die funktionelle Einheit

Abschließend müssen die In- und Outputs x_i aus sämtlichen Prozessen auf die PKM des jeweiligen Zeitabschnitts t bezogen werden, um sie auf die funktionelle Einheit zu normieren. Zusätzlich muss, wie in Abschnitt 3.2 beschrieben, eine Allokation der In- und Outputs erfolgen. x_{PKM} kann berechnet werden mit

$$x_{PKM,i} = \frac{x_i}{PKM_t} \cdot p_{alo,PAX} \quad (26)$$

Emissionen während des Steigflugs, Reiseflugs, Sinkflugs und Start- und Landezyklus müssen hierbei auf die PKM eines Fluges (PKM_f) bezogen werden, um sie auf die funktionelle Einheit zu normieren. Die Produktionsphase tritt hingegen nur einmal im Lebenszyklus eines Flugzeugs auf. In- und Outputs aus dieser Phase müssen daher auf die PKM im Lebenszyklus eines Flugzeugs (PKM_l) bezogen werden. Entwurf und Entwicklung kommen nur einmal im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie vor. Daher müssen die In- und Outputs x_i aus Entwurf und Entwicklung auf die PKM aller innerhalb der Flugzeugfamilie hergestellten Flugzeuge (PKM_{fam}) bezogen werden.

Die Berechnung der In- und Outputs der Flughafenprozesse (*Energieerzeugung und -verbrauch an Flughäfen* sowie *Betrieb von Fahrzeugen für die Bodenabfertigung*) unterscheidet sich von den übrigen Prozessen, da hier die In- und Outputs pro Flughafenpassagier, auf die In- und Outputs pro PKM umgerechnet werden mit

$$x_{PKM,i} = \frac{x_i}{0,5 \cdot d_f} \cdot p_{alo,PAX,FH} \quad (27)$$

mit der durchschnittlich pro Flug zurückgelegten Distanz d_f und dem in Abschnitt 3.2 eingeführten Allokationsfaktor $p_{alo,PAX,FH}$. Wie zuvor bereits erwähnt, muss dieser Rechenschritt für Start- und Zielflughafen durchgeführt werden.

Die Gesamtheit der $x_{PKM,i}$, die in diesem Abschnitt berechnet werden, repräsentieren das Ergebnis der Sachbilanz.

3.3.3 Integration zukünftiger Flugzeugkonzepte

Bei der Berechnung der Umweltwirkung der in Abschnitt 4.3 betrachteten zukünftigen Flugzeugkonzepte muss berücksichtigt werden, dass viele unterschiedliche Möglichkeiten existieren, um die Energieträger der Konzepte herzustellen. Für jede dieser Produktionsmethoden ergibt sich eine andere Umweltwirkung, was dementsprechend auch die Umweltwirkung des gesamten Flugzeugs beeinflusst, sodass eine Vorauswahl der jeweiligen Produktionsmethode getroffen werden muss.

Am einfachsten ließen sich die zukünftigen Konzepte umsetzen, wenn keine Veränderungen der gängigen Produktionsmethoden der Energieträger und der Energiebereitstellung erforderlich wären. Daher soll im ersten Schritt untersucht werden, welche Umweltwirkung von den betrachteten Konzepten unter Einsatz heute üblicher Produktionsmethoden und eines aktuellen Strommixes zu erwarten wäre. Bei dieser Betrachtung sollen Erkenntnisse gewonnen werden, wie sich die Umweltwirkung bei den betrachteten zukünftigen Flugzeugkonzepten verlagert, d.h. welches die entscheidenden Treiber für die Umweltwirkung im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen sind. Aus diesen Ergebnissen kann abgeleitet werden, an welchen Stellen, im Sinne einer geringen Umweltwirkung, auf andere Verfahren zurückgegriffen werden sollte. Im zweiten Schritt werden dann umweltfreundlichere Produktionsverfahren sowie die Energiebereitstellung basierend auf erneuerbaren Energien berücksichtigt und die Umweltwirkung der Konzepte erneut bewertet.

Um die resultierende Umweltwirkung der betrachteten Konzepte aus heutiger Sicht widerzuspiegeln, wird bei allen Konzepten der europäische Strommix der ELCD

Datenbank (EC 2013) zur Bereitstellung der erforderlichen elektrischen Energie zu Grunde gelegt (“Electricity Mix; AC; consumption mix; at consumer; <1 kV” (EU-27)). Dieser Strommix wird im weiteren Verlauf der Arbeit als *heutiger Strommix* bezeichnet. Weiterhin wird bei der Herstellung von Wasserstoff mit der Dampfreformierung die derzeit gängigste Produktionsmethode betrachtet (wird laut Dib 2015 für 97 % der heutigen Wasserstoffproduktion eingesetzt). Die Herstellung des betrachteten Algenkraftstoffs wurde zumindest bereits in Pilotanlagen realisiert.

Für eine Bewertung der zukünftig theoretisch erreichbaren Umweltwirkung der Konzepte wird die Bereitstellung des Stroms aus erneuerbaren Energien betrachtet (aus EC 2013: “Electricity from hydroelectric power plants, production mix, at power plant, AC, <1kV“). Zusätzlich wird Elektrolyse als Verfahren für die Herstellung des Wasserstoffs eingesetzt.

Insgesamt werden folgenden Anpassungen und Annahmen in der Sachbilanz der Ökobilanz-Methodik vorgenommen:

Wasserstoffflugzeug

- Der Prozess *Kerosinherstellung* wird durch den Prozess *Wasserstoffherstellung* ersetzt.
- Herstellung und Verflüssigung des Wasserstoffs werden berücksichtigt. Der Transport des flüssigen Wasserstoffs von der Produktionsanlage zum Flugzeug wird nicht berücksichtigt. Diese Vereinfachung wird als akzeptabel betrachtet, da solche Produktionsanlagen in der Nähe von Flughäfen angedacht sind, wodurch kurze Transportwege ermöglicht werden (Brewer 1991).
- Emissionen, verursacht durch die Verbrennung von Kerosin, werden ersetzt durch Emissionen, verursacht durch die Verbrennung von Wasserstoff.
- Es wird angenommen, dass die Menge der Kondensstreifen und dadurch verursachte Cirruswolkenbildung proportional zur Wassermenge ist, die während eines Fluges in einer bestimmten Höhe emittiert wird.

Die durch die Herstellung des Wasserstoffs mithilfe der Dampfreformierung und anschließende Verflüssigung verursachten In- und Outputs werden Koroneos 2005 und Svensson 2003 entnommen. Stoffflüsse, die ein Abschneidekriterium von 2,0 % erfüllen, deren IOFs und deren Anteile an der gesamten Umweltwirkung werden in Tabelle 3.17 aufgelistet. In die Methodik gehen 95,1 % der Umweltwirkung ein.

Tabelle 3.17 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung und Verflüssigung von 1 kg Wasserstoff (Dampfreformierung, heutiger Strommix)

Substanz	CO ₂	Steinkohle	Erdgas	CH ₄	Braunkohle	Rohöl	SO ₂
IOF [g/kg]	17534	1003	510	160	1443	210	50
Anteil [%]	44,0	13,0	11,1	10,0	8,4	4,4	4,2

Die In- und Outputs für die Herstellung des Wasserstoffs mithilfe der Elektrolyse und anschließende Verflüssigung basieren auf Svensson 2003. Unter Einsatz von elektrischer Energie aus erneuerbaren Energien ergeben sich die in Tabelle 3.18 aufgeführten Stoffflüsse, deren IOFs und deren Anteile an der Umweltwirkung, mit einem Abschneidekriterium von 2,0 %, wodurch 92,1 % der Umweltwirkung berücksichtigt werden.

Tabelle 3.18 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung und Verflüssigung von 1 kg Wasserstoff (Elektrolyse, Strom aus erneuerbaren Energien)

Substanz	CO ₂	Rohöl	Braunkohle	Steinkohle
IOF [g/kg]	1524	10,4	28,1	11,3
Anteil [%]	80,9	4,6	3,5	3,1

Die Verbrennung von Wasserstoff führt zu den in Tabelle 3.19 aufgelisteten IOFs und Anteilen an der Umweltwirkung. Die Zahl der In- und Outputs in Tabelle 3.19 ist gering, sodass kein Abschneidekriterium erforderlich ist.

Tabelle 3.19 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Verbrennung von 1 kg Wasserstoff

Substanz	H ₂ O	O ₂	NO _x
IOF [kg/kg]	8,94	7,94	0,0043
Anteil [%]	0,0	0,0	100

Elektrisch angetriebenes Flugzeug

- Der Prozess *Kerosinherstellung* wird durch den Prozess *Stromerzeugung* ersetzt.
- Während des Fluges treten keine Emissionen auf.
- Da noch unklar ist, aus welchen Materialien die verwendeten Batterien mit den später angenommenen, futuristischen Energiedichten bestehen, kann die Umweltwirkung durch die Batterieherstellung und -entsorgung nicht direkt berücksichtigt werden. Um dennoch eine Abschätzung der Einflüsse der Batterieherstellung vornehmen zu können, wird die Herstellung von Lithium-Ionen-Akkumulatoren basierend auf EPA 2013 berücksichtigt, da diese für heutige Verhältnisse hohe Energiedichten erreichen und zumindest bei elektrisch

angetriebenen Kraftfahrzeugen zum Einsatz kommen (EPA 2013). Analog zu Li 2013 wird für die untersuchten Akkumulatoren eine Laufzeit von 3000 Ladezyklen festgelegt. Eine Sensitivitätsanalyse zur Zahl möglicher Ladezyklen wird in Abschnitt 4.2.4 durchgeführt.

Die IOFs und Anteile an der Umweltwirkung für die erforderliche Energie des elektrisch angetriebenen Flugzeugs unter Verwendung des heutigen Strommixes wurden bereits in Tabelle 3.13 aufgeführt.

Die In- und Outputs für die Bereitstellung des Stroms aus erneuerbaren Energien stammen aus EC 2013 (“Electricity from hydroelectric power plants, production mix, at power plant, AC, < 1kV“) und führen bei einem Abschneidekriterium von 1,0 % zu den in Tabelle 3.20 aufgelisteten IOFs und Anteilen an der Umweltwirkung. Insgesamt werden 95,8 % der Umweltwirkung berücksichtigt.

Tabelle 3.20 In- und Outputs pro kWh (aus erneuerbaren Energien) sowie deren Anteile an der Umweltwirkung nach EC 2013

Substanz	CO ₂	Rohöl	Erdgas	Steinkohle	CH ₄	Braunkohle
IOF [kg/kWh]	0,029	0,0024	0,0018	0,00055	0,000048	0,00045
Anteil [%]	39,5	27,8	21,6	3,9	1,6	1,4

In Tabelle 3.21 werden die In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung pro hergestelltem kg der betrachteten Lithium-Ionen-Akkumulatoren mit einem Abschneidekriterium von 0,5 % dargestellt. In die Methodik gehen 99,9 % der Umweltwirkung ein.

Tabelle 3.21 In- und Outputs pro kg Akkumulator sowie deren Anteile an der Umweltwirkung

Substanz	Kupfererz	Erdgas	Steinkohle	Rohöl
IOF [kg/kg]	1,03	1,10	1,68	0,78
Anteil [%]	86,3	5,2	4,8	3,6

Mit Algenkraftstoff angetriebenes Flugzeug

- Der Prozess *Kerosinherstellung* wird durch den Prozess *Herstellung alternativer Kraftstoffe* ersetzt.
- Der ausgewählte alternative Kraftstoff ist ein synthetischer Kraftstoff, der mithilfe der Fischer-Tropsch-Synthese aus Biomasse erzeugt wird. Die erforderliche Biomasse wird durch den Anbau der Alge *Auxenochlorella protothecoides* gewonnen. (Gehrer 2014)
- Die gravimetrische und volumetrische Energiedichte des betrachteten Algenkraftstoffs ist vergleichbar mit der von Kerosin. Bei Versuchen in LKW-Motoren wurden für NO_x, HC

und CO etwas geringere IOFs gemessen (Hodge 2006). Im Sinne einer konservativen Betrachtung werden für das mit Algenkraftstoff angetriebene Flugzeug dieselben IOFs und Energiedichten wie für Kerosin angenommen.

Gehrer 2014 liefert die durch die Herstellung des betrachteten Algenkraftstoffs verursachten In- und Outputs. Stoffflüsse, die ein Abschneidekriterium von 2,5 % erfüllen, deren IOFs und deren Anteile an der gesamten Umweltwirkung werden in Tabelle 3.22 aufgelistet. Es werden 93,9 % der Umweltwirkung erfasst.

Tabelle 3.22 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Algenkraftstoff (heutiger Strommix)

Substanz	Steinkohle	CO ₂	Erdgas	Rohöl
IOF [kg/kg]	9,78	44,4	3,53	1,68
Anteil [%]	34,0	30,1	20,7	9,4

Unter Verwendung von elektrischer Energie aus erneuerbaren Energien für die Herstellung des Algenkraftstoffs ergeben sich die in Tabelle 3.23 aufgeführten IOFs und Anteile an der Umweltwirkung. 93,4 % der Umweltwirkung werden mit einem Abschneidekriterium von 2,0 % erfasst. Hinzu kommt CO₂ als Input mit einem IOF von 698 g/kg, weil im Herstellungsprozess mehr CO₂ in den Algen gebunden, als bei der Erzeugung der erforderlichen elektrischen Energie emittiert wird. Bei der Herstellung des Algenkraftstoffs mit dem heutigen Strommix ist es umgekehrt. Hier wird bei der Stromproduktion mehr CO₂ emittiert, als von den Algen gebunden wird, weshalb CO₂ bei der Betrachtung des Gesamtprozesses als Output fungiert.

Tabelle 3.23 In- und Outputs sowie deren Anteile an der Umweltwirkung durch die Herstellung von 1 kg Algenkraftstoff (Strom aus erneuerbaren Energien)

Substanz	Rohöl	Erdgas	Steinkohle	CH ₄	Braunkohle
IOF [g/kg]	161	120	36,2	3,1	29,5
Anteil [%]	46,2	36,0	6,4	2,4	2,4

Algen können unabhängig vom für die Nahrungsproduktion erforderlichen Ackerland kultiviert werden und enthalten hohe Ölkonzentrationen (Sheehan 1998). Allerdings bestehen auch große Herausforderungen. Beispielsweise sind enorme Produktionsflächen für die Erzeugung größerer Algenkraftstoffmengen erforderlich. Außerdem macht die Herstellung von Algenkraftstoffen nur dann Sinn, wenn der Heizwert des Algenkraftstoffs höher ist als der für den Herstellungsprozess erforderliche nicht-erneuerbare Primärenergieanteil. Viele heutige Algenkraftstoffe erfüllen diese Bedingung nicht. (Cotton 2015)

3.4 Wirkungsabschätzung

Wie in Bild 3.4 dargestellt, ermöglicht die für die Wirkungsabschätzung ausgewählte ReCiPe-Methode die Berechnung von achtzehn Midpoint und drei Endpoint Kategorien, basierend auf den Ergebnissen der Sachbilanz eines bestimmten Produktes. Wie bereits erwähnt, kann zusätzlich ein SS berechnet werden, welcher die gesamte Umweltwirkung des untersuchten Produktes in einer einzigen Kennzahl ausdrückt. Im Flugzeugvorentwurf kann SS in die Zielfunktion der Entwurfsoptimierung integriert werden, um die Umweltwirkung eines entworfenen Flugzeugs gezielt zu beeinflussen.

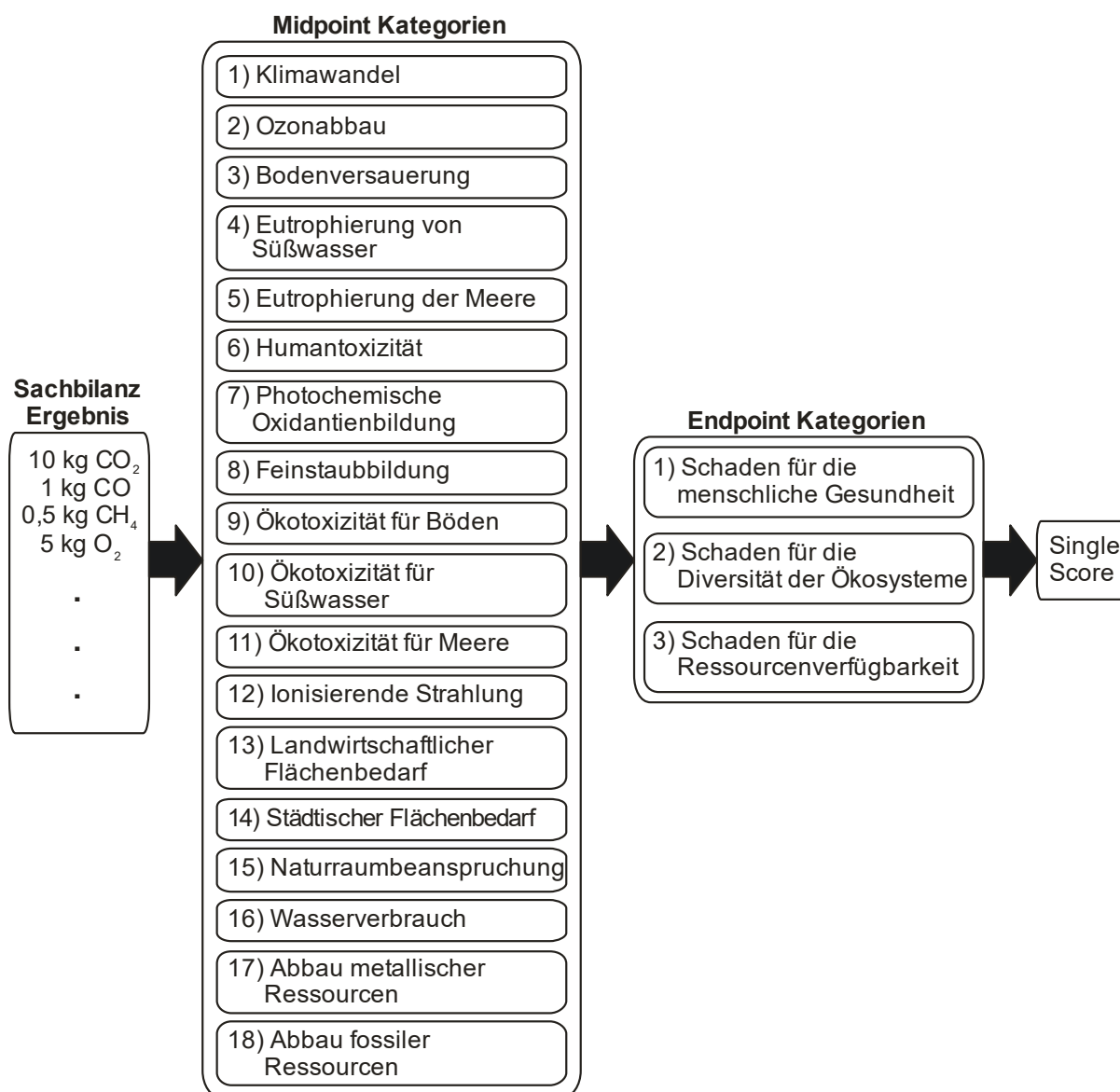


Bild 3.4 Darstellung der ReCiPe-Methode

Im ersten Schritt werden die 18 Midpoint Kategorien $MP_{j,p}$ ($j = 1 \dots 18$) berechnet mit

$$MP_{j,p} = \sum_{i=1}^n x_{PKM,i} \cdot CF_{midpoint,i,j,p} \quad (28)$$

mit dem In- oder Output x einer bestimmten Substanz i pro PKM, aus der zweiten Phase der Ökobilanz und dem Charakterisierungsfaktor $CF_{midpoint}$ zu der jeweiligen Substanz i , Midpoint Kategorie j und Perspektive p . ReCiPe stellt Faktoren für die drei Perspektiven Individualistisch (I), Hierarchisch (H) und Egalitaristisch (E) zur Verfügung.

Um die höhenabhängigen Effekte von KC und NO_x -Emissionen einzubauen, wird, basierend auf den Erkenntnissen aus Abschnitt 2.3, die Methode von Schwartz 2009 ausgewählt, um die ReCiPe-Methode anzupassen (analog zu Johanning 2014b). Die Anpassung bezieht sich auf die Midpoint Kategorie *Klimawandel* (Midpoint Kategorie 1 nach Bild 3.4):

$$MP_{1,p} = \sum_{i=1}^n x_{PKM,i} \cdot CF_{midpoint,i,1,p} \quad (29)$$

Für die Berechnung dieser Gleichung sind die Charakterisierungsfaktoren (CF) $CF_{midpoint,i,1,p}$ der Midpoint Kategorie *Klimawandel* erforderlich, welche in der ReCiPe-Methode den von der IPCC festgelegten GWPs einer bestimmten Substanz i entsprechen. Recipe 2013 stellt diese CFs bereit, allerdings sind keine Angaben für NO_x und KC enthalten. Um die ReCiPe-Methode anzupassen, werden daher höhenabhängige CFs für NO_x und KC benötigt.

Schwartz 2009 verwendet für die Berechnung keine GWPs, sondern sogenannte Sustained Global Temperature Change Potentials (SGTP). SGTPs stellen eine Alternative zu GWPs für den Vergleich von Emissionen bezüglich ihrer Klimawirkung dar und wurden von Shine 2005 vorgestellt. Jedoch produzieren GWPs und SGTPs sehr ähnliche Ergebnisse (Shine 2005), sodass normierte SGTPs auch für die Berechnung von höhenabhängigen $CF_{midpoint,i,1,p}$ genutzt werden können:

$$CF_{midpoint,i,1,p}(a) = \frac{SGTP_{i,t} \cdot s_i(a)}{SGTP_{\text{CO}_2,t}} \quad (30)$$

mit dem von der Höhe a abhängigen Faktor für den Strahlungsantrieb s_i . t steht für den betrachteten Zeithorizont der SGTP Werte. Hier wird die ReCiPe-Methode mit der hierarchischen Perspektive angewendet, sodass sich alle $CF_{midpoint}$ auf einen Zeithorizont von 100 Jahren beziehen (s. Tabelle A.1). Folglich müssen sich auch die SGTP Werte auf diesen Zeithorizont beziehen. Tabelle 3.24 enthält die entsprechenden Werte für SGTP (Werte basieren auf Schwartz 2009).

Wie bereits in Abschnitt 2.3 erläutert, stützt sich das Vorgehen von Schwartz 2009 zu KC auf die Ergebnisse von Rädcl 2008. In Rädcl 2008 werden die Ergebnisse mithilfe von Daten aus AERO2k 2004 auf die zurückgelegte Strecke bezogen, sodass auch die SGTP-Werte aus Schwartz 2009 auf die zurückgelegte Strecke bezogen sind. Im Gegensatz dazu werden die SGTP-Werte für KC hier mithilfe weiterer Informationen aus AERO2k 2004 auf die Menge der Wasseremissionen im Flug bezogen. In der Ökobilanz-Methodik ermöglicht dies die Berücksichtigung von KC, abhängig von der emittierten Wassermenge.

Tabelle 3.24 $SGTP_{1,100}$ basierend auf Schwartz 2009

Input/Output /	$SGTP_{1,100}$
CO ₂ [K/kg CO ₂]	3,58E-14
O ₃ (Zunahme) [K/kg NO _x]	7,97E-12
O ₃ (Abnahme) [K/kg NO _x]	-9,14E-13
CH ₄ (verkürzte Lebenszeit) [K/kg NO _x]	-3,90E-12
Kondensstreifen [K/kg H ₂ O]	2,36E-14
Cirruswolken [K/kg H ₂ O]	7,08E-14

Werte für s_l ergeben sich aus Bild 3.5 (nach Schwartz 2009). In der Abbildung ist die Tropopause in einer Höhe von 36000 ft, welche einer gewöhnlichen Reiseflughöhe von Passagierflugzeugen entspricht, mit einer schwarzen Linie gekennzeichnet. Die Abbildung verdeutlicht, dass die Faktoren für den Strahlungsantrieb in dieser Höhe recht hoch sind. Außerdem sieht man, dass die Faktoren für den Strahlungsantrieb mit abnehmender Höhe zurückgehen. Hierdurch wird bereits ersichtlich, dass tiefere Reiseflughöhen geringere $CF_{midpoint,l,1,p}$ zur Folge haben, was wiederum zu einem kleineren Wert für $MP_{1,p}$ und letztlich zu verringerter Umweltwirkung führt.

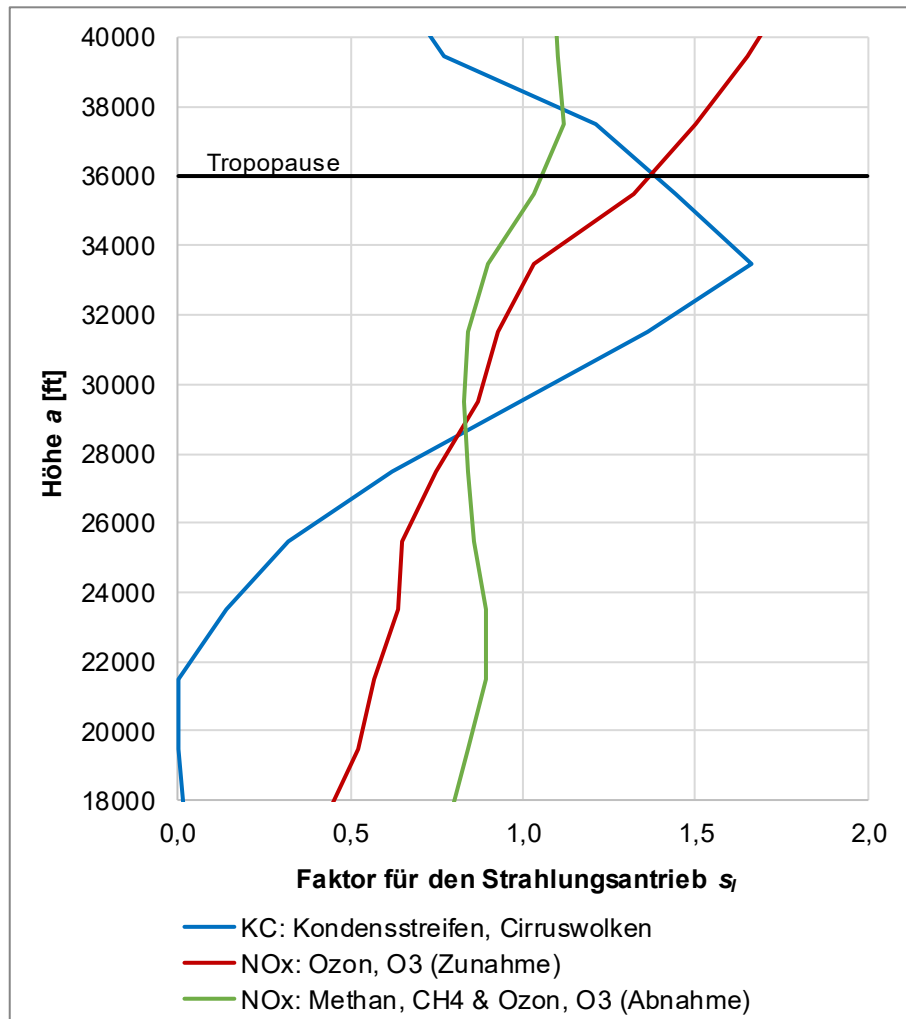


Bild 3.5 Faktoren für den Strahlungsantrieb $s_l(a)$ von NO_x und KC abhängig von der Höhe (nach Schwartz 2009)

Wie bereits erwähnt, beeinflusst NO_x das Klima durch Erhöhung der Menge an O_3 und durch eine Verkürzung der Lebenszeit von CH_4 , was wiederum die Menge an O_3 in der Atmosphäre reduziert. Daher wird $CF_{\text{midpoint},\text{NO}_x,1,H}$ berechnet mit:

$$CF_{\text{midpoint},\text{NO}_x,1,H}(a) = \sum_{l=2}^{l=4} \frac{SGTP_{l,100} \cdot s_l(a)}{SGTP_{\text{CO}_2,100}} \quad (31)$$

mit $l = 2$: O_3 (Zunahme); $l = 3$: O_3 (Abnahme); $l = 4$: CH_4

Entsprechend wird $CF_{\text{midpoint},\text{KC},1,H}$ berechnet mit:

$$CF_{\text{midpoint},\text{KC},1,H}(a) = \sum_{l=5}^{l=6} \frac{SGTP_{l,100} \cdot s_l(a)}{SGTP_{\text{CO}_2,100}} \quad (32)$$

mit $l = 5$: Kondensstreifen; $l = 6$: Cirruswolken

Nach Berechnung aller Midpoint Kategorien lassen sich die drei Endpoint Kategorien $EP_{k,p}$ ($k = 1 \dots 3$) ermitteln:

$$EP_{k,p} = \sum_{j=1}^{18} MP_j \cdot CF_{endpoint,j,k,p} \quad (33)$$

Im letzten Schritt werden die drei Endpoint Kategorien normiert, gewichtet und summiert, um SS zu bestimmen:

$$SS_{p,b} = \sum_{k=1}^3 W_{k,wp} \cdot \frac{EP_k}{NF_{k,p,b}} \quad (34)$$

Mithilfe der Ergebnisse für die drei Endpoint Kategorien EP_k , Normierungsfaktoren NF_k , abhängig von Perspektive p und Bereich b , sowie Gewichtungsfaktoren W_k , abhängig von der Gewichtungsperspektive wp . ReCiPe kann dabei auf die Bereiche *Europa* oder *Welt* sowie die Gewichtungsperspektiven Individualistisch (I), Hierarchisch (H), Egalitaristisch (E) und Durchschnittlich (A) angewendet werden.

In einer frei verfügbaren Tabelle werden sämtliche für die Anwendung der ReCiPe-Methode erforderlichen Charakterisierungsfaktoren, Normierungsfaktoren und Gewichtungen zur Verfügung gestellt (Recipe 2013). Diejenigen CF , NF und W , die für die entwickelte Ökobilanz-Methodik für den Flugzeugvorentwurf unter Verwendung der hierarchischen Perspektive für den Bereich Welt und der durchschnittlichen Gewichtungsperspektive erforderlich sind, sind in Tabelle 3.25 und Tabelle 3.26 aufgelistet. Wenn in Tabelle 3.26 der Begriff *individuell* aufgeführt wird, hängt der Wert für $CF_{endpoint}$ von der jeweiligen Substanz oder Landnutzung ab. Diese individuellen Werte sind für die Berechnung allerdings nicht erforderlich, da die jeweiligen Midpoint Kategorien von der vorgestellten Methodik nicht betroffen sind.

Mithilfe der Ergebnisse der Sachbilanz und den Informationen aus den Tabellen kann SS mit den Gleichungen 28 ... 34 berechnet werden. Durch Integration von SS in die Zielfunktion kann die Umweltwirkung Teil der Flugzeugentwurfsoptimierung werden.

Tabelle 3.25 Werte für $CF_{midpoint}$ für die hierarchische Perspektive aus Recipe 2013

Parameter	Midpoint Kategorie	Input / Output														
		Rohöl	CO ₂	NO _x	Steinkohle	Erdgas	Braunkohle	SO ₂	PM ₁₀	CH ₄	CO	HC	Fe	Mn	O ₂	H ₂ O
$CF_{midpoint}$	Klimawandel	-	1	-	-	-	-	-	-	25	-	-	-	-	-	-
	Ozonabbau	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Bodenversauerung	-	-	0,56	-	-	-	1,00	-	-	-	-	-	-	-	-
	Eutrophierung von Süßwasser	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Eutrophierung der Meere	-	-	0,039	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Humantoxizität	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0,115	-	-	-	-
	Photochemische Oxidantienbildung	-	-	1	-	-	-	0,081	-	0,0101	0,046	0,476	-	-	-	-
	Feinstaubbildung	-	-	0,22	-	-	-	0,20	1	-	-	-	-	-	-	-
	Ökotoxizität für Böden	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	3,9E-05	-	-	-	-
	Ökotoxizität für Süßwasser	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	3,4E-05	-	-	-	-
	Ökotoxizität für Meere	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	7,7E-04	-	-	-	-
	Ionisierende Strahlung	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Landwirtschaftlicher Flächenbedarf	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Städtischer Flächenbedarf	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Naturraumbeanspruchung	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Wasserverbrauch	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0,001
	Abbau metallischer Ressourcen	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1	76,6	-	-
Abbau fossiler Ressourcen	1	-	-	0,60	0,95	0,27	-	-	-	-	-	-	-	-	-	

Tabelle 3.26 Werte für $CF_{endpoint}$, NF und W für die hierarchische Perspektive, die durchschnittliche Gewichtungsperspektive sowie den Bereich Welt aus Recipe 2013

Parameter	Midpoint Kategorie	Endpoint Kategorie		
		Schaden für die menschliche Gesundheit	Schaden für die Diversität der Ökosysteme	Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit
$CF_{endpoint}$	Klimawandel	1,40E-06	7,93E-09	-
	Ozonabbau	individuell	-	-
	Bodenversauerung	-	5,80E-09	-
	Eutrophierung von Süßwasser	-	4,44E-08	-
	Eutrophierung der Meere	-	-	-
	Humantoxizität	7,00E-07	-	-
	Photochemische Oxidantienbildung	3,90E-08	-	-
	Feinstaubbildung	2,60E-04	-	-
	Ökotoxizität für Böden	-	1,51E-07	-
	Ökotoxizität für Süßwasser	-	8,61E-10	-
	Ökotoxizität für Meere	-	1,76E-10	-
	Ionisierende Strahlung	1,64E-08	-	-
	Landwirtschaftlicher Flächenbedarf	-	individuell	-
	Städtischer Flächenbedarf	-	individuell	-
	Naturraumbeanspruchung	-	individuell	-
	Wasserverbrauch	-	-	-
	Abbau metallischer Ressourcen	-	-	7.15E-02
	Abbau fossiler Ressourcen	-	-	1.65E-01
NF		1,35E-02	9,17E-04	2,45E+02
W		400	400	200

3.5 Auswertung

Um eine Auswertung der Ökobilanz vornehmen zu können, wird die entwickelte Methodik in diesem Abschnitt auf ein Referenzflugzeug angewendet. Als Referenzflugzeug wird das Mittelstreckenflugzeug Airbus A320 ausgewählt, da es derzeit zusammen mit dem Konkurrenzmodell Boeing 737 das meistverbreitete zivile Verkehrsflugzeug darstellt und somit den heutigen Stand der Technik in Sachen Ökologie und Ökonomie in geeigneter Weise repräsentiert.

Nach einer Beschreibung des Referenzflugzeugs in Abschnitt 3.5.1 werden in Abschnitt 3.5.2, anhand der Ergebnisse der Sachbilanz und der Wirkungsabschätzung, signifikante Parameter für die Umweltwirkung des Referenzflugzeugs identifiziert. Zu diesen signifikanten Parametern zählen die dominierenden In- und Outputs, Prozesse, Lebenszyklusphasen, Midpoint und Endpoint Kategorien. Die Beurteilung der Ergebnisse erfolgt im Wesentlichen in Abschnitt 3.5.4. Ebenfalls in diesem Abschnitt werden, basierend auf den vorangegangenen Analysen, Schlussfolgerungen gezogen und Empfehlungen ausgesprochen.

3.5.1 Beschreibung des Referenzflugzeugs

Als Referenzflugzeug dient die Gewichtsvariante WV000 des Airbus A320-200 (AIRBUS 2014), ausgestattet mit CFM56-5A5 Triebwerken. Zentrale Parameter der gewählten Variante sind in Tabelle 3.27 aufgelistet, ergänzt durch eine 3-Seitenansicht in Bild 3.6.

Tabelle 3.27 Zentrale Parameter der ausgewählten A320-200 Gewichtsvariante (Werte aus AIRBUS 2014)

Parameter	Symbol	Wert
Maximale Startmasse (maximum take-off mass)	m_{MTO}	73500 kg
Betriebsleermasse (operating empty mass)	m_{OE}	41244 kg
Maximale Nutzlast (maximum payload)	m_{MPL}	19256 kg
Reichweite bei maximaler Nutzlast (range at maximum payload)	R_{MPL}	1510 NM
Passagierzahl in einer sehr dichten Einklassenbestuhlung (number of passengers in a one class high-density layout)	n_{PAX} (1-cl HD)	180 [-]
Reiseflugmachzahl (cruise Mach number)	M_{CR}	0,76 [-]

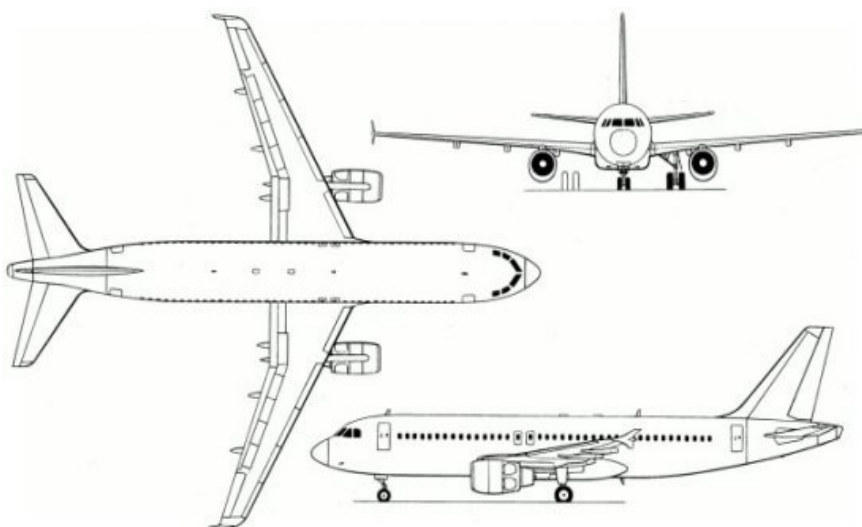


Bild 3.6 3-Seitenansicht des Airbus A320-200 (Aeroweb 2015)

Die in Abschnitt 3.5.2 vorgestellten Ökobilanz-Ergebnisse für das Referenzflugzeug basieren auf folgenden Annahmen für die Eingangsparameter der Ökobilanz-Methode:

Für die Anzahl der hergestellten Flugzeuge im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie wurden 20000 Flugzeuge angenommen:

$$n_{fam} = 20000$$

Wie bereits erwähnt, betrug die von Airbus beim Entwurf der A320 angestrebte Lebensdauer 25 Jahre (Kingsley 2008), was daher auch für $n_{a,o}$ angenommen wurde:

$$n_{a,o} = 25 \text{ Jahre}$$

Die durchschnittliche Flugdauer in der Flotte der A320-Familie beträgt 1,82 h (Kingsley 2008), was einer durchschnittlichen, im Nachentwurf ermittelten Flugdistanz d_f von etwa 1100 km entspricht. Mit der maximalen Reichweite bei maximaler Nutzlast R_{MPL} aus Tabelle 3.27 (1510 NM = 2797 km) ergibt sich das Verhältnis der durchschnittlich geflogenen Strecke im Vergleich zur maximalen Reichweite bei maximaler Nutzlast p_d :

$$p_d = 39\%$$

Für das Referenzflugzeug wurden Entwicklungskosten von 10 Milliarden USD angenommen.

Für den Kraftstoffverbrauch während des Flugtestprogramms führt ein Nachentwurf des Referenzflugzeugs zu einem Wert von 1700 kg/h für $m_{F,h}$.

In den Flugphasen Steigflug, Reiseflug und Sinkflug auf der zuvor gewählten durchschnittlichen Flugdistanz von 1100 km, verbrennt das Referenzflugzeug eine Kraftstoffmasse von etwa 4,1 t, was ebenfalls im Nachentwurf ermittelt wurde.

3.5.2 Ökobilanzergebnisse

In diesem Abschnitt wird die entwickelte Ökobilanz-Methodik auf das Referenzflugzeug angewendet, um signifikante Parameter für die Umweltwirkung zu identifizieren. Dabei wird auch untersucht, wie die Berücksichtigung höhenabhängiger Effekte die Ökobilanzergebnisse von Flugzeugen beeinflusst.

Die Ergebnisse für die Sachbilanz des Referenzflugzeugs unter Verwendung der vorgestellten Ökobilanz-Methodik sind in Tabelle 3.28 dargestellt. Die Tabelle enthält auch den jeweiligen

prozentualen Massenanteil an der Gesamtmenge der in der Methodik berücksichtigten In- und Outputs. CO₂, O₂, H₂O und Rohöl dominieren hierbei die In- und Outputs pro PKM.

Tabelle 3.28 Ergebnisse der Sachbilanz für das Referenzflugzeug

Input/Output	Menge [g/PKM]	Prozentualer Massenanteil
CO ₂	103,9	39%
O ₂	96,2	36%
H ₂ O	34,8	13%
Rohöl	31,8	12%
Erdgas	1,8	0,7%
NO _x	0,45	0,2%
CH ₄	0,09	0,04%
SO ₂	0,11	0,04%
CO	0,06	0,02%
Braunkohle	0,06	0,02%
Steinkohle	0,02	0,008%
HC	0,003	0,001%
PM ₁₀	0,016	0,006%
Fe	0,00036	0,0001%
Mn	0,0000034	0,000001%

Wie in Bild 3.7 dargestellt, führt die Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung insgesamt zu einer deutlichen Steigerung der Umweltwirkung des Referenzflugzeugs. So steigt der Absolutwert für SS um etwa 69 % von 0,0104 Punkte/PKM auf 0,0176 Punkte/PKM.

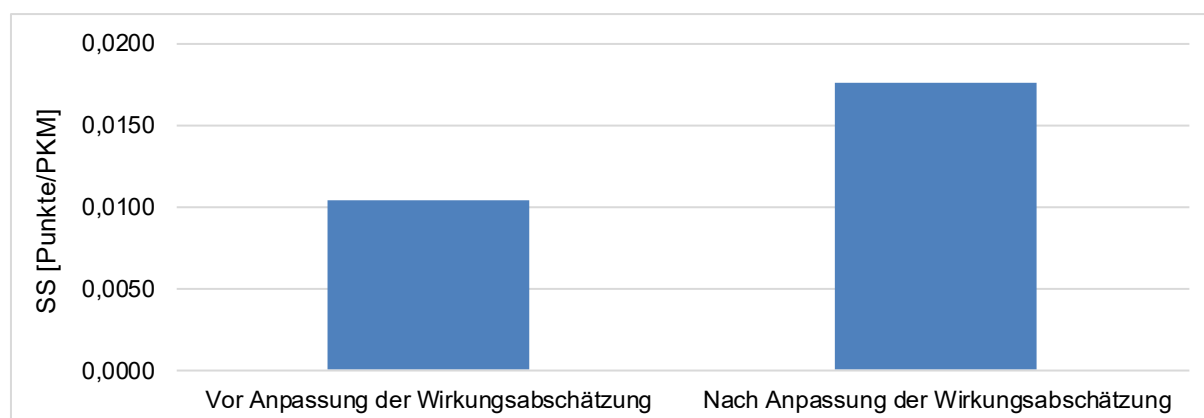


Bild 3.7 SS des Referenzflugzeugs vor und nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Die Ergebnisse der Wirkungsabschätzung, unter Berücksichtigung höhenabhängiger Effekte, sind in Tabelle 3.29 aufgelistet. In Bezug auf die Absolutwerte dominiert bei den Midpoint Kategorien der *Klimawandel*, gefolgt vom *Abbau fossiler Ressourcen*. Bei den Endpoint Kategorien hat *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* den größten Absolutwert. Den Kategorien zum Flächenbedarf ist kein Wert zugeordnet, weil der Anteil der erforderlichen Flächen (z.B. des Flughafens) an der Umweltwirkung unterhalb des Abschneidekriteriums liegt und die Flächen daher nicht in die Methodik eingehen.

Für den eigentlichen Anteil der Kategorien an der Umweltwirkung besitzen die in Tabelle 3.29 aufgeführten Werte jedoch nur eine eingeschränkte Aussagekraft. Erst nach einer Normierung und Gewichtung der Ergebnisse können die jeweiligen Anteile an der Umweltwirkung bestimmt und direkt miteinander verglichen werden.

Durch eine weitere Analyse der Ergebnisse der Sachbilanz und der Wirkungsabschätzung können dann auch die Anteile der berücksichtigten In- und Outputs, Prozesse sowie Lebenszyklusphasen an der gesamten Umweltwirkung bestimmt und damit die dominierenden Faktoren für die Umweltwirkung identifiziert werden. Zusätzlich wird in den nachfolgenden Darstellungen untersucht, wie die Integration des höhenabhängigen Einflusses von NO_x und KC die Ergebnisse der Ökobilanz beeinflusst. Dazu vergleichen die Abbildungen 3.8 ... 3.12 den prozentualen Anteil der untersuchten Faktoren bevor (jeweils linke Abbildung) und nachdem (jeweils rechte Abbildung) die Methode für die Wirkungsabschätzung zur Berücksichtigung höhenabhängiger Effekte angepasst wurde.

Tabelle 3.29 Ergebnisse der Wirkungsabschätzung für das Referenzflugzeug

Wirkungskategorie		Wert	Einheit [pro PKM]
Midpoint Kategorien	Klimawandel	265,4	g CO ₂ eq
	Ozonabbau	0	g CFC-11 eq
	Bodenversauerung	0,36	g SO ₂ eq
	Eutrophierung von Süßwasser	0	g P eq
	Eutrophierung der Meere	0,0176	g N eq
	Humantoxizität	0,00039	g 1,4-DB eq
	Photochemische Oxidantienbildung	0,47	g NMVOC
	Feinstaubbildung	0,14	g PM ₁₀ eq
	Ökotoxizität für Böden	1,3E-07	g 1,4-DB eq
	Ökotoxizität für Süßwasser	1,2E-07	g 1,4-DB eq
	Ökotoxizität für Meere	2,6E-06	g 1,4-DB eq
	Ionisierende Strahlung	0	g U235 eq
	Landwirtschaftlicher Flächenbedarf	0	m ² a
	Städtischer Flächenbedarf	0	m ² a
	Naturraumbeanspruchung	0	m ²
	Wasserverbrauch	0	m ³
	Abbau metallischer Ressourcen	0,00061	g Fe eq
	Abbau fossiler Ressourcen	33,8	g oil eq
Endpoint Kategorien	Schaden für die menschliche Gesundheit	4,1E-07	DALY
	Schaden für die Diversität der Ökosysteme	2,1E-09	Species
	Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit	5,6E-03	\$
SS		0,0176	Punkte

Zur besseren Übersichtlichkeit sind in den nachfolgenden Diagrammen nur Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie Prozesse mit einem Anteil von mindestens 0,5 % an der gesamten Umweltwirkung beschriftet. Der Vollständigkeit halber sind die wichtigsten Diagramme in Anhang B.1 nochmals mit sämtlichen Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie Prozessen dargestellt.

Der Anteil der Midpoint Kategorien an der gesamten Umweltwirkung des Referenzflugzeugs ist in Bild 3.8 dargestellt. Vor Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung haben die Midpoint Kategorien *Abbau fossiler Ressourcen* und *Klimawandel* gemeinsam die größten Anteile an der Umweltwirkung (44 % bzw. 46 %), gefolgt von *Feinstaubbildung* (10 %). Nach der Anpassung hat die Wirkungskategorie *Klimawandel* mit 68 % den größten Anteil, gefolgt vom *Abbau fossiler Ressourcen* mit 26 %. *Feinstaubbildung* hat einen Anteil von 6 % an der gesamten Umweltwirkung. Der prozentuale Anteil der Wirkungskategorie *Klimawandel* an der gesamten Umweltwirkung steigt also von 46 % auf 68 %. Der prozentuale Anteil der restlichen Wirkungskategorien verringert sich. Dies wird dadurch verursacht, dass die zusätzlich berücksichtigten Effekte durch NO_x und KC nur die Wirkungskategorie *Klimawandel* betreffen.

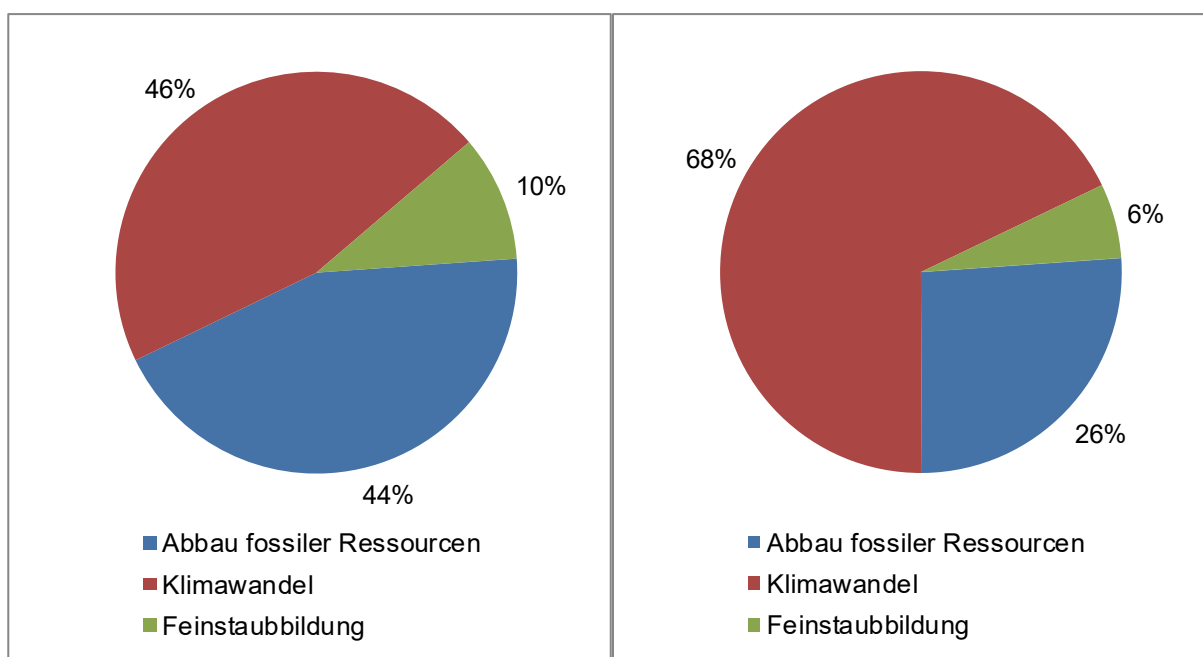


Bild 3.8 Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Bild 3.9 zeigt den Anteil der berücksichtigten In- und Outputs an der Umweltwirkung des Referenzflugzeugs. Vor Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung haben Rohöl und CO₂ den größten Anteil am SS. Das Rohöl ist hauptverantwortlich für die Wirkungskategorie *Abbau fossiler Ressourcen* (vgl. linke Seite der vorigen Abbildung). CO₂ ist hauptverantwortlich in der Wirkungskategorie *Klimawandel*, weshalb es nahezu den gleichen prozentualen Anteil wie der *Klimawandel* in der vorigen linken Abbildung hat. NO_x, SO₂ und PM₁₀ führen zu *Feinstaubbildung*. Gemeinsam formen sie den Anteil der *Feinstaubbildung* auf der linken Seite in Bild 3.8.

Nach der Anpassung dominieren Rohöl, CO₂, KC und NO_x gemeinsam die Umweltwirkung, wobei NO_x mit 31 % den größten Anteil hat. Es zeigt sich, dass der Anteil von KC und NO_x an der gesamten Umweltwirkung, durch die Berücksichtigung ihres höhenabhängigen Einflusses auf das Klima, jeweils deutlich zunimmt. Beim Referenzflugzeug steigt der Anteil von KC von 0 % auf 14 %, während der Anteil von NO_x von 7 % auf 31 % steigt, sodass beide wichtige Anteile an der gesamten Umweltwirkung erhalten. Die Umweltwirkung des Inputs Rohöl und des Outputs CO₂ ist unabhängig von der Höhe, sodass deren Anteil an der gesamten Umweltwirkung von 42 % auf 25 % (Rohöl) und von 45 % auf 27 % (CO₂) zurückgeht.

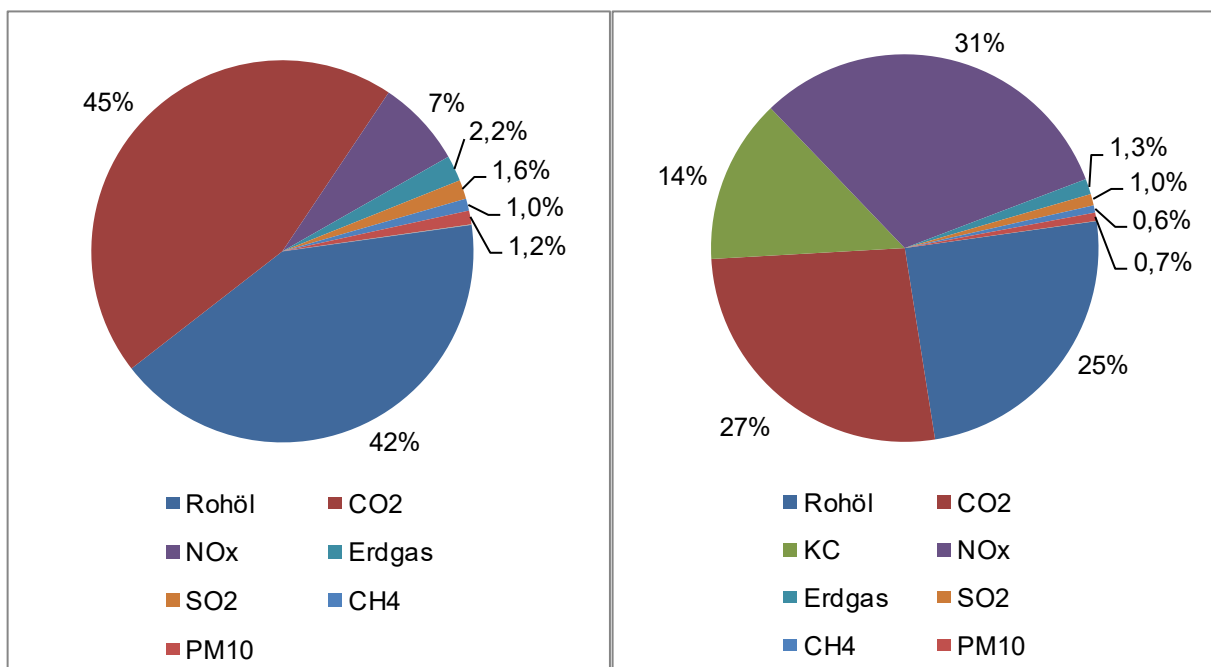


Bild 3.9 Anteil der berücksichtigten In- und Outputs an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Der prozentuale Anteil der berücksichtigten Prozesse am SS ist in Bild 3.10 dargestellt. Vor Anpassung der Methode hat die Kerosinproduktion mit 48 % den größten Anteil. Dieser Prozess ist verantwortlich für den Abbau von Rohöl und für einen kleinen Teil (etwa 7 %) der CO₂-Emissionen. Reiseflug sowie Start- und Landezyklus machen gemeinsam etwa 46 % des SS aus. Das liegt daran, dass diese Prozesse für einen Großteil der CO₂, NO_x und SO₂ Emissionen verantwortlich sind.

Nach der Anpassung dominieren Reiseflug sowie Start- und Landezyklus mit einem gemeinsamen Anteil von etwa 68 % die Umweltwirkung. Die Herstellung von Kerosin verursacht 28 % der gesamten Umweltwirkung. Der Prozess Energieversorgung und -verbrauch an Flughäfen ist für knapp 3 % der Umweltwirkung verantwortlich. Es wird deutlich, dass der prozentuale Anteil des Reiseflugs an der gesamten Umweltwirkung von 43 % auf 66 % steigt und dass sich der prozentuale Anteil aller übrigen Prozesse verringert. Das ist darauf zurückzuführen, dass die zusätzlich berücksichtigten Effekte durch NO_x und KC vor allem den Reiseflug betreffen. Nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung hat der Reiseflug den größten Anteil aller berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung.

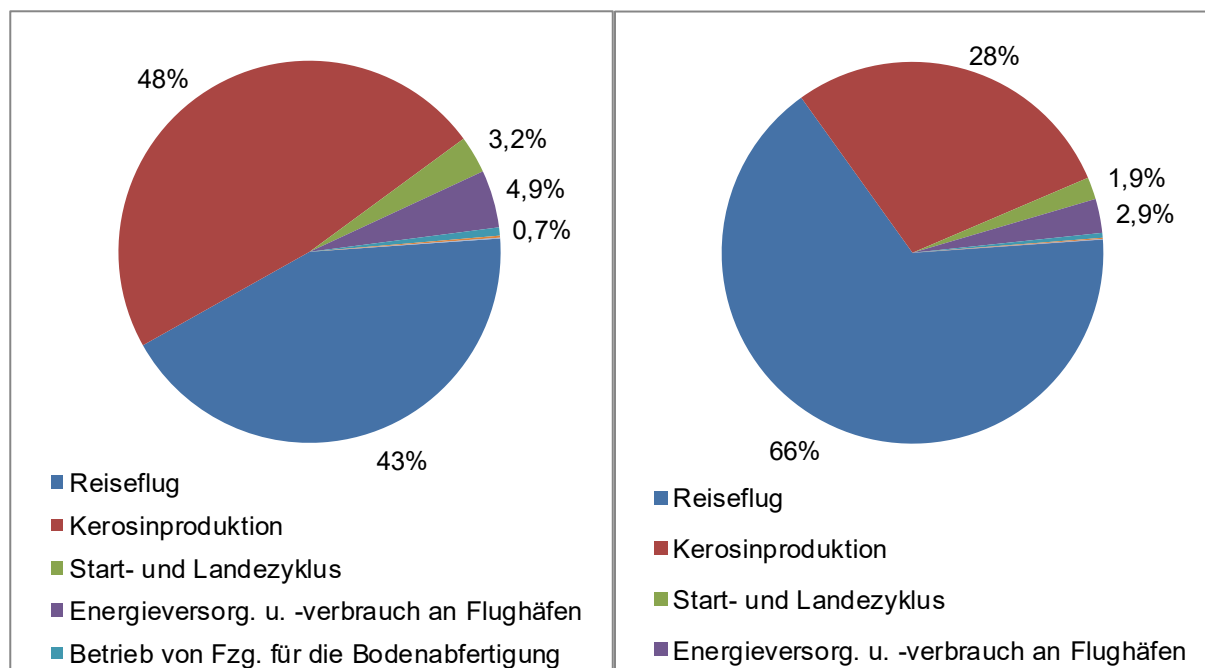


Bild 3.10 Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Der Anteil der Endpoint Kategorien an der Umweltwirkung wird in Bild 3.11 dargestellt. Es wird deutlich, dass der prozentuale Anteil der Wirkungskategorie *Schaden für die menschliche Gesundheit* von 52 % auf 69 % und der Anteil der Wirkungskategorie *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* von 4 % auf 5 % ansteigt. Der Anteil der Wirkungskategorie *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* verringert sich entsprechend. Das liegt daran, dass nur der Einfluss der Midpoint Kategorie *Klimawandel* zugenommen hat, welche wiederum die Wirkungskategorien *Schaden für die menschliche Gesundheit* und *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* beeinflusst, während sie keinen Einfluss auf die Wirkungskategorie *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* hat.

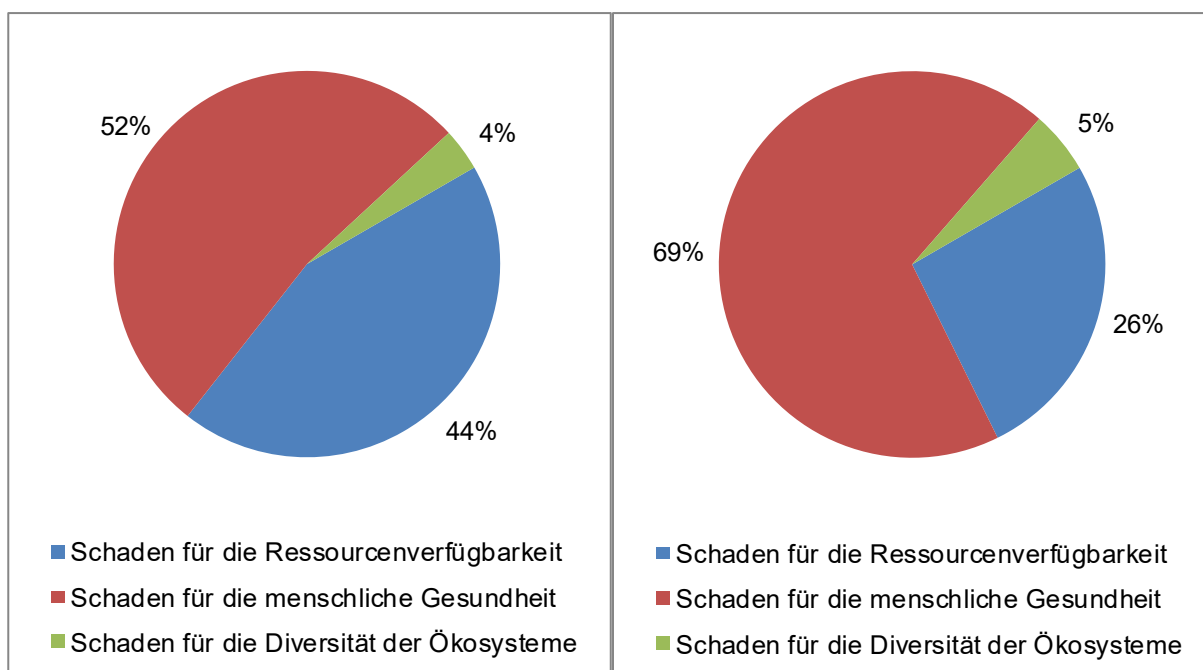


Bild 3.11 Anteil der verschiedenen Endpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Der Anteil der einzelnen Lebenszyklusphasen an der Umweltwirkung wird in Bild 3.12 dargestellt. Vor und nach Anpassung der Methode dominiert die Betriebsphase die Umweltwirkung des Referenzflugzeugs mit einem Anteil von 99,8 % ... 99,9 % vollständig. Die Produktion hat einen Anteil von 0,1 % ... 0,2 %, während Entwurf und Entwicklung einen geringen Anteil von 0,0004 % ... 0,0005 % am SS aufweisen. Das Ende des Lebenszyklus führt durch Wiederverwendung von Ressourcen zu einer Verringerung der (netto) für die Produktion erforderlichen Inputs und damit auch zu einer Verringerung des SS. Im Diagramm drückt sich dies durch eine leichte Verringerung des Anteils der Produktionsphase aus. Die Betriebsphase dominiert die Umweltwirkung bereits vor der Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung vollständig. Die Anpassung betrifft nur die Betriebsphase und erhöht deren Anteil sogar noch weiter.

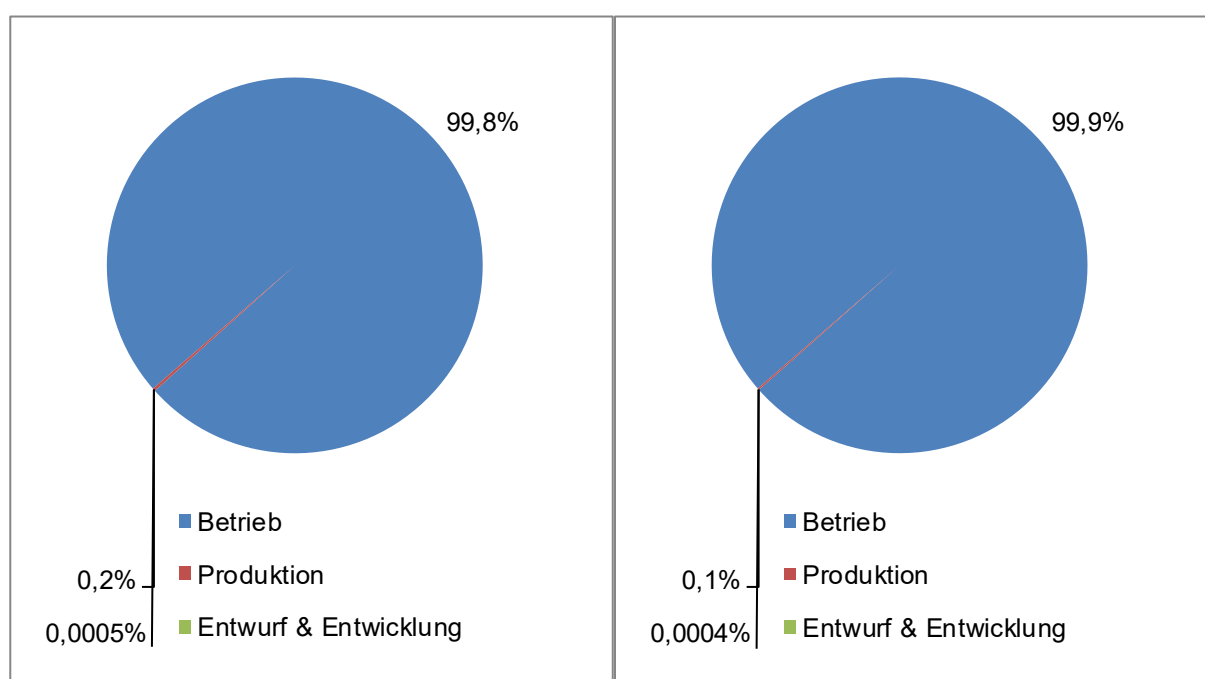


Bild 3.12 Anteil der Lebenszyklusphasen an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 vor (linke Abbildung) und nach (rechte Abbildung) Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

Vergleich mit existierenden Ökobilanz-Ergebnissen

Nachfolgend werden die Ergebnisse für das Referenzflugzeug mit den existierenden Ökobilanz-Ergebnissen von Flugzeugen aus Abschnitt 2.2 verglichen. Bild 3.13 vergleicht das Ergebnis der vorgestellten Ökobilanz-Methode für die Wirkungskategorie *Klimawandel* mit den Ergebnissen aus Chester 2008 und Lopes 2010 (s. Bild 2.5).

Der für das Referenzflugzeug nach Anpassung der Wirkungsabschätzung berechnete absolute Wert von 265 g CO₂ eq pro PKM (als Summe des blauen und roten Teils der Säule) liegt deutlich über den Ergebnissen aus Chester 2008 und Lopes 2010. Die Abweichung erklärt sich durch die Berücksichtigung höhenabhängiger Effekte bei der Wirkungsabschätzung, welche das Ergebnis für die Wirkungskategorie *Klimawandel* um etwa 150 % erhöhen. So beträgt der Wert für das Referenzflugzeug vor Anpassung der Wirkungsabschätzung etwa 106 g CO₂ eq pro PKM, was wiederum eher im Bereich der von den anderen Autoren ermittelten Werte liegt.

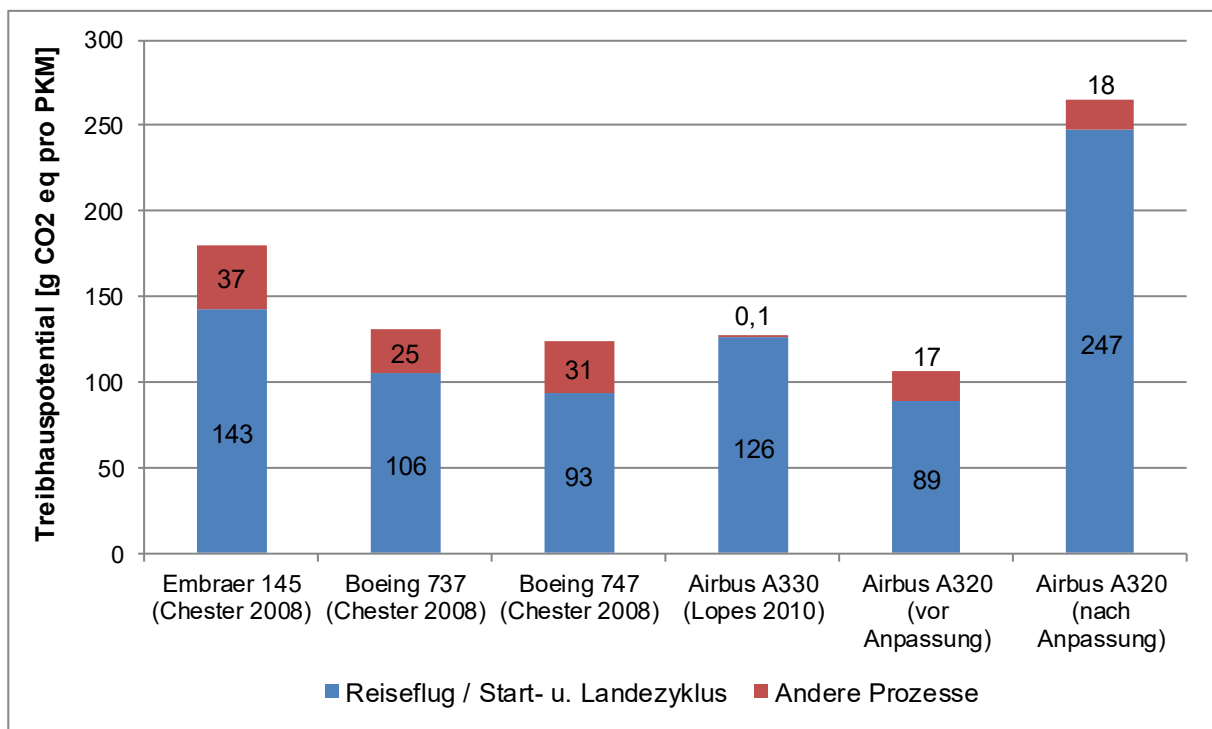


Bild 3.13 Vergleich der Ergebnisse des Referenzflugzeugs mit den Ergebnissen anderer Autoren in der Wirkungskategorie *Klimawandel* (Embraer 145, Boeing 737 und Boeing 747 nach Chester 2008, Airbus A330 nach Lopes 2010, Airbus A320 vor und nach angepasster Wirkungsabschätzung nach eigener Berechnung)

In Bild 3.14 wird der Anteil von Reiseflug sowie Start- und Landezyklus und der Anteil aller anderen Prozesse an der Wirkungskategorie *Klimawandel* nach Anpassung der Wirkungsabschätzung gegenübergestellt. Reiseflug sowie Start- und Landezyklus dominieren hierbei mit einem Anteil von 93 %. Ein Vergleich mit Bild 2.3 und Bild 2.4 zeigt, dass dieser Wert zwischen den Ergebnissen von Chester 2008 und Lopes 2010 liegt.

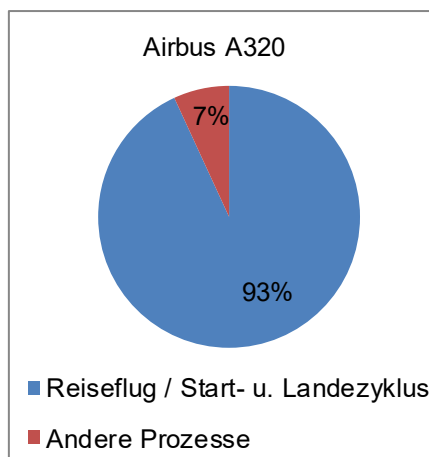


Bild 3.14 Anteile von Reiseflug / Start- und Landezyklus sowie aller anderen Prozesse an der Wirkungskategorie *Klimawandel* für das Referenzflugzeug A320

3.5.3 Unsicherheitsanalyse

In diesem Abschnitt wird untersucht, wie sich die Verwendung unterschiedlicher Perspektiven auf die berechnete Umweltwirkung auswirkt. Dazu werden die Midpoint Kategorien, Endpoint Kategorien und der SS unter Berücksichtigung aller in ReCiPe vorhandenen Perspektiven und Bereiche berechnet.

Es wird analysiert, ob unterschiedliche Perspektiven zu beträchtlichen Abweichungen der Ökobilanz-Ergebnisse führen oder ob der Einfluss der jeweils verwendeten Perspektive gering einzuschätzen ist. Ebenfalls wird untersucht, ob die dominierenden Umweltkategorien von der gewählten Perspektive abhängen oder ob es Übereinstimmungen bei den dominierenden Umweltkategorien gibt.

Im Folgenden werden die Ergebnisse für die Umweltwirkung unter Berücksichtigung verschiedener Bereiche und Perspektiven vorgestellt. Die Umweltwirkung wird für die drei Perspektiven individualistisch, hierarchisch und egalitaristisch berechnet. Für jede Perspektive wird noch einmal zwischen den Bereichen Europa und Welt unterschieden. Die folgenden Tabellen enthalten die Ergebnisse für den SS des Referenzflugzeugs und die Anteile der Endpoint Kategorien, Midpoint Kategorien, Lebenszyklusphasen, Prozesse sowie In- und Outputs am SS. In der ersten Ergebnisspalte werden jeweils die Ergebnisse des

Standard-Berechnungswegs aufgeführt. Für die Berechnung der übrigen Werte werden die Perspektiven mit den dazugehörigen Gewichtungsperspektiven kombiniert, d.h. die individualistische Perspektive mit der individualistischen Gewichtungsperspektive und so weiter. Zusätzlich wird die hierarchische Perspektive für den Bereich Europa mit der durchschnittlichen Gewichtungsperspektive kombiniert. Wie zuvor eingeführt, werden die Perspektiven in den Tabellen folgendermaßen abgekürzt: Individualistisch (I), Hierarchisch (H), Egalitaristisch (E), Durchschnittlich (A).

Tabelle 3.30 zeigt Absolutwerte für SS unter Berücksichtigung aller Perspektiven und Bereiche. Es wird deutlich, dass SS für den Bereich *Welt* einen Wert zwischen 0,0168 Punkten ... 0,0176 Punkten annimmt und damit zwischen -4,2 % und +0,5 % um den ermittelten Standardwert schwankt. Für den Bereich *Europa* nimmt SS einen Wert zwischen 0,0149 Punkten ... 0,0197 Punkten ein. Der höchste Wert für SS ergibt sich für den Bereich Europa unter der egalitaristischen Perspektive.

Tabelle 3.30 Absolutwerte für den SS der A320-200

Bereich	Welt				Europa			
	H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive								
Gewichtungsperspektive	A				A			
SS	0,0176	0,0173	0,0168	0,0176	0,0164	0,0149	0,0162	0,0197

Tabelle 3.31 zeigt die Anteile der Endpoint Kategorien am SS. Es wird deutlich, dass die Kategorie *Schaden für die menschliche Gesundheit* in allen Fällen den höchsten Anteil an der Umweltwirkung hat (36 % ... 76 %). Im Bereich *Welt* hat die Kategorie *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* mit 4 % ... 6 % jeweils den geringsten Anteil.

Tabelle 3.31 Anteil der Endpoint Kategorien am SS der A320-200

Bereich		Welt				Europa			
		H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive									
Gewichtungsperspektive		A				A			
Endpoint Kategorie	Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit	26%	21%	41%	26%	22%	18%	34%	18%
	Schaden für die menschliche Gesundheit	69%	76%	54%	68%	49%	63%	37%	36%
	Schaden für die Diversität der Ökosysteme	5%	4%	5%	6%	28%	19%	29%	46%

Ausgewählte Ergebnisse aus Tabelle 3.31 ... 3.35 (außer Tabelle 3.33) werden in Bild 3.15 ... 3.18 visualisiert. Die blauen Säulen in den Abbildungen zeigen jeweils die Ergebnisse des Standard-Berechnungswegs, also der hierarchischen Perspektive in Kombination mit der durchschnittlichen Gewichtungsperspektive für den Bereich *Welt*.

Zusätzlich wird die Streuung der Ergebnisse der übrigen Perspektiven für den Bereich *Welt* dargestellt. Die Abbildungen beschränken sich wie im vorhergehenden Abschnitt auf die Darstellung derjenigen Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie Prozesse, die nach dem Standard-Berechnungsweg einen Anteil von mindestens 0,5 % an der gesamten Umweltwirkung besitzen.

Bild 3.15 zeigt die Anteile der Endpoint Kategorien am SS des Referenzflugzeugs. Die größten Streuungen ergeben sich für die Kategorien *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* und *Schaden für die menschliche Gesundheit*.

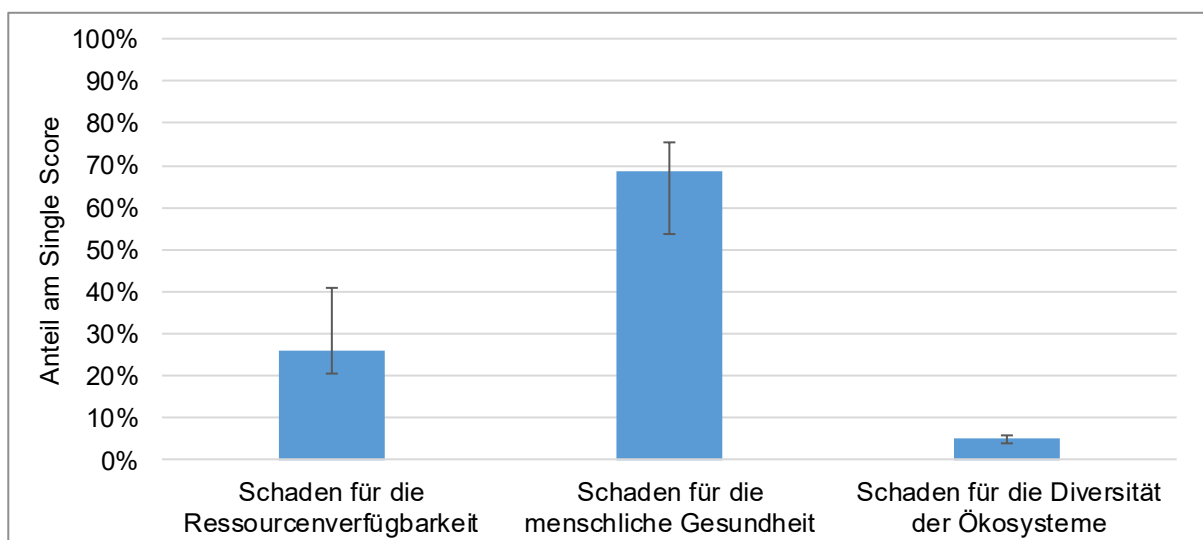


Bild 3.15 Anteil der Endpoint Kategorien am SS der A320-200

Tabelle 3.32 zeigt den Anteil der Midpoint Kategorien am SS. Die Kategorie *Klimawandel* hat mit 55 % ... 80 % immer den höchsten Anteil, gefolgt von der Kategorie *Abbau fossiler Ressourcen* mit einem Anteil von 18 % ... 41 % und *Feinstaubbildung* mit einem Anteil von 1 % ... 8 %.

Tabelle 3.32 Anteil der Midpoint Kategorien am SS der A320-200

Bereich		Welt				Europa			
		H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive		A				A			
Gewichtungsperspektive									
Midpoint Kategorie	Abbau fossiler Ressourcen	26%	21%	41%	26%	22%	18%	34%	18%
	Klimawandel	68%	72%	55%	72%	73%	76%	63%	80%
	Feinstaubbildung	6%	8%	5%	3%	4%	6%	3%	1%
	Bodenversauerung	5E-05	9E-06	5E-05	7E-05	3E-04	5E-05	3E-04	6E-04
	Photochem. Oxidantienbildung	3E-05	4E-05	2E-05	1E-05	2E-05	3E-05	2E-05	7E-06
	Humantoxizität	5E-07	6E-07	4E-07	2E-07	3E-07	5E-07	2E-07	1E-07
	Ökotoxizität für Böden	5E-10	4E-10	5E-10	2E-10	3E-09	2E-09	3E-09	2E-09
	Ökotoxizität für Meere	1E-11	8E-12	1E-11	5E-12	6E-11	4E-11	6E-11	4E-11
	Abbau metallischer Ressourcen	2E-06	5E-06	3E-06	2E-06	2E-06	4E-06	3E-06	1E-06
	Ökotoxizität für Süßwasser	2E-12	2E-12	3E-12	1E-12	1E-11	9E-12	1E-11	9E-12

In Bild 3.16 sind die Midpoint Kategorien mit den größten Anteilen am SS dargestellt. Während die Kategorie *Abbau fossiler Ressourcen* vor allem eine Streuung zu größeren Werten aufweist, verhält es sich bei der Kategorie *Klimawandel* genau umgekehrt, mit einer verstärkten Streuung zu kleineren Werten.

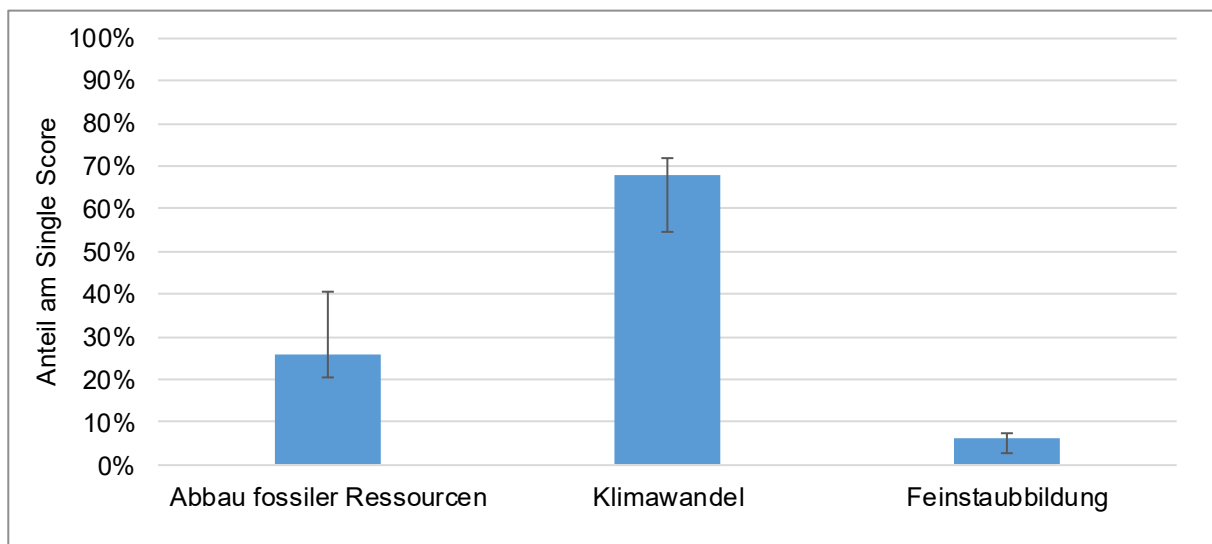


Bild 3.16 Anteil der Midpoint Kategorien am SS der A320-200

Tabelle 3.33 zeigt den Anteil der Lebenszyklusphasen am SS unter Berücksichtigung aller Perspektiven und Bereiche. Der Betrieb dominiert die Umweltwirkung mit einem Anteil von 99,8 % ... 99,9 % vollständig, gefolgt von der Produktion mit 0,1 % ... 0,2 %, während die Phase Entwurf & Entwicklung einen sehr geringen Anteil hat.

Tabelle 3.33 Anteil der Lebenszyklusphasen am SS der A320-200

Bereich		Welt				Europa			
		H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive		A				A			
Gewichtungsperspektive									
Lebenszyklusphasen	Betrieb	99,9%	99,9%	99,8%	99,9%	99,9%	99,9%	99,8%	99,9%
	Produktion	0,1%	0,1%	0,2%	0,1%	0,1%	0,1%	0,2%	0,1%
	Entwurf & Entwicklung	4E-06	4E-06	3E-06	4E-06	4E-06	4E-06	4E-06	5E-06

Tabelle 3.34 zeigt den Anteil der betrachteten Prozesse am SS. Es wird deutlich, dass der Reiseflug SS in allen Fällen mit einem Anteil von 53 % ... 74 % dominiert. Die Kerosinproduktion hat mit 21 % ... 42 % den zweithöchsten Anteil, gefolgt von Energieversorgung u. -verbrauch an Flughäfen mit einem Anteil von etwa 3 % und Start- und Landezyklus mit einem Anteil von etwa 2 %. Die Anteile der restlichen Prozesse liegen unter 1 %.

Tabelle 3.34 Anteil der betrachteten Prozesse am SS der A320-200

Bereich		Welt				Europa			
		H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive		A				A			
Gewichtungsperspektive									
Prozesse	Reiseflug	66%	70%	53%	67%	70%	72%	60%	74%
	Kerosinproduktion	28%	24%	42%	28%	25%	22%	36%	21%
	Start- und Landezyklus	1,9%	2,0%	1,5%	1,8%	1,9%	2,0%	1,6%	2,0%
	Energieversorg. u. -verbrauch an Flughäfen	2,9%	3,2%	2,3%	2,4%	2,7%	3,1%	2,3%	2,4%
	Bodenabfertigung	0,4%	0,4%	0,6%	0,4%	0,4%	0,3%	0,5%	0,3%
	Nutzung von Produktionsstätten	0,1%	0,1%	0,1%	0,1%	0,1%	0,1%	0,1%	0,1%
	Materialherstellung	0,04%	0,04%	0,04%	0,04%	0,04%	0,04%	0,04%	0,04%
	Flugtestprogramm	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06
	Windkanaltests	2E-06	2E-06	1E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06	2E-06
	Computernutzung beim Flugzeugentwurf	8E-08	8E-08	9E-08	8E-08	8E-08	8E-08	9E-08	8E-08

Bild 3.17 zeigt die Prozesse mit den größten Anteilen am SS. Es fällt auf, dass die Streuung des Reiseflugs vor allem zu kleineren Werten tendiert, während die Kerosinproduktion eher zu größeren Anteilen am SS streut.

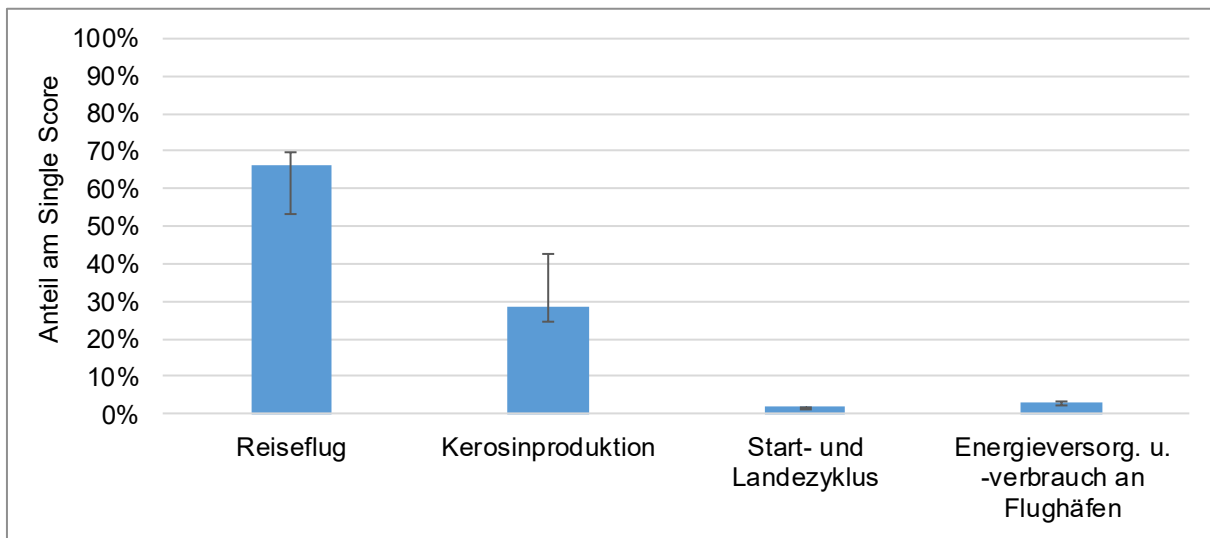


Bild 3.17 Anteil der Prozesse am SS der A320-200

Zum Abschluss enthalten Tabelle 3.35 und Bild 3.18 den Anteil der betrachteten In- und Outputs am SS. In allen Fällen wird SS von Rohöl (17 % ... 39 %), CO₂ (21 % ... 32 %), NO_x (25 % ... 34 %) sowie KC (11 % ... 16 %) gemeinsam dominiert. Die übrigen In- und Outputs haben einen Anteil von maximal 2 %. Auffallend ist, dass der Input Rohöl die mit Abstand größte Streuung aufweist, während die Streuungen der anderen In- und Outputs deutlich geringer ausfallen.

Tabelle 3.35 Anteil der In- und Outputs am SS der A320-200

Bereich		Welt				Europa			
		H	I	H	E	H	I	H	E
Perspektive		A				A			
Gewichtungsperspektive									
Inputs / Outputs	Rohöl	25%	19%	39%	25%	21%	17%	32%	18%
	CO ₂	27%	28%	21%	28%	29%	29%	25%	32%
	KC	14%	14%	11%	15%	15%	15%	13%	16%
	NO _x	31%	34%	25%	30%	32%	34%	27%	33%
	Erdgas	1,3%	1,0%	2,0%	1,3%	1,1%	0,9%	1,7%	0,9%
	SO ₂	1,0%	1,2%	0,7%	0,4%	0,7%	1,0%	0,5%	0,2%
	CH ₄	0,6%	1,8%	0,5%	0,2%	0,7%	1,9%	0,6%	0,2%
	PM ₁₀	0,7%	0,9%	0,5%	0,3%	0,5%	0,7%	0,4%	0,2%
	Braunkohle	1E-04	9E-05	2E-04	1E-04	1E-04	8E-05	2E-04	8E-05
	Steinkohle	1E-04	8E-05	2E-04	1E-04	9E-05	7E-05	1E-04	7E-05
	CO	2E-07	2E-07	1E-07	8E-08	1E-07	2E-07	1E-07	4E-08
	HC	6E-07	7E-07	4E-07	2E-07	4E-07	6E-07	3E-07	1E-07
	Fe	1E-06	3E-06	2E-06	1E-06	1E-06	3E-06	2E-06	8E-07
	Mn	9E-07	2E-06	1E-06	9E-07	7E-07	2E-06	1E-06	6E-07

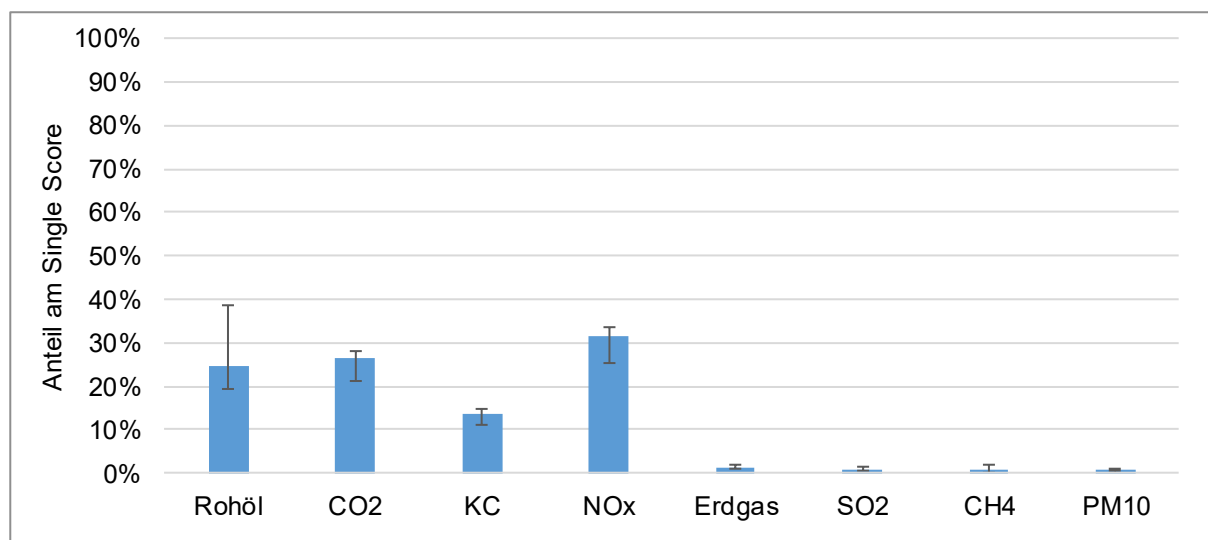


Bild 3.18 Anteil der In- und Outputs am SS der A320-200

3.5.4 Diskussion

Die Ökobilanzergebnisse des Referenzflugzeugs zeigen, dass die Prozesse Reiseflug und Kerosinherstellung den SS dominieren. Ein großer Teil der Umweltwirkung dieser entscheidenden Prozesse wird direkt durch den Kraftstoffverbrauch des Flugzeugs beeinflusst, wodurch ersichtlich wird, dass die Minimierung des Kraftstoffverbrauchs für die Minimierung der Umweltwirkung entscheidend ist.

Prozesse, die bei jedem Flug auftreten, haben den größten Anteil an der Umweltwirkung, da ihre Wirkung nur auf die PKM eines einzelnen Fluges bezogen wird. Hingegen haben Prozesse, die nur einmal im Lebenszyklus einer gesamten Flugzeugfamilie auftreten (z.B.: Flugtestprogramm, Windkanaltests und Computernutzung beim Flugzeugentwurf) einen sehr geringen Anteil an der Umweltwirkung (unter 0,001 %), da ihre Wirkung auf sämtliche, von der Flugzeugfamilie geflogenen PKM bezogen wird. Die Flugzeugfamilie des Referenzflugzeugs weist eine große Flottenstärke auf, was den beschriebenen Effekt noch verstärkt. Allerdings läge der Anteil einmaliger Prozesse im Lebenszyklus, selbst bei einer Reduktion der Flottenstärke um den Faktor 100, immer noch unter 0,1 %. Wie bereits in Abschnitt 3.1 dargelegt, kann daher die Schlussfolgerung gezogen werden, dass Prozesse, die nur einmal im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie auftreten, vereinfacht berechnet werden können.

Wie zu erwarten war, zeigen die Ergebnisse, dass die Umweltwirkung des Referenzflugzeugs zum Großteil von der Betriebsphase bestimmt wird. Es muss allerdings beachtet werden, dass die Herstellung von Kerosin der Betriebsphase zugeordnet wurde, da Kerosin erst beim Betrieb eines Flugzeugs und nicht während der Flugzeugherstellung benötigt wird. Würde man die Herstellung von Kerosin der Produktionsphase zuordnen, würde deren Anteil auf knapp 30 % der gesamten Umweltwirkung ansteigen.

Eine Beeinflussung der zukünftigen Umweltwirkung ist im Flugzeugvorentwurf nur möglich, wenn dort auch Einfluss auf Prozesse genommen werden kann, die für die Umweltwirkung verantwortlich sind. Alle in der Ökobilanz-Methodik berücksichtigten Prozesse, außer dem Betrieb von Flughäfen, können im Flugzeugvorentwurf beeinflusst werden, was zeigt, dass die Umweltwirkung tatsächlich verändert werden kann. Der Einfluss auf Prozesse wie Windkanaltests oder das Flugtestprogramm ist zwar eingeschränkt, aber aufgrund des geringen Anteils dieser Prozesse an der gesamten Umweltwirkung ist es im Entwurf noch immer möglich, den Großteil der Umweltwirkung direkt zu beeinflussen.

Die deutliche Zunahme der Umweltwirkung bei Berücksichtigung der höhenabhängigen Effekte von KC und NO_x unterstreicht die Wichtigkeit der Anpassung existierender Methoden zur Wirkungsabschätzung zur Berücksichtigung der speziellen Anforderungen von Ökobilanzen für Flugzeuge. Wenn keine Anpassung erfolgt, könnte die Umweltwirkung von Flugzeugen deutlich unterschätzt und die Bedeutung bestimmter In- und Outputs falsch

eingeschätzt werden. Alle nachfolgend präsentierten Ökobilanzergebnisse beinhalten daher die entsprechende Anpassung der Wirkungsabschätzung.

Vor Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung war geringer Kraftstoffverbrauch das entscheidende Entwurfskriterium für geringe Umweltwirkung, während die Flughöhe keinen Einfluss hatte. Nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung wird eine Veränderung der Flughöhe als weiteres entscheidendes Entwurfskriterium identifiziert, sodass geringer Kraftstoffverbrauch und angepasste Flughöhe nun gemeinsam die entscheidenden Entwurfskriterien darstellen.

Die Ergebnisse für die entscheidenden Entwurfskriterien decken sich mit anderen Forschungsergebnissen aus der Literatur. Beispielsweise kamen auch Egelhofer 2009, Schwartz 2009 und das CATS Projekt (Koch 2011), welches sich dem Einfluss der Luftfahrt auf das Klima widmete, zur Schlussfolgerung, dass die Einsparung von Kraftstoff und die Reduzierung der Flughöhe den Einfluss der Luftfahrt auf das Klima deutlich reduzieren könnten. Deren Forschung beschränkte sich allerdings auf den Einfluss der Luftfahrt auf das Klima. Im Gegensatz dazu berücksichtigt die hier vorgestellte Ökobilanz-Methodik die gesamte Umweltwirkung, zu der nicht nur die Midpoint Kategorie *Klimawandel*, sondern auch noch 17 weitere Midpoint Kategorien gehören. Nichtsdestotrotz wird der *Klimawandel* auch in dem hier präsentierten ganzheitlicheren Ansatz als wichtigste Wirkungskategorie identifiziert, sodass die Einsparung von Kraftstoff und die Reduzierung der Flughöhe weiterhin die entscheidenden Entwurfskriterien für geringere Umweltwirkung darstellen. Bei Egelhofer 2009 und Koch 2011 geht die verringerte Flughöhe mit einem höheren Kraftstoffverbrauch einher, was den Vorteil der veränderten Flughöhe teilweise wieder aufhebt. In Abschnitt 4.2 wird allerdings noch deutlich, dass ein Flugzeug, welches insgesamt für verringerte Fluggeschwindigkeiten entworfen wird, eine geringere optimale Flughöhe und damit minimalen Kraftstoffverbrauch in verringerter Flughöhe erreichen kann. Die Auswirkungen der mit der verringerten Fluggeschwindigkeit einhergehenden Reduzierung der Transportleistung (PKM pro Zeitabschnitt) werden ebenfalls in Abschnitt 4.2 näher beleuchtet.

Bei der Betrachtung unterschiedlicher Perspektiven führt die egalitaristische Perspektive erwartungsgemäß zum höchsten Absolutwert für SS, da sie auch ungesicherte Umweltwirkungen einbezieht und zusätzlich den größten Zeithorizont betrachtet.

Bei den Midpoint Kategorien hat die Kategorie *Abbau fossiler Ressourcen* unter der hierarchischen Perspektive einen Anteil von 34 % ... 41 %, während der Anteil unter den anderen Perspektiven deutlich geringer ausfällt. Dies kann durch die hohe Gewichtung der Endpoint Kategorie *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* erklärt werden, welche bei der hierarchischen Gewichtungsperspektive 30 % und bei den anderen Gewichtungsperspektiven nur 20 % beträgt.

Bezüglich der Endpoint Kategorien ist bemerkenswert, dass die Kategorie *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* im Bereich Welt einen deutlich kleineren Anteil am SS als im Bereich Europa hat. Dies liegt daran, dass der Normierungsfaktor für den Bereich Welt deutlich höher ist, als der für Europa, was letztlich zu einem deutlich geringeren Anteil am SS führt.

Insgesamt zeigen die Ergebnisse, dass SS beim Referenzflugzeug für einen bestimmten Bereich, unabhängig von der gewählten Perspektive, von denselben Kategorien, Phasen, Prozessen sowie In- und Outputs dominiert wird. Die Streuung der Ergebnisse ist selbst beim Absolutwert für SS, dessen Berechnung der größten Unsicherheit unterliegt, begrenzt. Zusammenfassend kann daher gefolgert werden, dass eine Konzentration auf den gewählten Standard-Berechnungsweg bei der Bewertung der gesamten Umweltwirkung von Flugzeugen mithilfe der ReCiPe-Methode zulässig ist. Dennoch ist bei einer detaillierten Ökobilanz-Analyse von Flugzeugen anzuraten, auch die Ergebnisse der anderen Perspektiven und Bereiche in die Gesamtbeurteilung einfließen zu lassen.

4 Anwendung der entwickelten Ökobilanz-Methodik im Flugzeugvorentwurf

In diesem Kapitel wird die entwickelte Ökobilanz-Methodik im Flugzeugvorentwurf angewendet und die Ergebnisse werden analysiert. Ziel des Flugzeugvorentwurfs ist es, grundlegende Flugzeugparameter so zu bestimmen, dass das entworfene Flugzeug die angestrebten Entwurfsziele (z.B. minimale Betriebskosten) unter Einhaltung aller Anforderungen (z.B. geforderte Reichweite) und Randbedingungen (z.B. Spannweitenbegrenzung) bestmöglich erfüllt. Da diese grundlegenden Flugzeugparameter beliebig miteinander kombiniert werden können, kommen heutzutage Optimierungsmethoden im Flugzeugvorentwurf zum Einsatz. Dies sind mathematische Methoden, die dazu dienen, eine für das Entwurfsziel möglichst optimale Kombination der Flugzeugparameter möglichst schnell zu finden. Auch für die angestrebte Untersuchung des Einflusses von Ökobilanzen auf den Flugzeugvorentwurf werden daher Optimierungsmethoden eingesetzt.

Mithilfe der erweiterten Entwurfsumgebung wird untersucht, inwiefern sich die Berücksichtigung der Umweltwirkung in den Entwurfszielen auf die Entwurfsergebnisse auswirkt, ob sich die Umweltwirkung zukünftiger Flugzeuggenerationen weiter verringern lässt und wie hoch das Verbesserungspotential einzuschätzen ist. Außerdem wird die Höhe der Umweltwirkung unterschiedlicher Parameter verglichen und damit treibende Faktoren für die Umweltwirkung von Flugzeugen ermittelt.

Die Ergebnisse aus der Anwendung der erweiterten Entwurfsumgebung in diesem Kapitel werden mit den Ergebnissen des Referenzflugzeugs aus Abschnitt 3.5 verglichen, um damit das Verbesserungspotential im Vergleich zum heutigen Stand aufzeigen zu können.

4.1 Beschreibung des Flugzeugvorentwurfsprogramms

Für alle hier vorgestellten Entwurfsuntersuchungen wurde das Flugzeugvorentwurfsprogramm PrOPerA verwendet. PrOPerA wurde im Tabellenkalkulationsprogramm *Microsoft Excel* unter Einbeziehung der Skriptsprache *Visual Basic for Applications* geschrieben. In einem iterativen Berechnungsverfahren umfasst PrOPerA etwa 230 Eingangsparameter, 150 Geometrieparameter und insgesamt etwa 1000 Parameter. PrOPerA ist eine Weiterentwicklung des von Niță entwickelten Entwurfstools *Optimization in Preliminary Aircraft Design* (OPerA) (Niță 2013). OPerA wurde für den Vorentwurf von Turboanflugzeugen entwickelt, während PrOPerA zusätzlich auch für den Vorentwurf von Turbopropflugzeugen eingesetzt werden kann.

Die Struktur von PrOPerA ist in Bild 4.1 dargestellt. Basierend auf einer Reihe von Anforderungen und Eingangsparametern entsteht in einer inneren Optimierungsschleife ein konsistenter Flugzeugentwurf. Dabei werden über ein Entwurfsdiagramm (visualisiert z.B. in Bild 4.4) Schubgewichtsverhältnis (bei Turbofanflugzeugen) bzw. Leistungsgewichtsverhältnis (bei Turbopropflugzeugen) und die Flächenbelastung unter Berücksichtigung der Anforderungen aus Start, 2.Segment, Reiseflug, Landung und Fehlanflug anhand des gewählten Entwurfsziels optimiert. Die einzelnen Teilaspekte des Vorentwurfs werden in unterschiedlichen Modulen adressiert. In einer äußeren Optimierungsschleife können sämtliche Anforderungen und Eingangsparameter variiert werden, um ein optimales Flugzeug für das gewählte Optimierungsziel zu ermitteln. Die äußere Optimierungsschleife kann mit einem in PrOPerA integrierten Optimierungsalgorithmus oder alternativ über eine Verknüpfung mit der Optimierungssoftware *Optimus* (Noesis 2015) von *Noesis Solutions* durchgeführt werden. Außerdem ermöglicht PrOPerA die Durchführung von Sensitivitäts- und Robustheitsanalysen sowie Pareto-Optimierungen, wie in Abschnitt 4.2.4 dargestellt.

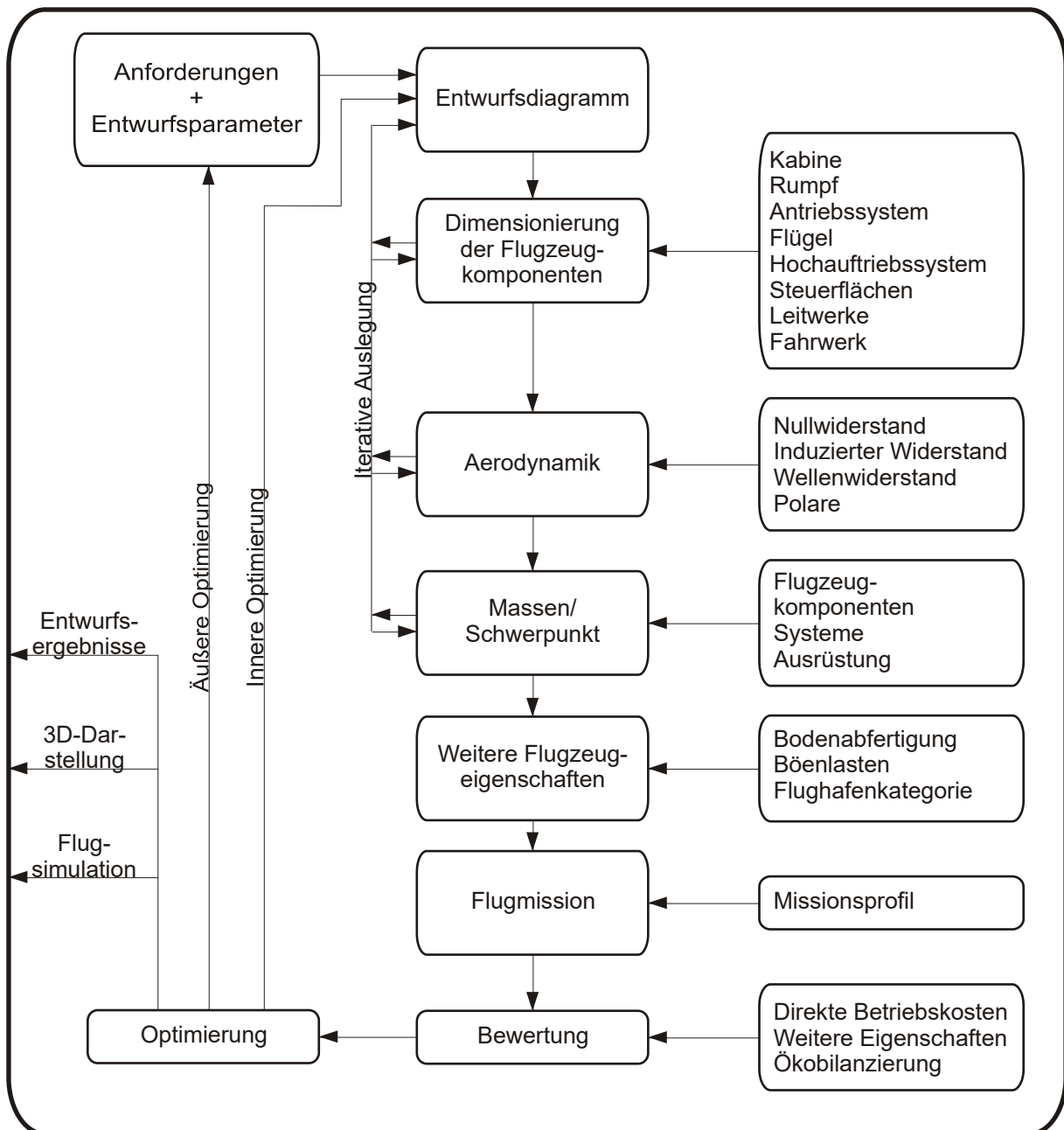


Bild 4.1 Struktur von PrOPerA

4.2 Anwendung der Ökobilanz-Methode auf ein Turboprop-Flugzeug

Mithilfe der in Kapitel 3 vorgestellten Methodik soll in diesem Abschnitt, basierend auf Johanning 2014a, der Einfluss der Integration einer Ökobilanz auf den Flugzeugvorentwurf untersucht werden. Dabei wird analysiert, wie sich die Verwendung der Umweltwirkung als Entwurfsziel auf den Entwurf eines Flugzeugs auswirkt. Ebenso werden die treibenden Entwurfsparameter für die Umweltwirkung von Flugzeugen ermittelt. Mithilfe einer

Pareto-Optimierung wird untersucht, inwieweit die Ziele Minimierung der Umweltwirkung und Minimierung der direkten Betriebskosten gemeinsam erreicht werden können.

Um mögliche Verbesserungspotentiale konventioneller Flugzeuge aufzeigen zu können, dient ein Flugzeug mit Turboprop-Triebwerken (von nun an auch als *Turboprop* bezeichnet) als Anwendungsbeispiel, da solche Flugzeuge auf der Kurz- und Mittelstrecke potentielle Nachfolger der heute vorwiegend eingesetzten Flugzeuge mit Turbofan-Triebwerken (von nun an auch als *Turbofan* bezeichnet) sein könnten. Grund hierfür ist, dass Turboprop-Triebwerke geringere Kraftstoffverbräuche als vergleichbare Turbofan-Triebwerke aufweisen (Babikian 2002). Ein Hauptnachteil von Turboprops ist, dass sie langsamer als Turbofans fliegen und damit weniger Passagiere pro Zeiteinheit befördern.

Zu Zeiten des Entwurfs der heute eingesetzten Turbofans betrug der Kraftstoffpreis einen Bruchteil des heutigen Preises, sodass der Nachteil des höheren Kraftstoffverbrauchs der Turbofans weniger stark ins Gewicht fiel. Allerdings hat sich der Kraftstoffpreis allein zwischen 2000 und 2011 mehr als verdreifacht und es werden allgemein weitere Preissteigerungen prognostiziert (AIRBUS 2012, Jupp 2012, siehe Bild 4.2). Je höher der Kraftstoffpreis, desto dominanter wird der Anteil der Kraftstoffkosten an den Gesamtkosten, wodurch die Bedeutung eines geringen Kraftstoffverbrauchs im Flugzeugentwurf zunimmt. Bei anhaltend hohen oder weiter steigenden Kraftstoffkosten könnten Turboprops, selbst bei ausschließlicher Betrachtung der Kosten, zukünftig den besseren Kompromiss zwischen hoher Fluggeschwindigkeit und niedrigem Kraftstoffverbrauch darstellen und damit Nachfolger der heute eingesetzten Turbofans werden (Johanning 2012).

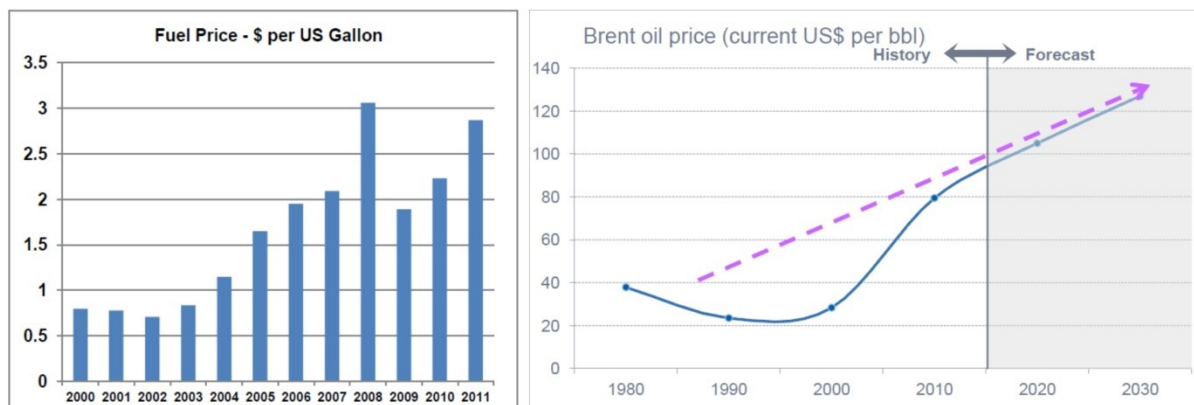


Bild 4.2 Entwicklung des Kraftstoffpreises in den letzten Jahren (links, Jupp 2012) sowie prognostizierte zukünftige Entwicklung (rechts, AIRBUS 2012)

Berücksichtigt man zusätzlich die Umweltwirkung in der Entwurfsoptimierung, nimmt die Bedeutung geringer Kraftstoffverbräuche weiter zu, da ein Großteil der Umweltwirkung durch die während des Fluges verbrannte Kraftstoffmenge bestimmt wird. Aufgrund ihrer niedrigen Kraftstoffverbräuche spricht dies ebenfalls für Turboprops als zukünftige

Flugzeuggeneration und macht diesen Flugzeugtyp damit zu einem geeigneten Anwendungsbeispiel für die entwickelte Methodik.

4.2.1 Beschreibung

Wie in Johanning 2012 wird ein Turbopropflugzeug als potentieller Kandidat für die nächste Generation der Kurz- bis Mittelstreckenflugzeuge entworfen. In den Entwurf wird zusätzlich die Zukunftstechnologie abgestrepter Flügel (AF) integriert. Es gelten die gleichen Anforderungen wie für das Referenzflugzeug, mit der Ausnahme, dass eine geringere Reiseflugmachzahl zugelassen wird, um den Geschwindigkeitsbeschränkungen von Turbopropflugzeugen gerecht zu werden. Durch die geringere Reiseflugmachzahl ergibt sich eine verringerte Transportleistung pro Flugzeug. Ein Flugzeugbetreiber müsste daher eine, im Vergleich zum Referenzflugzeug, größere Anzahl an Flugzeugen einsetzen, um eine bestimmte Transportleistung erzielen zu können. Wie sich dieser Effekt auf die Umweltwirkung und die DOC des Turbopropflugzeugs auswirkt, wird in Abschnitt 4.2.2 näher beleuchtet.

Die Entwürfe werden für eine Inbetriebnahme im Jahr 2030 bewertet, wenn die nächste Generation von Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugen eingeführt werden könnte. Für das Jahr 2030 wird, basierend auf der in Scholz 2012 vorgestellten Methode, ein inflationsbereinigter Kraftstoffpreis von 1,32 USD/kg angenommen. Das Referenzflugzeug wird mit demselben Kraftstoffpreis bewertet, um für das Jahr 2030 einen fairen Vergleich zu erreichen.

Die folgenden sieben Entwurfsparameter werden für minimale Umweltwirkung optimiert: Reiseflugmachzahl M_{CR} , Effektive Flügelstreckung $A_{W,eff}$, Propellerdurchmesser d_{prop} , Flügelpfeilung bei 25 % Flügeltiefe φ_{25} , Relative Flügeldicke t/c , Sicherheitslandestrecke $SLFL$, Verhältnis von maximaler Landemasse zu maximaler Startmasse m_{ML}/m_{MTO} .

Im Vergleich zur geometrischen Flügelstreckung $A_{W,geo}$ berücksichtigt die effektive Flügelstreckung $A_{W,eff}$ auch die Wirkung von Winglets:

$$A_{W,eff} = A_{W,geo} \cdot \left(1 + \frac{2}{k_{WL}} \cdot \frac{h_{WL}}{b_{W,geo}} \right)^2$$

mit dem Faktor k_{WL} für die Effektivität der Winglets, der Höhe der Winglets h_{WL} und der geometrischen Flügelspannweite $b_{W,geo}$. Nach Niță 2013 wird für k_{WL} der Wert 2,45 festgelegt und h_{WL} in der Optimierung auf maximal 2,4 m beschränkt. Solange $b_{W,geo}$ unter der Spannweitenbegrenzung liegt, werden keine Winglets eingesetzt (d.h. $h_{WL}=0$), sodass

$A_{w,eff} = A_{w,geo}$. Bei Erreichen der Spannweitenbegrenzung kommen zusätzlich Winglets zum Einsatz, sodass $A_{w,eff}$ bis zum Erreichen des festgelegten Maximalwerts für h_{WL} noch weiter gesteigert werden kann.

Für die Optimierung von $SLFL$ wird der entsprechende Wert des Referenzflugzeugs als obere zulässige Grenze gesetzt. Die Sicherheitsstartstrecke $STOFL$ wird konstant gehalten und dem Wert des Referenzflugzeugs gleichgesetzt.

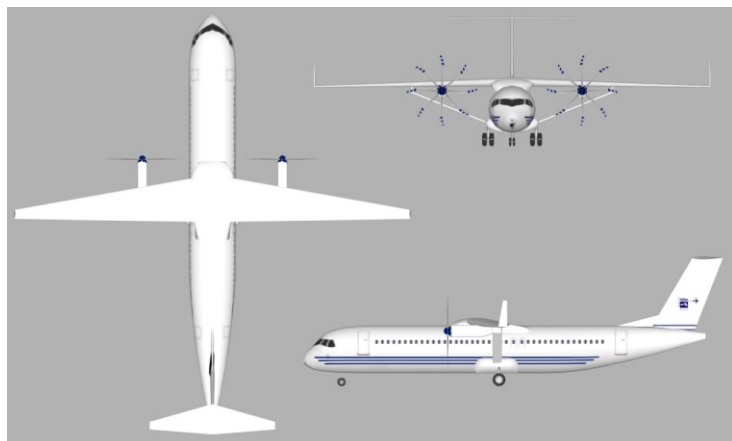
Die in Voruntersuchungen ermittelte optimale Flügelzuspitzung für minimale Umweltwirkung lag stets an der jeweils gesetzten unteren Grenze, da die Vorteile eines leichteren Flügels durch einen geringen Wert für die Zuspitzung stets die Nachteile durch eine eventuell geringere Gleitzahl, aufgrund einer nicht optimalen Auftriebsverteilung über dem Flügel, überwogen. Die Flügelzuspitzung wurde daher nicht in der Optimierung freigegeben, sondern, entsprechend der Zuspitzung des Referenzflugzeugs, auf die untere Grenze von 0,2 festgelegt.

Das Flugzeug wird ausschließlich für minimale Umweltwirkung optimiert. Dazu wird der Wert für SS aus Gleichung 34 mithilfe eines evolutionären Algorithmus mit einer Populationsstärke von 35 und 60 Generationen minimiert. Die genaue Bezeichnung des verwendeten evolutionären Algorithmus lautet *Differential Evolution*. Bei diesem Algorithmus werden aus der jeweiligen Generation mehrere Individuen zufällig ausgewählt, um aus diesen, über einen Gewichtungsfaktor, ein neues Individuum zu kreieren. Durch Kreuzung des neuen Individuums mit einem weiteren zufällig ausgewählten Individuum aus der Generation wird ein Versuchsindividuum gebildet. Das zufällig ausgewählte Individuum und das Versuchsindividuum werden hinsichtlich der Zielfunktion miteinander verglichen. Nur dasjenige Individuum, welches die Zielfunktion besser erfüllt, schafft es in die nächste Generation. (Noesis 2008)

4.2.2 Entwurfsergebnisse

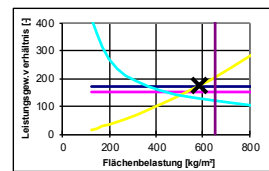
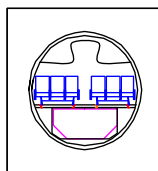
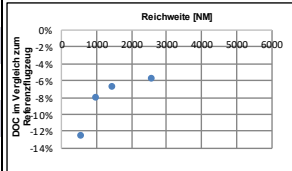
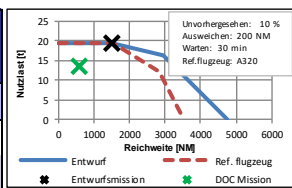
In diesem Abschnitt wird untersucht, wie die Einführung der Umweltwirkung als Entwurfsziel den Flugzeugentwurf beeinflusst.

Bild 4.3 zeigt die Ergebnisse der Flugzeugentwurfsoptimierung. Die Abbildung enthält eine 3-Seitenansicht, eine 3D-Darstellung, die wichtigsten Flugzeuganforderungen und -parameter, ein Nutzlast-Reichweiten Diagramm, ein DOC-Reichweiten Diagramm, ein Entwurfsdiagramm, einen Kabinenquerschnitt sowie Leermassen-, Widerstands- und DOC-Verteilungen.



Parameter	Wert	Abweichung von A320
Zentrale Flugzeugparameter		
m_{MTO}	54500 kg	-26%
m_{OE}	26900 kg	-35%
m_F	8300 kg	-36%
S_W	93 m ²	-24%
$b_{W,geo}$	36 m	6%
$A_{W,eff}$	15,4	62%
L/D_{max}	19,8	≈ + 13%
$P_{eq,ssl}$	2 x 4700 kW	-----
d_{prop}	6,6 m	-----
η_{prop}	88 %	-----
$PSFC$	5,99E-8 kg/W/s	-----
h_{ICA}	15000 ft	-61%
S_{TOFL}	1770 m	0%
S_{LFL}	1450 m	0%
t_{TA}	32 min	0%

Parameter	Wert	Abweichung von A320
Anforderungen		
m_{MPL}	19256 kg	0%
R_{MPL}	1510 NM	0%
M_{CR}	0,40	-47%
$\max(S_{TOFL}, S_{LFL})$	1770 m	0%
n_{PAX} (1-cl HD)	180	0%
m_{PAX}	93 kg	0%
SP	29 in	0%



Parameter	Wert	Abweichung von A320
Anforderungen DOC Mission		
R_{DOC}	589 NM	0%
$m_{PL,DOC}$	13559 kg	0%
EIS	2030	-----
C_{fuel}	1,32 USD/kg	0%
Ergebnisse		
$m_{F,trip}$	3100 kg	-33%
R_a	741080 NM/year	-22%
DOC (AEA)	87 %	-13%
SS	0,0072	-59%

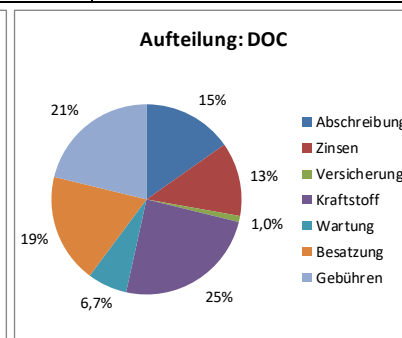
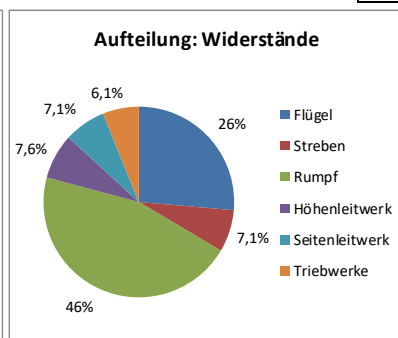
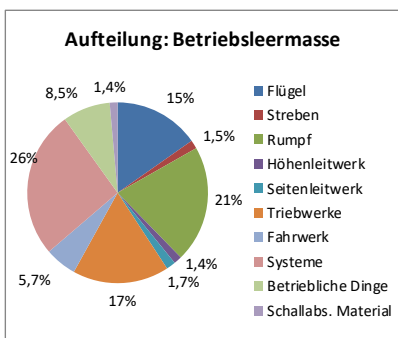


Bild 4.3 Entwurfsergebnisse des nach der Umweltwirkung optimierten Turbopropflugzeugs

Der resultierende, ausschließlich für eine geringe Umweltwirkung optimierte Flugzeugentwurf hat im Vergleich zum Referenzflugzeug eine deutlich geringere Reiseflugmachzahl von 0,4 (ungefähr die halbe Reiseflugmachzahl des Referenzflugzeugs), welche als untere Grenze für den Optimierer gesetzt wurde. Vor allem durch die geringe Reiseflugmachzahl ergibt sich eine um gut 60 % verringerte optimale anfängliche Reiseflughöhe.

Die effektive Streckung erhöht sich im Vergleich zum Referenzflugzeug ebenfalls um gut 60 %. Eine Verringerung der Flügelfläche um 24 %, durch eine verringerte Gesamtflugzeugmasse (bei etwas geringerer Flächenbelastung), ermöglicht den starken Anstieg der effektiven Flügelstreckung, ohne Überschreitung der geforderten maximalen Flügelspannweite von 36 m, um innerhalb der *Code letter C* Anforderungen von Flughäfen zu bleiben (ICAO 2009).

Die großen Propellerdurchmesser führen zu geringen Scheibenbelastungen der Propeller, was letztlich hohe Propellerwirkungsgrade ermöglicht.

Ein solcher Entwurf hat das Potential, die erforderliche Kraftstoffmasse auf der gewählten DOC Mission von etwa 600 NM um über 30 % zu senken. Gemeinsam mit weiteren Schneeballeffekten führt dies zu einer Verringerung der maximalen Startmasse (MTOM) um 26 %. Die Umweltwirkung des Flugzeugs pro PKM, ausdrückt durch SS, könnte um 59 % gesenkt werden. Auch die DOC liegen noch 13 % unter denen des Referenzflugzeugs.

Um trotz der verringerten Transportleistung des Turbopropflugzeugs einen fairen Vergleich mit dem Referenzflugzeug vornehmen zu können, beziehen sich die aufgeführten Ergebnisse für DOC und SS auf die Einheit PKM, d.h. auf den Transport eines Passagiers über einen Kilometer. Im Vergleich zum Referenzflugzeug schafft das Turbopropflugzeug in einem bestimmten Zeitabschnitt weniger PKM, weshalb DOC und SS in der Entwurfsrechnung des Turbopropflugzeugs folgerichtig auf eine geringere Zahl an PKM bezogen wurden.

Auf den ersten Blick überraschen die trotz der deutlich geringeren Reiseflugmachzahl ermittelten Verbesserungspotentiale bzgl. SS und DOC. Aus mehreren Gründen reduziert sich die Transportleistung des Turbopropflugzeugs auf der DOC Mission gegenüber dem Referenzflugzeug allerdings nur um gut 20 %, obwohl die Reiseflugmachzahl des Turbopropflugzeugs knapp 50 % unter der des Referenzflugzeugs liegt. Dies liegt u.a. daran, dass die angezeigte Fluggeschwindigkeit unterhalb von Flugfläche 100 auf 250 Knoten begrenzt ist, weshalb das Turbopropflugzeug für insgesamt etwa 20 Flugminuten (während Steig- und Sinkflug unter Flugfläche 100) keine Zeit gegenüber dem Referenzflugzeug verliert. Zusätzlich ist der verbleibende Flugabschnitt, auf dem das Turbopropflugzeug, aufgrund seiner geringeren Fluggeschwindigkeit Zeit gegenüber dem Referenzflugzeug verliert, wegen der recht geringen Reichweite der DOC Mission relativ kurz. Auch am Boden bietet das Referenzflugzeug gegenüber dem Turbopropflugzeug keine Zeitvorteile. Letztlich

wirkt sich auch die geringere Flughöhe, durch die Abhängigkeit der Schallgeschwindigkeit von der Temperatur und damit von der Flughöhe, positiv auf den Zeitverlust des Turbopropflugzeugs aus. So ist der prozentuale Unterschied der Reisefluggeschwindigkeit, die letztlich für die Transportleistung entscheidend ist, geringer (44 %) als der prozentuale Unterschied der Reiseflugmachzahl zwischen Turboprop- und Referenzflugzeug (47 %). Eine detaillierte Beschreibung dieser Effekte befindet sich in Johanning 2016a.

Eine hohe Transportleistung wirkt sich positiv auf die flugunabhängigen DOC-Bestandteile (z.B.: Abschreibung auf den Flugzeugpreis) und SS-Bestandteile (z.B.: Produktionsprozess) aus, da diese dann auf eine hohe Zahl an PKM verteilt werden können. Im Umkehrschluss wirkt sich eine verringerte Transportleistung umso negativer aus, je größer die flugunabhängigen DOC- und SS-Bestandteile sind. In Bezug auf die Umweltwirkung konnte allerdings bereits gezeigt werden, dass die flugunabhängigen Bestandteile sehr gering einzuschätzen sind. Vereinfacht gesagt, spielt daher beispielsweise die Zahl der Flugzeuge, die zur Erfüllung einer bestimmten Transportaufgabe eingesetzt (und damit hergestellt) werden müssen, in Sachen Umweltwirkung eine untergeordnete Rolle, weshalb trotz der verringerten Transportleistung des Turbopropflugzeugs hohe Verbesserungen bzgl. der Umweltwirkung erzielt werden können.

Im Vergleich dazu spielen die flugunabhängigen Bestandteile bei den DOC eine wichtigere Rolle. Allerdings nimmt der Anteil der Kraftstoffkosten an den gesamten DOC bei steigenden Kraftstoffpreisen zu, wodurch auch hier die Bedeutung flugunabhängiger Bestandteile abnimmt. Der Kraftstoffverbrauch wird damit zu einem zunehmend wichtigen Entwurfskriterium, während die Bedeutung einer hohen Transportleistung (und damit hoher Fluggeschwindigkeiten) abnimmt, was u.a. dazu beiträgt, dass die DOC des Turbopropflugzeugs trotz der verringerten Transportleistung unter denen des Referenzflugzeugs liegen.

Dennoch muss natürlich berücksichtigt werden, dass die Reisezeit für die Passagiere bei einem solchen Entwurf deutlich zunimmt, was für viele Fluggesellschaften ein starkes Argument gegen die Einführung eines derartigen Flugzeugs darstellen würde. Außerdem werden im Vergleich zum Referenzflugzeug mehr Flugzeuge und damit auch mehr Flughafenslots benötigt, um die gleiche Transportaufgabe in einem bestimmten Zeitraum zu bewältigen.

Das nach der Umweltwirkung optimierte Flugzeug hat eine solch geringe Reiseflugmachzahl, weil dies die Anforderung an das Leistungs-Gewichtsverhältnis des Triebwerks bei einer bestimmten Flächenbelastung senkt. Das verringerte Leistungs-Gewichtsverhältnis ermöglicht die Verwendung kleinerer und leichter Triebwerke, was wiederum den Kraftstoffverbrauch senkt.

Im Entwurfsdiagramm werden die Anforderungen an Leistungsgewichtsverhältnis und Flächenbelastung aus den Flugphasen Start, 2.Segment, Reiseflug, Landung und Fehlanflug visualisiert. Interessanterweise senkt sich die Anforderung an das Leistungsgewichtsverhältnis durch die Reiseflugmachzahl sogar noch unter die letztlich dimensionierende Anforderung durch das 2.Segment (siehe Entwurfsdiagramm in Bild 4.3). Zum einen steigt der Oswaldfaktor mit geringer werdender Reiseflugmachzahl, was die Gleitzahl verbessert und damit auch den Kraftstoffverbrauch senkt. Zum anderen ermöglichen die geringere Reiseflugmachzahl und -flughöhe eine kleinere Rumpfmasse, was weitere Schneeballeffekte nach sich zieht und wiederum den Kraftstoffverbrauch senkt.

Im Gegensatz dazu schneiden sich bei DOC optimierten Flugzeugen häufig die Anforderungen aus Landung, Start und Reiseflug im Entwurfspunkt, sodass diese das Flugzeug gemeinsam dimensionieren. Bild 4.4 zeigt die 3-Seitenansicht und das Entwurfsdiagramm eines solchen Turbopropflugzeugentwurfs mit denselben Anforderungen wie das zuvor beschriebene Flugzeug, allerdings optimiert für minimale DOC (aus Johanning 2016a). Es wird deutlich, dass das Flugzeug dem nach Umweltwirkung optimierten Flugzeug, bis auf einen etwas kleineren Pfeilwinkel, optisch ähnelt, jedoch ist die optimale Reiseflugmachzahl des nach DOC optimierten Flugzeugs höher.

Wie es zu den unterschiedlichen Pfeilwinkeln kommt, wird im Rahmen der Sensitivitätsanalyse in Abschnitt 4.2.4 analysiert. Zusätzlich werden in den nachfolgenden Abschnitten noch weitere Analysen der Optimierungsergebnisse dargestellt, darunter u.a. auch eine Untersuchung, inwieweit die Entwurfsziele minimale DOC und minimale Umweltwirkung gemeinsam erreicht werden können.

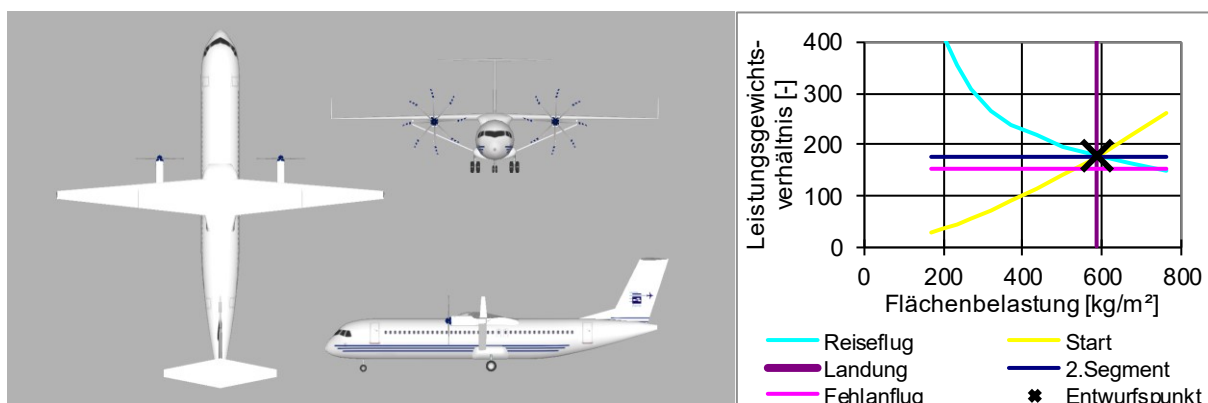


Bild 4.4 Entwurfsdiagramm und 3-Seitenansicht eines Turbopropflugzeugs, das für minimale DOC optimiert wurde

4.2.3 Ökobilanzergebnisse

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Anwendung der Ökobilanz-Methodik auf das für minimale Umweltwirkung optimierte Turbopropflugzeug vorgestellt. Dazu werden in Tabelle 4.1 die Ergebnisse der Sachbilanz und in Tabelle 4.2 der Wirkungsabschätzung aufgeführt. Entsprechend der Abnahme der erforderlichen Kraftstoffmasse sinkt beim Turbopropflugzeug auch der Wert für die Midpoint Kategorie *Abbau fossiler Ressourcen* im Vergleich zum Referenzflugzeug um etwa 33 %. Das Ergebnis für die Midpoint Kategorie *Klimawandel* verringert sich im Vergleich zum Referenzflugzeug um über 70 %. Dieser starke Rückgang ist zurückzuführen auf die Reduzierung der CO₂ und NO_x-Emissionen sowie auf den Entwurf des Flugzeugs für Flughöhen, in denen die Bildung von KC weitestgehend unterbunden wird. Wie bereits im vorigen Abschnitt erwähnt, resultiert dies insgesamt in einer Abnahme des SS um etwa 59 % (s. Bild 4.5).

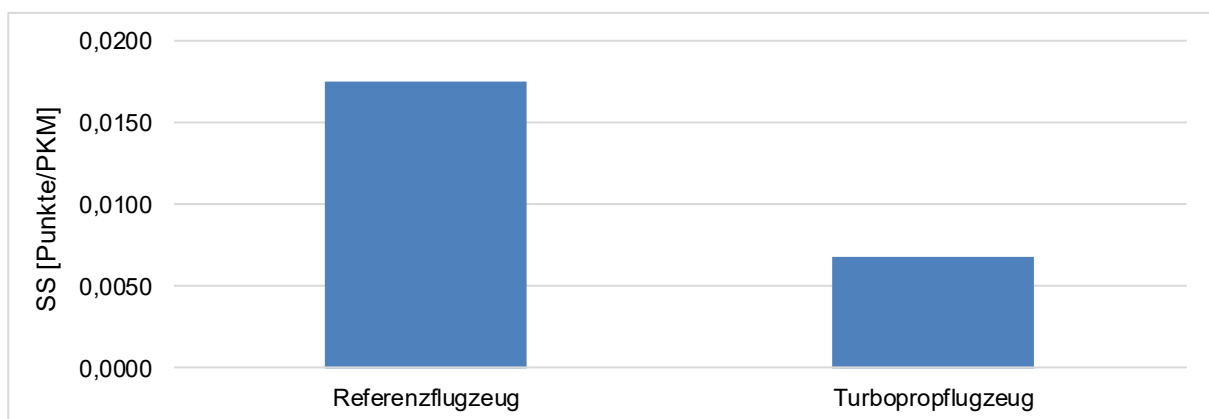


Bild 4.5 SS des Turbopropflugzeugs im Vergleich zum Referenzflugzeug

Tabelle 4.1 Ergebnisse der Sachbilanz für das Turbopropflugzeug

Input / Output	Menge [g/PKM]	Prozentualer Massenanteil
CO ₂	72,2	39%
O ₂	64,5	35%
H ₂ O	23,3	13%
Rohöl	21,4	12%
Erdgas	1,2	0,7%
NO _x	0,3	0,2%
CH ₄	0,06	0,04%
Braunkohle	0,07	0,04%
SO ₂	0,09	0,05%
CO	0,05	0,02%
Steinkohle	0,02	0,01%
PM ₁₀	0,016	0,009%
HC	0,003	0,001%
Fe	0,0001	0,0001%
Mn	0,000001	0,000001%

Tabelle 4.2 Ergebnisse der Wirkungsabschätzung für das Turbopropflugzeug

Wirkungskategorie		Wert	Einheit [pro PKM]
Midpoint Kategorien	Klimawandel	75,0	g CO ₂ eq
	Ozonabbau	0	g CFC-11 eq
	Bodenversauerung	0,26	g SO ₂ eq
	Eutrophierung von Süßwasser	0	g P eq
	Eutrophierung der Meere	0,012	g N eq
	Humantoxizität	0,00031	g 1,4-DB eq
	Photochemische Oxidantienbildung	0,31	g NMVOC
	Feinstaubbildung	0,099	g PM ₁₀ eq
	Ökotoxizität für Böden	1,0E-07	g 1,4-DB eq
	Ökotoxizität für Süßwasser	9,3E-08	g 1,4-DB eq
	Ökotoxizität für Meere	2,1E-06	g 1,4-DB eq
	Ionisierende Strahlung	0	g U235 eq
	Landwirtschaftlicher Flächenbedarf	0	m ² a
	Städtischer Flächenbedarf	0	m ² a
	Naturraumbeanspruchung	0	m ²
	Wasserverbrauch	0,000	m ³
	Abbau metallischer Ressourcen	0,00024	g Fe eq
	Abbau fossiler Ressourcen	22,7	g oil eq
Endpoint Kategorien	Schaden für die menschliche Gesundheit	1,3E-07	DALY
	Schaden für die Diversität der Ökosysteme	6,0E-10	Species
	Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit	3,7E-03	\$
SS		0,0072	Punkte

In Bild 4.6 ... Bild 4.9 werden die absoluten Anteile der Midpoint Kategorien, In- und Outputs, Prozesse und Endpoint Kategorien an der gesamten Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs mit denen des Referenzflugzeugs verglichen. Wiederum werden zur besseren Übersichtlichkeit nur Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie Prozesse mit einem Anteil von mindestens 0,5 % an der gesamten Umweltwirkung aufgeführt. Ergänzend dazu werden in Anhang B.2 die prozentualen Anteile sämtlicher Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie Prozesse an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs dargestellt.

Bild 4.6 vergleicht den absoluten Anteil der Midpoint Kategorien am SS. Die verringerte Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs ergibt sich vor allem durch die zuvor beschriebene starke Abnahme der Midpoint Kategorie *Klimawandel*. Prozentual gesehen gewinnen der *Abbau fossiler Ressourcen* und die *Feinstaubbildung* dadurch an Bedeutung. Im Ergebnis haben *Klimawandel* und *Abbau fossiler Ressourcen* beim Turbopropflugzeug etwa den gleichen Anteil an der Umweltwirkung.

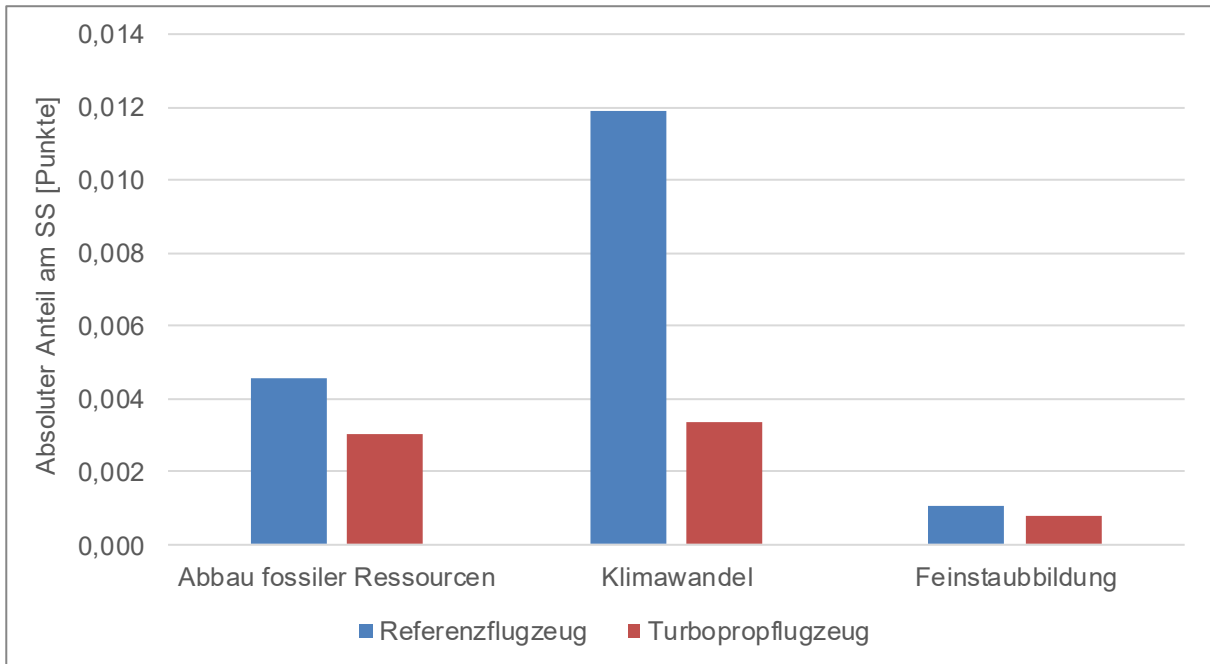


Bild 4.6 Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen Midpoint Kategorien am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs

Bild 4.7 vergleicht den absoluten Anteil der berücksichtigten In- und Outputs am SS. Es wird deutlich, dass der Anteil von KC und NO_x beim Turbopropflugzeug durch den Betrieb in geringeren Flughöhen stark abnimmt. Die Abnahme der anderen In- und Outputs fällt geringer aus, sodass beim Turbopropflugzeug Rohöl und CO₂ die Umweltwirkung gemeinsam dominieren.

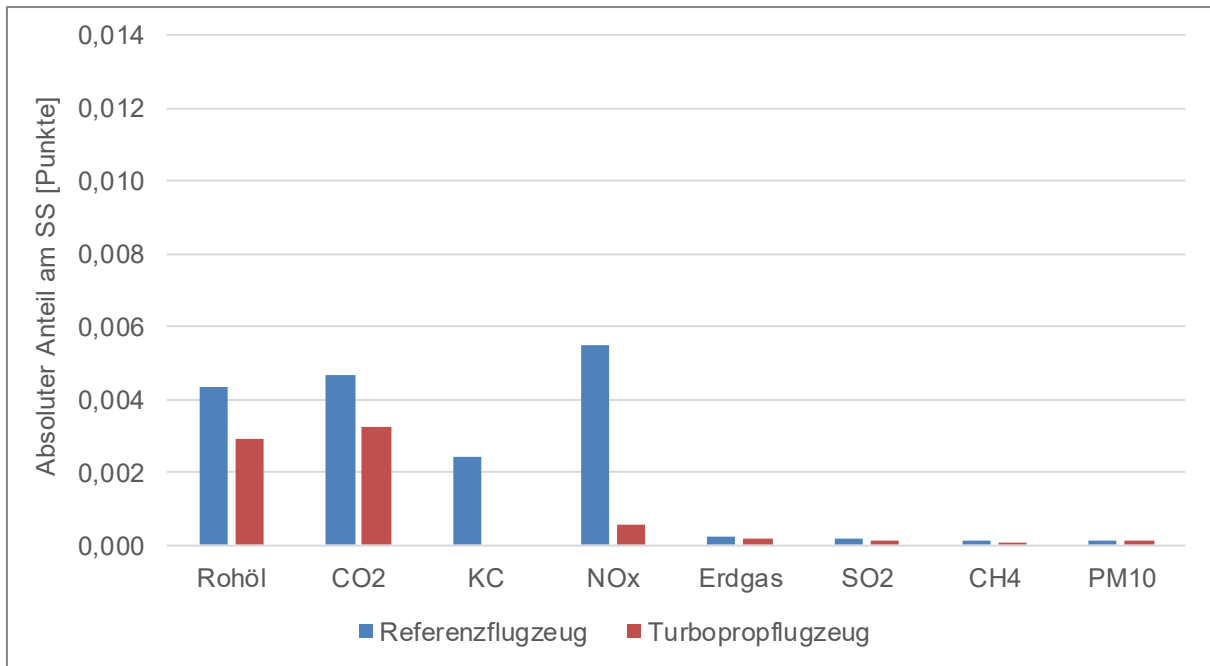


Bild 4.7 Vergleich der absoluten Anteile der berücksichtigten In- und Outputs am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs

Die absoluten Anteile der berücksichtigten Prozesse am SS werden in Bild 4.8 verglichen. Durch die beschriebenen Mechanismen nimmt der Anteil des Reiseflugs beim Turbopropflugzeug stark ab. Die Abnahme der Kerosinproduktion ist weniger stark ausgeprägt, sodass die Kerosinproduktion beim Turbopropflugzeug, dicht gefolgt vom Reiseflug, den größten Anteil an der Umweltwirkung hat.

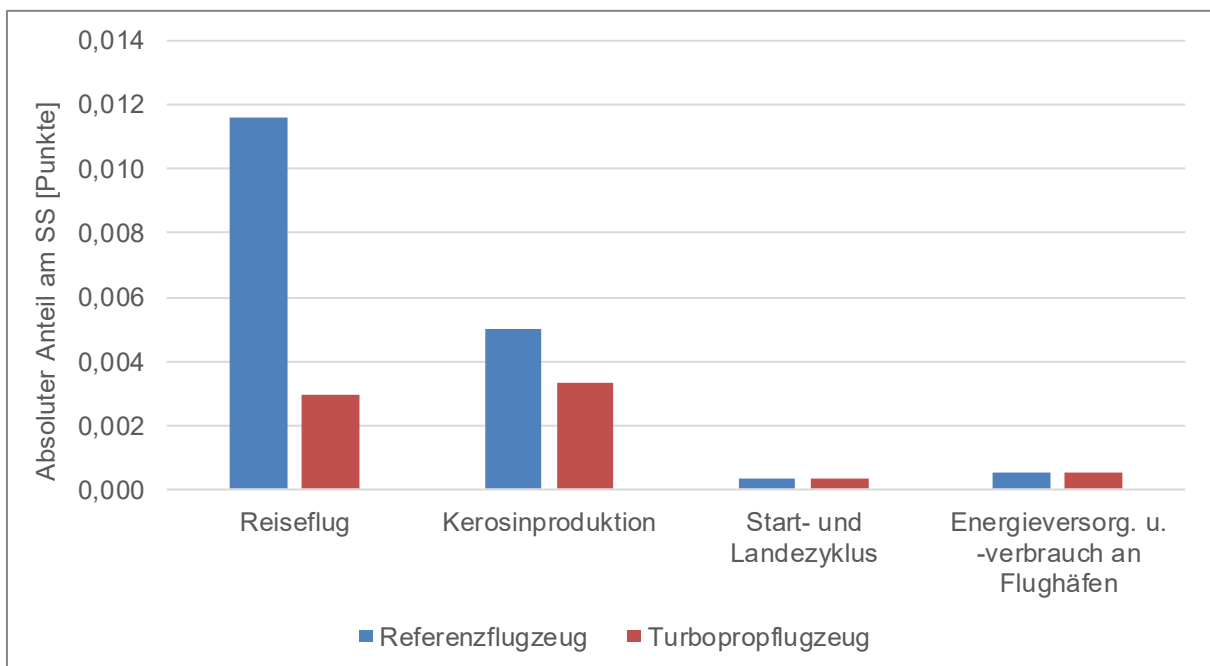


Bild 4.8 Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen berücksichtigten Prozesse am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs

Die absoluten Anteile der Endpoint Kategorien am SS werden in Bild 4.9 gegenübergestellt. Durch die verringerte Bedeutung des *Klimawandels* kommt es beim Turbopropflugzeug vor allem bei den Anteilen der Endpoint Kategorien *Schaden für die menschliche Gesundheit* und *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* zu einer starken Abnahme. Die Verringerung des Anteils der Kategorie *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* fällt prozentual gesehen geringer aus, weshalb sie nun die Umweltwirkung gemeinsam mit der Kategorie *Schaden für die menschliche Gesundheit* dominiert.

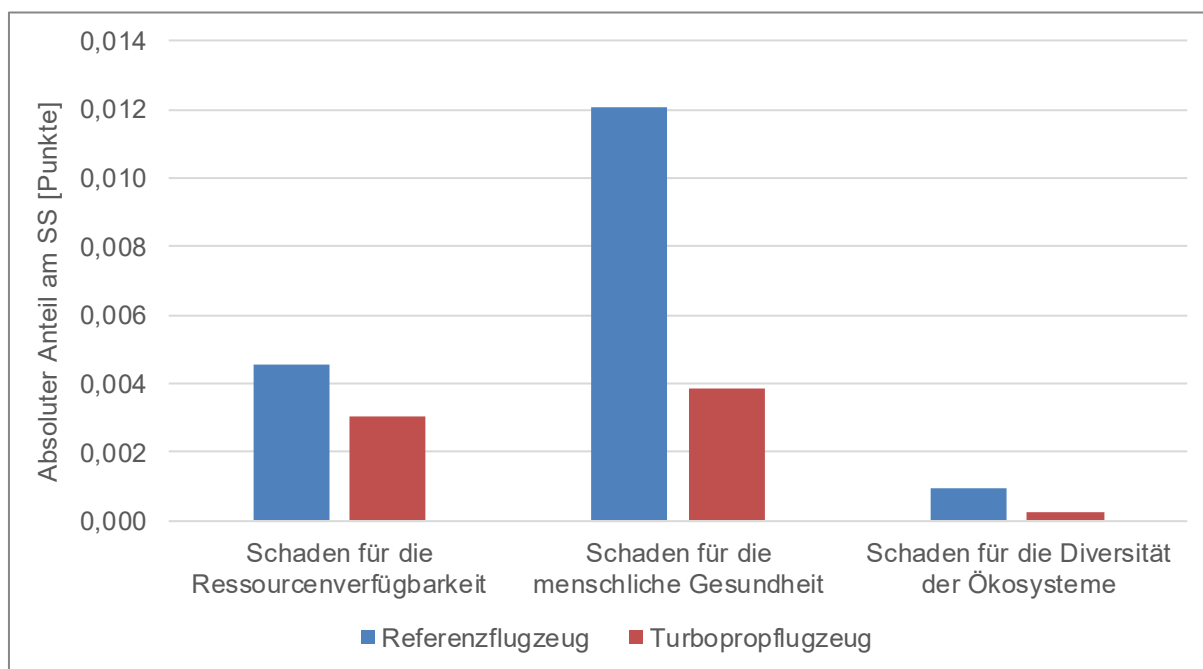


Bild 4.9 Vergleich der absoluten Anteile der verschiedenen Endpoint Kategorien am SS des Referenzflugzeugs und des Turbopropflugzeugs

4.2.4 Sensitivitätsanalyse, Robustheitsanalyse und Pareto-Optimierung

Sensitivitätsanalyse

In diesem Abschnitt wird die jeweilige Bedeutung der optimierten Entwurfsparameter und einiger weiterer Parameter für die Umweltwirkung mithilfe einer Sensitivitätsanalyse untersucht. Außerdem wird analysiert, wie die Entwurfsparameter die Umweltwirkung im Flugzeugvorentwurf beeinflussen.

Im ersten Schritt werden die optimierten Entwurfsparameter in einem Bereich von - 50 % ... + 50 % um ihren jeweils bestimmten Optimalwert (siehe vorheriger Abschnitt) variiert und der Einfluss auf die Umweltwirkung berechnet. Die Ergebnisse dieser Analyse sind in Bild 4.10 abgebildet. Im zweiten Schritt wird eine Sensitivitätsanalyse von weiteren, u.a. operationellen Parametern durchgeführt. Damit kann die im ersten Schritt analysierte

Beeinflussung der Umweltwirkung durch technische Maßnahmen mit der Beeinflussung durch operationelle Maßnahmen verglichen werden. Die untersuchten Parameter werden dazu ebenfalls in einem Bereich von - 50 % ... + 50 % um ihren, in Abschnitt 3.3 eingeführten, Standardwert variiert und der Einfluss auf die Umweltwirkung berechnet. Die Ergebnisse dieser Analyse sind in Bild 4.12 dargestellt. Auf der Ordinatenachse ist jeweils die Abweichung von der optimalen Umweltwirkung aufgetragen. Die Ordinatenachsen der beiden dargestellten Sensitivitätsanalysen haben die gleiche Skalierung, um einen direkten optischen Vergleich der Sensitivitäten zu ermöglichen. Parameterbereiche, in denen kein Kurvenverlauf dargestellt ist, werden vom verwendeten Entwurfsprogramm nicht abgedeckt oder machen in Bezug auf den Entwurf keinen Sinn (wie z.B. ein Sitzladefaktor > 100 %). Die dargestellten Sensitivitätsanalysen basieren auf Entwürfen, die derart skaliert sind, dass sie die bestehenden Randbedingungen, z.B. aus der geforderten Spannweitenbegrenzung von 36 m und dem festgelegten Maximalwert für die Winglethöhe, erfüllen. Bzgl. der Spannweitenbegrenzung kann dies bei gegebener Streckung und Flugzeugmasse beispielsweise durch Anpassung der Flächenbelastung, innerhalb der durch das Entwurfsdiagramm vorgegebenen Grenzen, erreicht werden. Die resultierenden Kurvenverläufe aller untersuchten Parameter werden in den folgenden Absätzen diskutiert.

Der Kurvenverlauf von $A_{W,eff}$ weist im linken Teil eine negative Steigung auf. Folglich verringert sich die Umweltwirkung mit zunehmendem $A_{W,eff}$ bis zum Optimalwert. Oberhalb des Optimalwerts steigt die Umweltwirkung mit zunehmenden $A_{W,eff}$ wieder an. Grund ist, dass höhere Werte für die Flächenbelastung erforderlich sind, um die Randbedingungen aus Spannweitenbegrenzung und Winglethöhe weiterhin einzuhalten. Mit den höheren Werten für die Flächenbelastung geht allerdings auch ein deutlich höheres Leistungsgewichtsverhältnis einher, da sich der Entwurfspunkt im Entwurfsdiagramm entlang der *Start*-Linie zu höheren Leistungsgewichtsverhältnissen verschiebt (siehe Entwurfsdiagramm in Bild 4.11). Insgesamt führen diese Effekte oberhalb des Optimalwerts von $A_{W,eff}$ zu einer höheren erforderlichen Kraftstoffmasse und damit zu steigender Umweltwirkung. Die Optimierung führt im Vergleich zum Referenzflugzeug zu einer Steigerung des Wertes für $A_{W,eff}$ um etwa 60 %. In der Abbildung wird deutlich, dass die Umweltwirkung allein durch diese deutliche Steigerung um über 20 % reduziert werden kann.

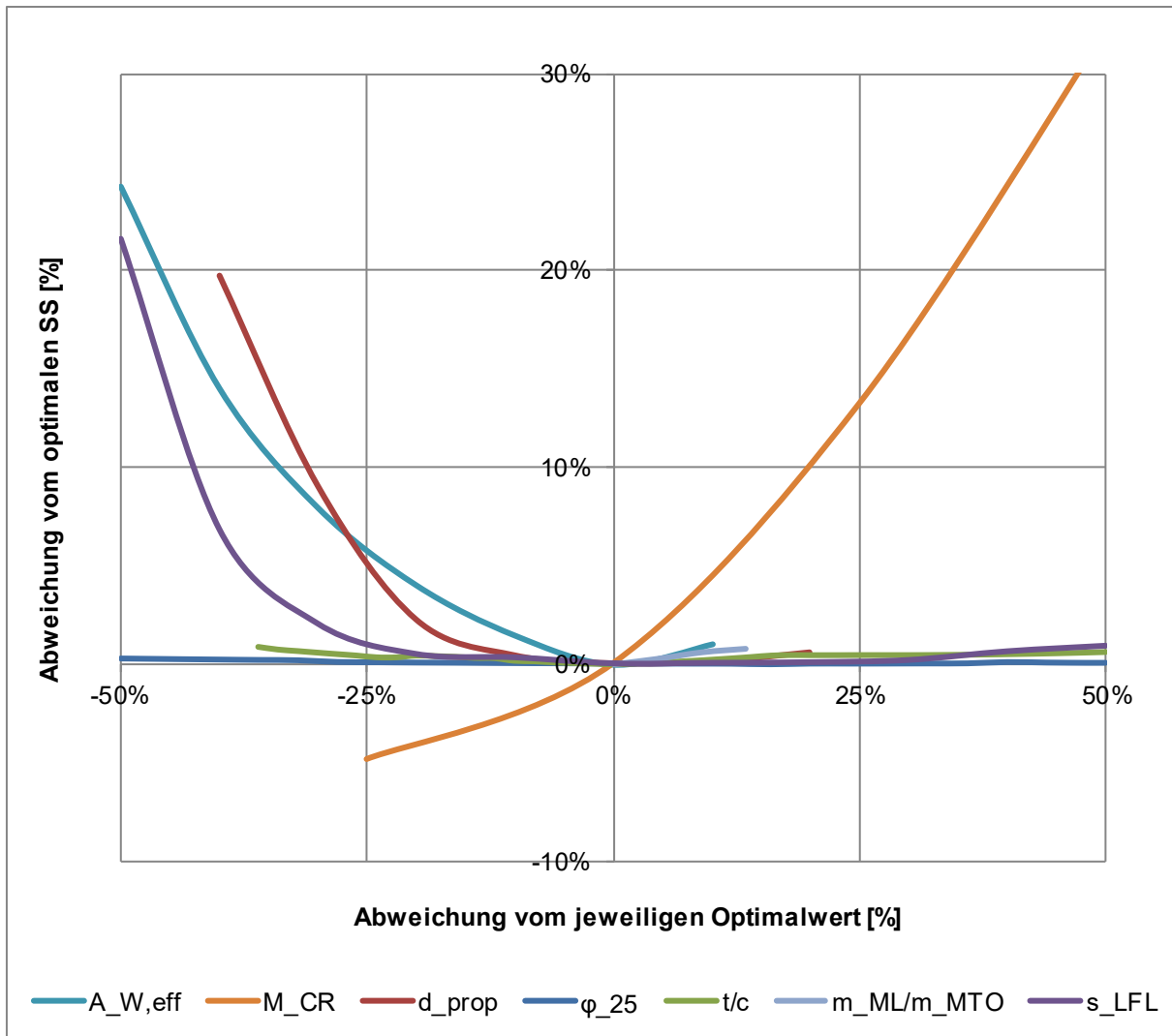


Bild 4.10 Sensitivitätsanalyse der optimierten Entwurfparameter

Der Kurvenverlauf von M_{CR} weist über den gesamten Bereich eine positive Steigung auf. Folglich gilt, je geringer M_{CR} , desto geringer die Umweltwirkung. Der bestimmte Optimalwert von 0,4 entspricht der in der Optimierung festgelegten unteren Grenze. Unter diesem Wert sind die Entwürfe daher für die Optimierung nicht relevant, obwohl die Umweltwirkung durch noch geringere Machzahlen weiter reduziert werden könnte. Im Gegensatz dazu führen höhere Machzahlen zu einem höheren Kraftstoffverbrauch, was letztlich die Umweltwirkung verschlechtert.

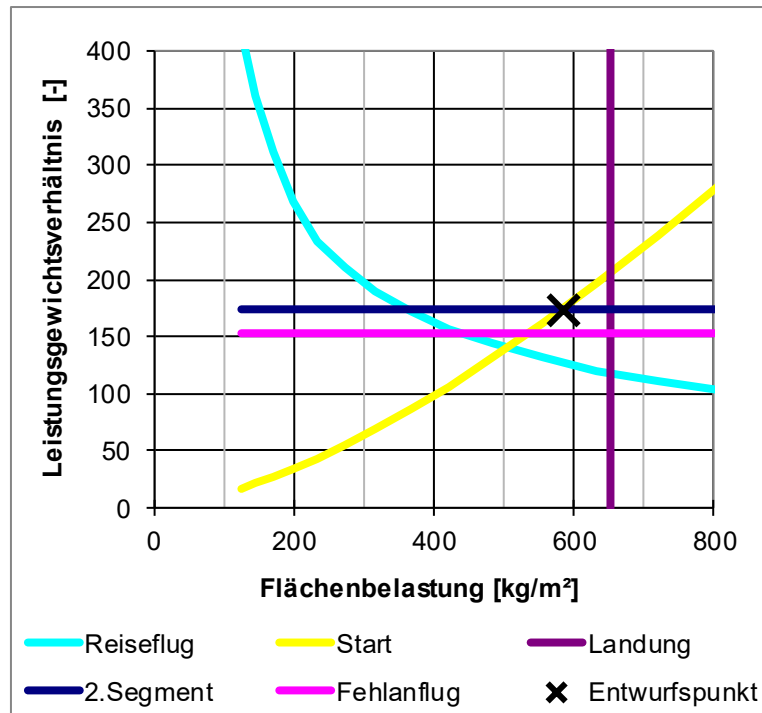


Bild 4.11 Entwurfsdiagramm des nach der Umweltwirkung optimierten Turbopropflugzeugs

Die Kurve der Sensitivitätsanalyse von d_{prop} hat zunächst eine negative Steigung, weil sich der Propellerwirkungsgrad mit steigendem d_{prop} erhöht, was den Kraftstoffverbrauch senkt. Ab einem bestimmten Wert (welcher unter dem ermittelten Optimalwert liegt) wird d_{prop} für die Fahrwerkslänge dimensionierend, was zu einem schwereren Fahrwerk und damit höherem Kraftstoffverbrauch führt, sodass sich letztlich im rechten Teil der Kurve eine positive Steigung ergibt. Insgesamt stellt sich für d_{prop} ein optimaler Kompromiss bei einem Wert von gut 6 m ein.

Zunehmende Werte für φ_{25} führen zu einem Anstieg der Flügelmasse, was, für sich genommen, negative Auswirkungen auf Kraftstoffverbrauch und Umweltwirkung hat. Durch den ebenfalls verursachten Anstieg der Flügelfläche verringert sich allerdings auch das Verhältnis von benetzter Fläche zu Flügelfläche, sodass $C_{D,0}$ abnimmt, was wiederum zu einer Erhöhung der Gleitzahl führt. Passend zur festgelegten Zuspitzung verbessert sich außerdem mit zunehmendem φ_{25} auch die Auftriebsverteilung, was wiederum einen verbesserten Oswaldfaktor, eine verbesserte Gleitzahl und weitere positive Schneeballeffekte, wie ein geringeres Leistungsgewichtsverhältnis und damit auch leichtere Triebwerke zur Folge hat.

Im Zusammenspiel neutralisieren sich die genannten Effekte größtenteils gegenseitig, sodass der Einfluss veränderter Werte von φ_{25} auf die Umweltwirkung sehr gering ausfällt. Letztlich ergibt sich aus der Optimierung ein idealer Pfeilwinkel von gut 7° .

Würde das Turbopropflugzeug für minimale DOC optimiert werden, wäre der optimale Wert für φ_{25} für die ermittelte, optimale Machzahl von 0,4 noch geringer. Das liegt daran, dass die

Flugzeugmasse bei der DOC Optimierung eine wichtigere Rolle spielt, weil sie beispielsweise Flugzeugpreis und Gebühren beeinflusst (zumindest in der verwendeten AEA DOC Methode (AEA 1989)). Eine Verringerung von φ_{25} im Vergleich zum hier ermittelten Optimalwert führt zwar zu einer etwas höheren erforderlichen Kraftstoffmasse, verringert jedoch Flügelmasse und damit Betriebsleermasse. Zusammengenommen nimmt die Gesamtflugzeugmasse leicht ab, sodass niedrige Werte für φ_{25} bei einer DOC Optimierung von Vorteil sind. Im Gegensatz dazu ist das nach der Umweltwirkung optimierte Flugzeug ein Kraftstoffmassen-optimiertes Flugzeug. Die höhere Gesamtflugzeugmasse ist von geringerer Bedeutung, sodass der Optimierer etwas höhere Werte für φ_{25} bevorzugt.

Die Sensitivitätsanalyse von t/c zeigt ebenfalls relativ geringe Auswirkungen auf die Umweltwirkung. Einerseits verringert sich mit größer werdendem t/c die Flügelmasse, andererseits steigt jedoch auch $C_{D,0}$, was die Gleitzahl verschlechtert. Beide Effekte gleichen sich in Bezug auf die Umweltwirkung ungefähr aus. Normalerweise sind niedrige Werte für t/c auch in Bezug auf den Wellenwiderstand von Vorteil. Dieser Effekt spielt beim hier vorgestellten Entwurf jedoch keine Rolle, weil die Reiseflugmachzahl sehr gering ist.

Bei der Sensitivitätsanalyse von m_{ML}/m_{MTO} verschlechtert sich die Umweltwirkung oberhalb des Optimalwerts. Das liegt daran, dass die höheren Werte für m_{ML}/m_{MTO} zu höheren zulässigen Landmassen führen, wodurch ein größerer und damit schwererer Flügel erforderlich wird, um die Anforderung der maximalen Landestrecke zu erfüllen. Außerdem werden stärkere und damit schwerere Triebwerke benötigt, um die Anforderung aus einem Fehlanflug zu erfüllen. Diese Effekte hängen natürlich auch davon ab, welche Anforderungen den jeweiligen Entwurf dimensionieren.

Zum Abschluss wird die Sensitivitätsanalyse von $SLFL$ analysiert. Die Kurve weist im linken Teil eine negative Steigung und im rechten Teil eine leicht positive Steigung auf. Mit abnehmenden Werten für $SLFL$ verschiebt sich die Forderung an die maximal zulässige Flächenbelastung zu kleineren Werten, was, sobald diese Forderung dimensionierend wird, eine größere Flügelfläche erforderlich macht und damit zu einem schwereren Flügel führt. Hingegen ermöglichen zunehmende Werte für $SLFL$ zwar höhere Flächenbelastungen, allerdings verschiebt sich hierbei der Entwurfspunkt im Entwurfsdiagramm wiederum entlang der *Start*-Linie zu höheren Leistungsgewichtsverhältnissen, was schwerere Triebwerke zur Folge hat. Insgesamt betrachtet ergibt sich ein optimaler Kompromiss für $SLFL$ bei etwa 1450 m, was dem Wert des Referenzflugzeugs entspricht.

Bei Werten für $SLFL$, die über demjenigen des Referenzflugzeugs liegen (in der Abbildung betrifft dies die Entwürfe oberhalb des Optimalwerts), erhöht sich auch die Zeit der Bahnbelegung im Vergleich zum Referenzflugzeug, was die Kapazität des Flughafens negativ beeinflusst. Somit ist ein fairer Vergleich mit dem Referenzflugzeug bei diesen Entwürfen nur noch eingeschränkt möglich.

Die Sensitivitätsanalysen aller weiteren untersuchten Parameter sind in Bild 4.12 dargestellt. Es wird deutlich, dass der Sitzladefaktor p_{lf} einen starken Einfluss auf die Umweltwirkung hat. So führt eine Erhöhung von p_{lf} um 10 %, ausgehend vom in Abschnitt 3.3.1 festgelegten Standardwert von 81 %, zu einer Verringerung der Umweltwirkung um knapp 10 %. Für sich genommen ist der Einfluss von p_{lf} auf die Umweltwirkung damit größer als der aller anderen untersuchten technischen Parameter.

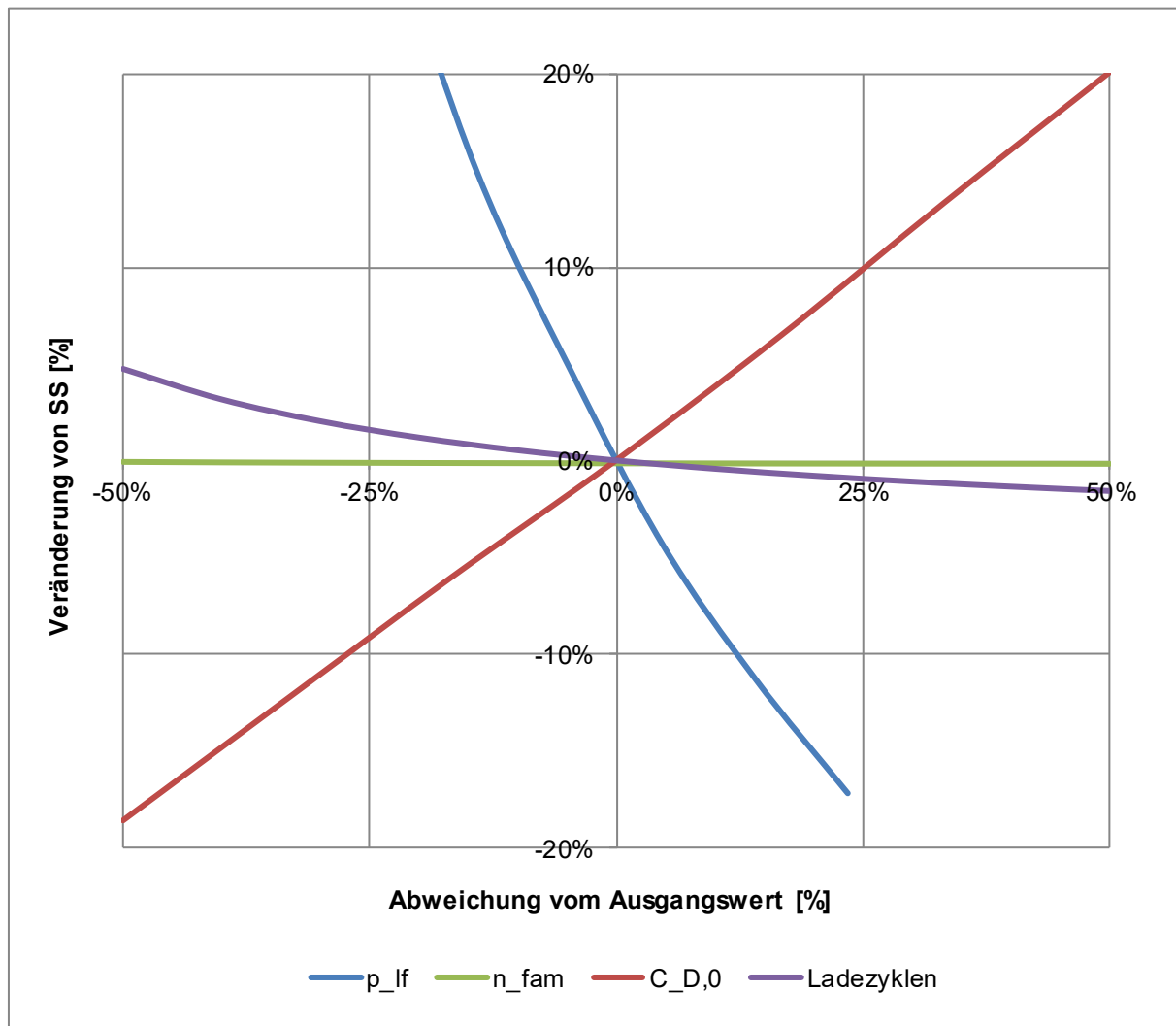


Bild 4.12 Sensitivitätsanalyse einiger weiterer Parameter

Die Anzahl produzierter Flugzeuge innerhalb der untersuchten Flugzeugfamilie n_{fam} hat hingegen einen äußerst geringen Einfluss auf die Umweltwirkung. Ursache hierfür ist der bereits in Abschnitt 3.5 analysierte geringe Anteil der Lebenszyklusphase Produktion an der gesamten Umweltwirkung.

Unter den in Bild 4.12 untersuchten Parametern hat $C_{D,0}$ den zweitgrößten Einfluss auf die Umweltwirkung. Eine Verringerung von $C_{D,0}$ um 25 % führt zu einer Verringerung der Umweltwirkung um knapp 10 %

Abschließend wird hier, im Vorgriff auf die Untersuchung zukünftiger Flugzeugkonzepte in Abschnitt 4.3, noch der Einfluss der Zahl möglicher Batterieladezyklen auf die Umweltwirkung des elektrisch angetriebenen Flugzeugkonzepts untersucht. Die Verbesserung der Umweltwirkung durch eine erhöhte Zahl an Ladezyklen fällt dabei relativ gering aus. Dies liegt am später ermittelten ebenfalls relativ geringen Anteil der Batterieherstellung an der Umweltwirkung des elektrisch angetriebenen Flugzeugs (siehe Abschnitt 4.3.3).

Robustheitsanalyse

Bild 4.13 zeigt eine Robustheitsanalyse der optimierten Entwurfsparameter. Wiederum werden die Ergebnisse aller variierten Parameter in einem einzigen Diagramm dargestellt. Im Gegensatz zur vorhergehenden Sensitivitätsanalyse wird die Nichteinhaltung von Randbedingungen toleriert. Es wird deutlich, dass eine getrennte Variation der Entwurfsparameter in einem Bereich von - 5 % ... + 5 % um den jeweiligen Optimalwert zu Veränderungen der Umweltwirkung zwischen - 2 % ... + 2 % führt. Die Untersuchung zeigt, dass im Bereich der Optimalwerte keine unerwarteten Sprünge oder Ausreißer vorliegen.

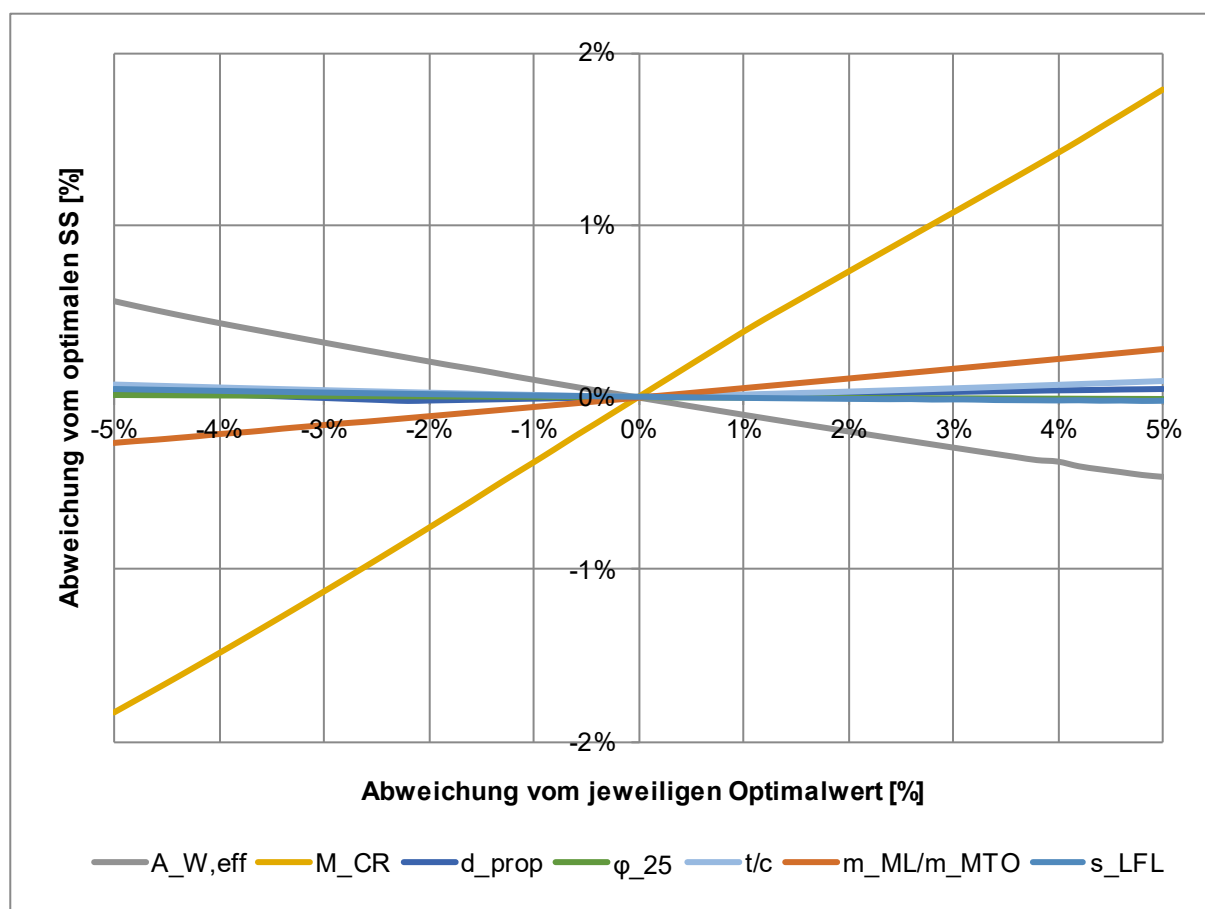


Bild 4.13 Robustheitsanalyse der Entwurfsparameter

Bild 4.14 dokumentiert eine weitere Robustheitsanalyse der durchgeführten Optimierung. Im Gegensatz zur zuvor präsentierten Robustheitsanalyse werden hier alle sieben Entwurfsparameter gleichzeitig in einem Bereich von $-5\% \dots +5\%$ um den jeweiligen Optimalwert variiert. Jeder Punkt in der Abbildung zeigt einen zulässigen Flugzeugentwurf mit seiner Abweichung vom optimalen Wert für die Umweltwirkung. Es wird deutlich, dass die Abweichung aller Entwürfe in einem Bereich von $0\% \dots +3\%$ über dem Optimalwert liegt.

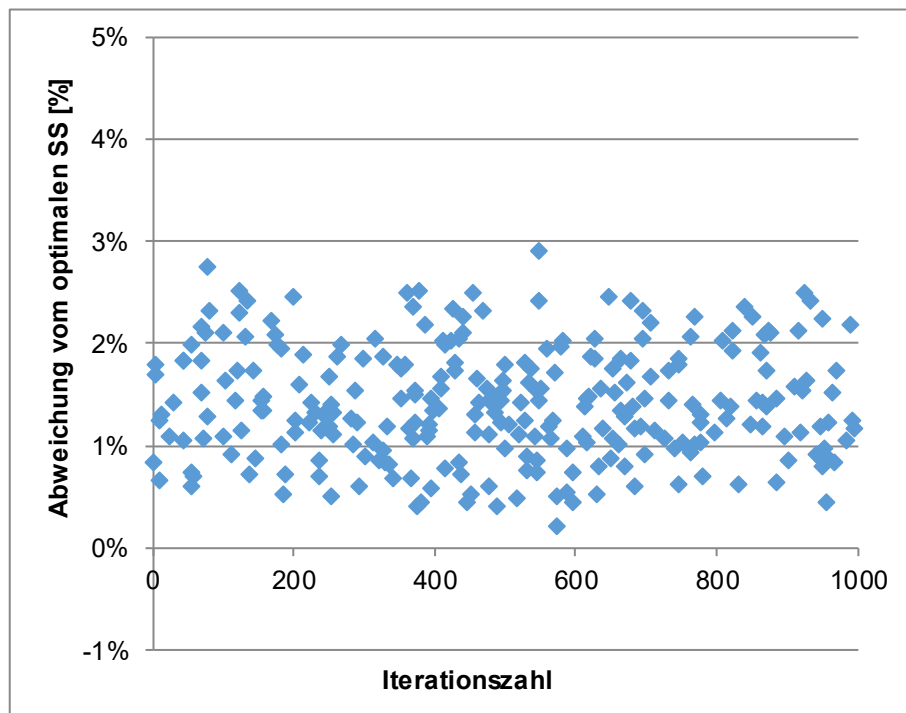


Bild 4.14 Robustheitsanalyse mit einer zufälligen Variation aller Entwurfsparameter

Pareto-Optimierung

Abschließend wird eine Pareto-Optimierung für das untersuchte Turbopropflugzeug durchgeführt. Das Flugzeug wird hierzu gleichgewichtet für minimale DOC und minimale Umweltwirkung optimiert. Es soll untersucht werden, inwieweit diese beiden Ziele beim Turbopropflugzeug gemeinsam erreicht werden können. Zusätzlich wird analysiert, wie stark die DOC abhängig von Verbesserungen bei der Umweltwirkung ansteigen. Dies ermöglicht beispielsweise, die Kosten von besserem Umweltschutz für den Flugzeugbetreiber zu quantifizieren, oder mögliche Kompromisse zwischen DOC und Umweltwirkung-optimierten Flugzeugen aufzuzeigen.

In Bild 4.15 wird eine Pareto-Optimierung für den bereits zuvor für das Jahr 2030 angenommenen Kraftstoffpreis von 1,32 USD/kg dargestellt. Jeder Punkt in der Abbildung stellt einen zulässigen Flugzeugentwurf dar. Die Achsen zeigen an, wieviel Prozent die Entwürfe über dem jeweils erreichten Minimalwert für Umweltwirkung und DOC liegen. Die Pareto-Front selbst wird durch die rote Linie visualisiert.

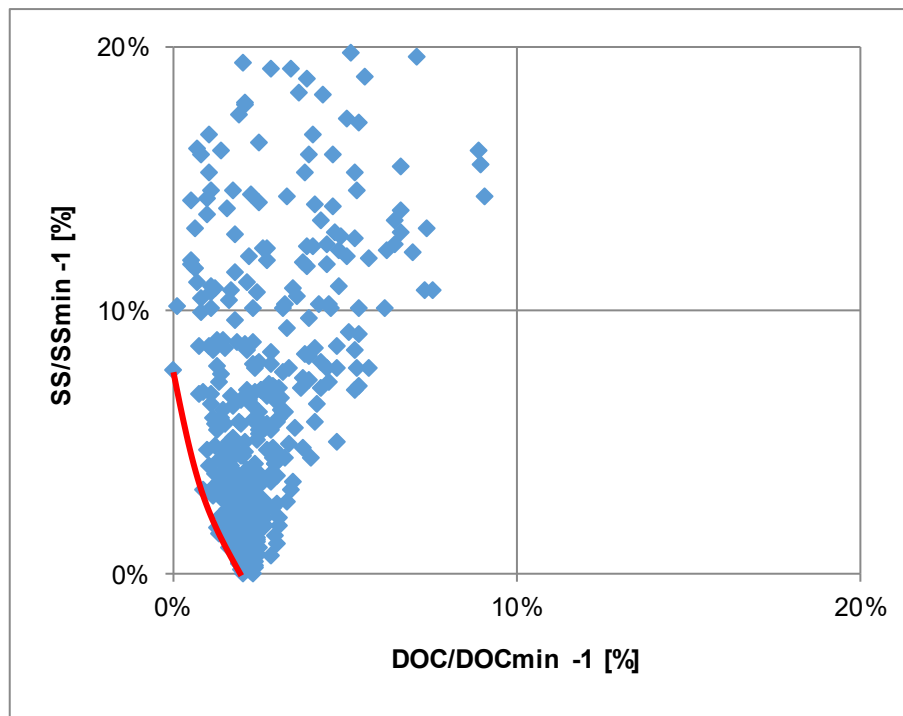


Bild 4.15 Pareto-Optimierung bei einem Kraftstoffpreis von 1,32 USD/kg

Es wird deutlich, dass die Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale DOC optimiert wurde (repräsentiert durch den Punkt auf der y-Achse) etwa 8 % höher ist als die Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale Umweltwirkung optimiert wurde. Andererseits sind die DOC des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale Umweltwirkung optimiert wurde (repräsentiert durch den Punkt auf der x-Achse), nur gut 2 % höher als die DOC des Turbopropflugzeugs, das ausschließlich für minimale DOC optimiert wurde.

Bild 4.16 zeigt die gleiche Pareto-Optimierung wie Bild 4.15, allerdings mit einem Kraftstoffpreis von 0,27 USD/kg, was dem inflationsbereinigten Kraftstoffpreis von 1988 entspricht, als der Airbus A320 in Betrieb genommen wurde. Es wird deutlich, dass die Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale DOC optimiert wurde, etwa 18 % höher ist als die Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale Umweltwirkung optimiert wurde. Andererseits sind die DOC des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale Umweltwirkung optimiert wurde, etwa 7 % höher als die DOC des Turbopropflugzeugs, welches ausschließlich für minimale DOC optimiert wurde.

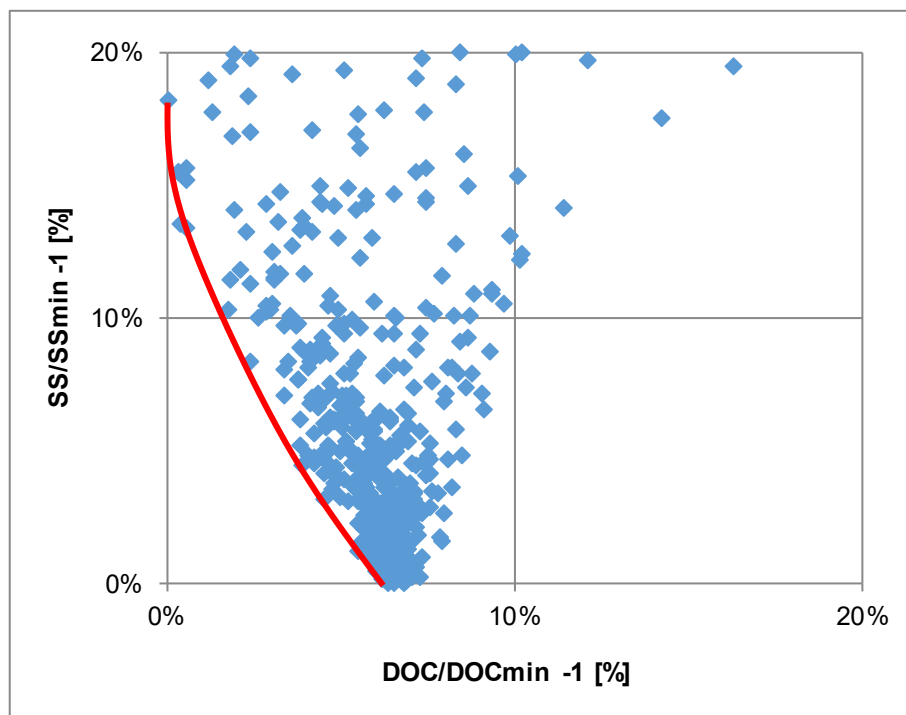


Bild 4.16 Pareto-Optimierung bei einem Kraftstoffpreis von 0,27 USD/kg

Je höher der Kraftstoffpreis, desto wichtiger ist der Entwurf für minimalen Kraftstoffverbrauch und damit minimale Umweltwirkung, unabhängig von der Gewichtung von DOC und Umweltwirkung in der Zielfunktion. Je geringer der Kraftstoffpreis, desto größer ist der Unterschied zwischen Flugzeugen, die für DOC oder Umweltwirkung optimiert wurden und desto höher sind die Kosten für besseren Umweltschutz.

4.2.5 Diskussion

Im Vergleich zu Turbofanflugzeugen bieten Turbopropflugzeuge geringeren Kraftstoffverbrauch bei verringerter Fluggeschwindigkeit. Vor allem aufgrund der verringerten Fluggeschwindigkeit weisen Turboprops geringere optimale Reiseflughöhen

auf (Johanning 2016a). Aus diesem Grund erfüllen Turbopropflugzeuge automatisch die beiden entscheidenden Entwurfskriterien für geringe Umweltwirkung.

Das Referenzflugzeug weist, vor allem aufgrund der höheren Fluggeschwindigkeit, eine deutlich höhere optimale Flughöhe auf. Würde das Referenzflugzeug in einer, von seiner optimalen Flughöhe abweichenden, geringeren Flughöhe operieren, ließen sich durch den starken Einfluss der Flughöhe ebenfalls Verbesserungen in der Wirkungskategorie Klimawandel erzielen, obwohl dies mit einem erhöhten Kraftstoffverbrauch einhergehen würde. (Koch 2011)

Wenn Flugzeuge für minimale DOC optimiert werden, sind höhere Machzahlen häufig vorteilhaft, weil diese zu einer höheren Anzahl an Flügen in einem bestimmten Zeitabschnitt führen und die Kosten pro PKM dadurch gesenkt werden können, obwohl kleinere Machzahlen einen geringeren Kraftstoffverbrauch ermöglichen, was für niedrige DOC ebenfalls positiv ist. Im Gegensatz dazu sind bei Optimierungen für minimale Umweltwirkung ein niedriger Kraftstoffverbrauch und eine verringerte Reiseflughöhe von entscheidender Bedeutung, sodass hier kleinere Machzahlen bevorzugt werden.

Dennoch ähnelt das für minimale Umweltwirkung optimierte Turbopropflugzeug dem für minimale DOC optimierten Turbopropflugzeug. Dies liegt daran, dass Turbopropflugzeuge ihre DOC Vorteile aus ihrem geringen Kraftstoffverbrauch ziehen. Daher sind Turbopropflugzeuge mit minimalen DOC und Turbopropflugzeuge mit minimalem Kraftstoffverbrauch sowie minimaler Umweltwirkung einander ähnlich.

Im Gegensatz dazu kompensiert ein nach DOC optimiertes Turbofanflugzeug seinen höheren Kraftstoffverbrauch durch seine höhere Reisefluggeschwindigkeit. Daher unterscheiden sich Turbofanflugzeuge, die nach DOC oder Umweltwirkung optimiert wurden, stärker oder, anders ausgedrückt, ein Turbofanflugzeug mit minimaler Umweltwirkung hat höhere DOC Nachteile. Um die beiden Ziele geringe DOC und geringe Umweltwirkung gemeinsam zu erreichen, macht daher der Einsatz eines Turbopropflugzeugs anstelle eines Turbofanflugzeugs Sinn.

Vergleicht man die dargestellten Sensitivitätsanalysen der optimierten Entwurfsparameter im Bereich des jeweiligen Optimalwerts, wird deutlich, dass M_{CR} und $A_{W,eff}$ den größten Einfluss auf die Umweltwirkung haben, sodass die Minimierung von M_{CR} und die Maximierung von $A_{W,eff}$ bei der Optimierung oberste Priorität besitzen. Der Einfluss und damit die Priorität aller anderen Entwurfsparameter ist geringer. Diese werden angepasst, um die Umweltwirkung zu minimieren, aber nur so weit, dass die Forderung aus der Spannweitenbegrenzung, welche den gesamten Entwurf treibt, weiter erfüllt wird.

Hinsichtlich der Sensitivitätsanalyse von φ_{25} muss berücksichtigt werden, dass der Flügel im Entwurfsprogramm ausschließlich im Hinblick auf Pfeilwinkel und Zuspitzung optimiert

wird, sodass hier nur eine optimierte Auslegung der Basisparameter des Flügels erfolgt, um eine gute Ausgangsposition für eine aerodynamische Detailauslegung zu schaffen.

In Bezug auf die Untersuchung der Variation der Streckung muss beachtet werden, dass aeroelastische Phänomene im verwendeten Vorentwurfsprogramm nicht berücksichtigt werden. Um dem Rechnung zu tragen, werden im Entwurf für $A_{w,eff}$ ausschließlich Werte bis maximal 17 zugelassen. Da auch die Winglethöhe in $A_{w,eff}$ eingeht, liegt die maximal berücksichtigte geometrische Flügelstreckung noch unter diesem Wert.

In der Sensitivitätsanalyse von m_{ML}/m_{MTO} sind die Entwürfe unterhalb des ermittelten optimalen Werts unzulässig, da die tatsächliche Landemasse in diesem Bereich größer als die maximal zulässige Landemasse wäre. Zusätzlich macht ein Verhältnis von m_{ML}/m_{MTO} über einem Wert von 1 keinen Sinn. Daher beschränkt sich die Sensitivitätsanalyse von m_{ML}/m_{MTO} auf einen relativ kleinen Bereich oberhalb des Optimalwerts.

4.3 Anwendung der Ökobilanz-Methode auf zukünftige Flugzeugkonzepte

4.3.1 Beschreibung

In der heutigen Luftfahrtforschung werden unterschiedliche zukünftige Flugzeugkonzepte diskutiert. Häufig wird deren Potential zur Verbesserung der Umweltwirkung mit der Reduzierung schädlicher Emissionen während des Fluges beziffert. Ein fairer Vergleich mit konventionellen Flugzeugen ist allerdings nur möglich, wenn die gesamte Umweltwirkung, einschließlich beispielsweise der Umweltwirkung durch die Produktion der erforderlichen Energieträger, analysiert und verglichen wird. In diesem Kapitel soll daher die Umweltwirkung ausgewählter zukünftiger Flugzeugkonzepte berechnet und mit dem Referenzflugzeug verglichen werden (analog zu Johanning 2015). Dazu werden die zukünftigen Konzepte im ersten Schritt, basierend auf den Anforderungen des Referenzflugzeugs, konzeptionell entworfen. Im zweiten Schritt wird die Umweltwirkung der Konzepte mit der entwickelten Ökobilanz-Methodik berechnet. Abschließend wird die Umweltwirkung der Konzepte mit der des Referenzflugzeugs verglichen. Es soll untersucht werden, ob und wie stark sich die Umweltwirkung durch diese Konzepte, für die betrachteten Produktionsverfahren und die berücksichtigte Energiebereitstellung, reduzieren lässt und welche die treibenden Faktoren für die Umweltwirkung sind. Damit wird gezeigt, dass die entwickelte Ökobilanz-Methodik auch zur Analyse zukünftiger Konzepte eingesetzt werden kann.

Die beispielhaft untersuchten Flugzeugkonzepte sind:

- a) Wasserstoffflugzeuge,
- b) elektrisch angetriebene Flugzeuge,
- c) mit einem Biokraftstoff aus Algen angetriebene Flugzeuge.

Es gilt zu berücksichtigen, dass mit der Ökobilanz-Methodik nur ein Teilaspekt beleuchtet werden kann, nämlich eine Bewertung aus ökologischer Sicht. Eine Gesamtbewertung der Konzepte kann hier nicht erfolgen, da hierbei noch viele weitere Aspekte, wie beispielsweise ökonomische Eigenschaften, berücksichtigt werden müssen.

Beim mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeug wird der Referenzflugzeugentwurf zugrunde gelegt und der konventionelle Kraftstoff dabei lediglich durch den Algenkraftstoff ersetzt. Zur Vereinfachung basieren auch die Entwürfe des Wasserstoff- und des elektrisch angetriebenen Flugzeugs auf dem Entwurf des Referenzflugzeugs und weisen möglichst wenige Änderungen im Vergleich zum Referenzflugzeug auf. Möglicherweise würde ein vollständiger Neuentwurf der Konzepte zu anderen und vielleicht auch besseren Entwurfslösungen führen. Die vorgestellten Untersuchungen beschränken sich allerdings auf eine Analyse der resultierenden Trends und entscheidenden Einflussfaktoren für die Umweltwirkung der zukünftigen Konzepte. Es wird angenommen, dass die vereinfachten konzeptionellen Entwürfe für die angestrebten Untersuchungsziele ausreichend sind.

Auch für den Entwurf der zukünftigen Konzepte wird das Flugzeugvorentwurfsprogramm PrOPerA genutzt. Einige Anpassungen des Programms sind erforderlich, damit nicht nur konventionelle Flugzeuge, sondern auch die untersuchten zukünftigen Konzepte entworfen werden können. Die Anpassungen basieren auf der Untersuchung von Wasserstoffflugzeugen durch Dib 2015, elektrisch angetriebener Flugzeuge durch Pérez 2015 und mit alternativen Kraftstoffen angetriebener Flugzeuge durch Ramachandran 2015. Die folgenden allgemeinen Anforderungen, Annahmen und Vereinfachungen werden beim Entwurf der Konzepte zu Grunde gelegt:

Wasserstoffflugzeug:

- Die Haupttanks für den flüssigen Wasserstoff werden zwischen Cockpit und Kabine sowie hinter der Kabine platziert. Vor der Kabine befinden sich zwei separate sphärische Tanks im oberen und unteren Rumpfbereich. Hinter der Kabine befindet sich ein großer zylindrischer Tank.
- Ein weiterer kleiner sphärischer Tank für den Wasserstoff wird im vorderen Frachtraum nahe des Flügelkastens platziert (möglich, da die Frachtanforderung der Entwurfsmission nicht das gesamte, im Frachtraum verfügbare Volumen erfordert).
- Der Tank vor der Kabine lässt ausreichend Platz für einen Gang zwischen Cockpit und Kabine.

Elektrisch angetriebenes Flugzeug:

- Analog zum Ce-Liner Projekt (Isikveren 2012):
 - Futuristische gravimetrische Energiedichte der Batterien von 1,87 kWh/kg (inklusive Systemen, Verkabelungen und Halterungen).
 - Futuristische volumetrische Energiedichte der Batterien von 938 kWh/m³.
 - Die Batterien befinden sich in speziellen Batterie-Containern, die in ihren Abmaßen den Standardcontainern entsprechen.
- Zwei Container werden im Frachtraum untergebracht (wie zuvor: möglich, da die Frachtanforderung der Entwurfsmission nicht das gesamte, im Frachtraum verfügbare Volumen erfordert).
- Die restlichen Batterie-Container werden vor und hinter der Kabine platziert.
- Im Gegensatz zu den anderen Entwürfen wurde die Reichweitenforderung bei maximaler Nutzlast um 50 % auf 755 NM reduziert. Selbst unter Anwendung der obengenannten futuristischen Batterietechnologie konnte die Reichweitenforderung des Referenzflugzeugs nicht erreicht werden.

Mit Algenkraftstoff angetriebenes Flugzeug:

- Ein auf dem Anbau der Alge *Auxenochlorella protothecoides* basierender alternativer Kraftstoff der dritten Generation wird ausgewählt (aus Gehrler 2014).
- Eine Veränderung des Entwurfs im Vergleich zum Referenzflugzeug ist nicht erforderlich.
- Es wird angenommen, dass mögliche Probleme des Algenkraftstoffs hinsichtlich thermischer Stabilität, Dichte, Viskosität und Gefrierpunkt gelöst werden können.
- Der prozentuale Anteil des Algenkraftstoffs liegt bei 100 % (d.h. keine Mischung mit konventionellen Kraftstoffen).

4.3.2 Entwurfsergebnisse

In diesem Abschnitt werden die Entwurfsergebnisse der untersuchten zukünftigen Flugzeugkonzepte vorgestellt. Bild 4.17 ... 4.19 veranschaulichen wichtige Entwurfsparameter und eine 3-Seitenansicht der Konzepte. Die 3-Seitenansichten sind im Hintergrund jeweils mit der 3-Seitenansicht des Referenzflugzeugs unterlegt, um einen einfachen visuellen Vergleich mit dem Referenzflugzeug zu ermöglichen.

Wasserstoffflugzeug

Durch die hohe gravimetrische Energiedichte des Wasserstoffs kann seine Masse im Vergleich zur erforderlichen Kerosinmasse des Referenzflugzeugs um 53 % reduziert werden. Allerdings muss der Rumpf durch die geringe volumetrische Energiedichte des flüssigen Wasserstoffs um etwa 11 m gestreckt werden, um die Wasserstofftanks unterbringen zu können. Wegen der höheren Tankmasse und des längeren Rumpfs, welcher zu höherem Widerstand und damit geringerer Gleitzahl führt, kann MTOM nicht verringert werden, sondern bleibt vergleichbar mit dem des Referenzflugzeugs.

Parameter	Wert	Abweich. von A320
Anforderungen		
m_{MPL}	19256 kg	0%
R_{MPL}	1510 NM	0%
M_{CR}	0,76	0%
$\max(s_{TOFL}, s_{LFL})$	1770 m	0%
n_{PAX} (1-cl HD)	180	0%
m_{PAX}	93 kg	0%
SP	29 in	0%
Zentrale Flugzeugparameter		
m_{MTO}	74000 kg	1%
m_{OE}	48700 kg	18%
m_F	6100 kg	-53%
S_W	123 m ²	1%
$b_{W,geo}$	34 m	0%
$A_{W,eff}$	9,50	0%
L/D_{max}	17,10	≈ - 3%
T_{TO}	100 kN	12%
BPR	6,0	0%
h_{ICA}	40000 ft	3%
s_{TOFL}	1770 m	0%
s_{LFL}	1450 m	0%
Missionsanforderungen		
R_{Mi}	589 NM	0%
$m_{PL,Mi}$	13559 kg	0%
Ergebnisse		
$m_{F,trip}$	2800 kg	-39%
SS	0,0334	90%

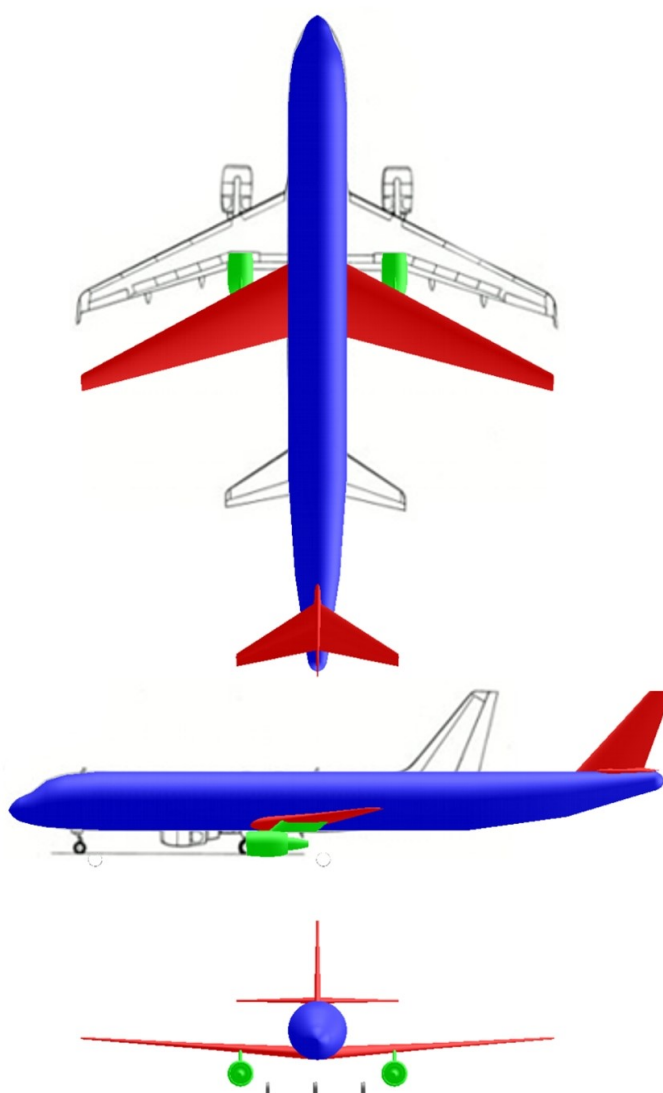


Bild 4.17 Zentrale Entwurfsparameter und eine 3-Seitenansicht des Wasserstoffflugzeugs

Elektrisch angetriebenes Flugzeug

Die hohe Masse der Batterien führt zu weiteren negativen Schneeballeffekten wie größeren und damit schwereren Flügeln und Leitwerken sowie stärkeren und damit schwereren Triebwerken. Wiederum muss der Rumpf aufgrund der geringen volumetrischen Energiedichte der Batterien gestreckt werden, was, wie zuvor erwähnt, zu weiteren Nachteilen führt. Insgesamt sind 13 Batterie-Container vom Typ LD3-45 erforderlich, was zu einer Rumpfstreckung von etwa 9 m führt. Obwohl das elektrisch angetriebene Flugzeug nur die halbe Reichweite des Referenzflugzeugs hat, steigt sein MTOM um 38 % auf 101300 kg. Die Batteriemasse erhöht sich um 79 % im Vergleich zur Kerosinmasse des Referenzflugzeugs.

Parameter	Wert	Abweich. von A320
Anforderungen		
m_{MPL}	19256 kg	0%
R_{MPL}	755 NM	-50%
M_{CR}	0,76	0%
$\max(s_{TOFL}, s_{LFL})$	1770 m	0%
n_{PAX} (1-cl HD)	180	0%
m_{PAX}	93 kg	0%
SP	29 in	0%
Zentrale Flugzeugparameter		
m_{MTO}	101300 kg	38%
m_{OE}	58700 kg	42%
m_F	23300 kg	79%
S_W	169 m ²	38%
$b_{W,geo}$	36 m	6%
$A_{W,eff}$	9,50	0%
L/D_{max}	18,20	$\approx + 4\%$
T_{TO}	200 kN	43%
BPR	6,0	0%
h_{ICA}	41000 ft	3%
s_{TOFL}	1770 m	0%
s_{LFL}	1450 m	0%
Missionsanforderungen		
R_{Mi}	294 NM	-50%
$m_{PL,Mi}$	13559 kg	0%
Ergebnisse		
$m_{F,trip}$	8400 kg	83%
SS	0,0112	-36%

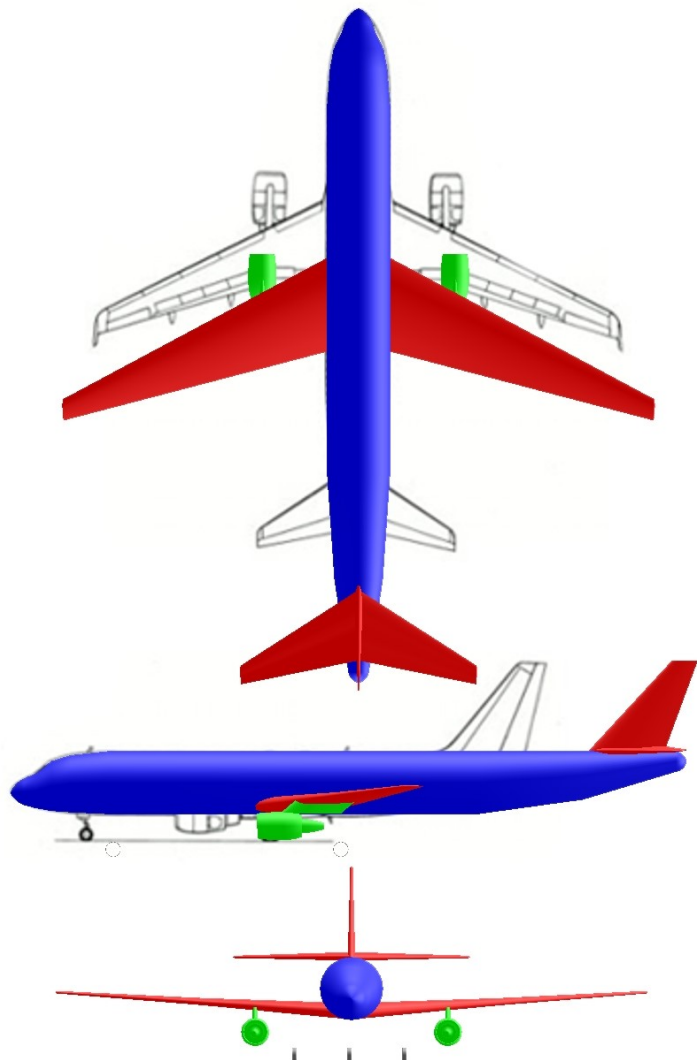


Bild 4.18 Zentrale Entwurfparameter und eine 3-Seitenansicht des elektrisch angetriebenen Flugzeugs

Mit Algenkraftstoff angetriebenes Flugzeug

Erwartungsgemäß sind die resultierenden Entwurfparameter exakt diejenigen des Referenzflugzeugs, da die Annahme getroffen wurde, dass das Kerosin ohne weitere Anpassungen des Entwurfs durch den gewählten Algenkraftstoff ersetzt werden kann.

Parameter	Wert	Abweich. von A320
Anforderungen		
m_{MPL}	19256 kg	0%
R_{MPL}	1510 NM	0%
M_{CR}	0,76	0%
$\max(s_{TOFL}, s_{LFL})$	1770 m	0%
n_{PAX} (1-cl HD)	180	0%
m_{PAX}	93 kg	0%
SP	29 in	0%
Zentrale Flugzeugparameter		
m_{MTO}	73500 kg	0%
m_{OE}	41200 kg	0%
m_F	13000 kg	0%
S_W	122 m ²	0%
$b_{W,geo}$	34 m	0%
$A_{W,eff}$	9,50	0%
L/D_{max}	17,60	≈ 0%
T_{TO}	100 kN	0%
BPR	6,0	0%
h_{ICA}	39000 ft	0%
s_{TOFL}	1770 m	0%
s_{LFL}	1450 m	0%
Missionsanforderungen		
R_{Mi}	589 NM	0%
$m_{PL,Mi}$	13559 kg	0%
Ergebnisse		
$m_{F,trip}$	4600 kg	0%
SS	0,1105	530%

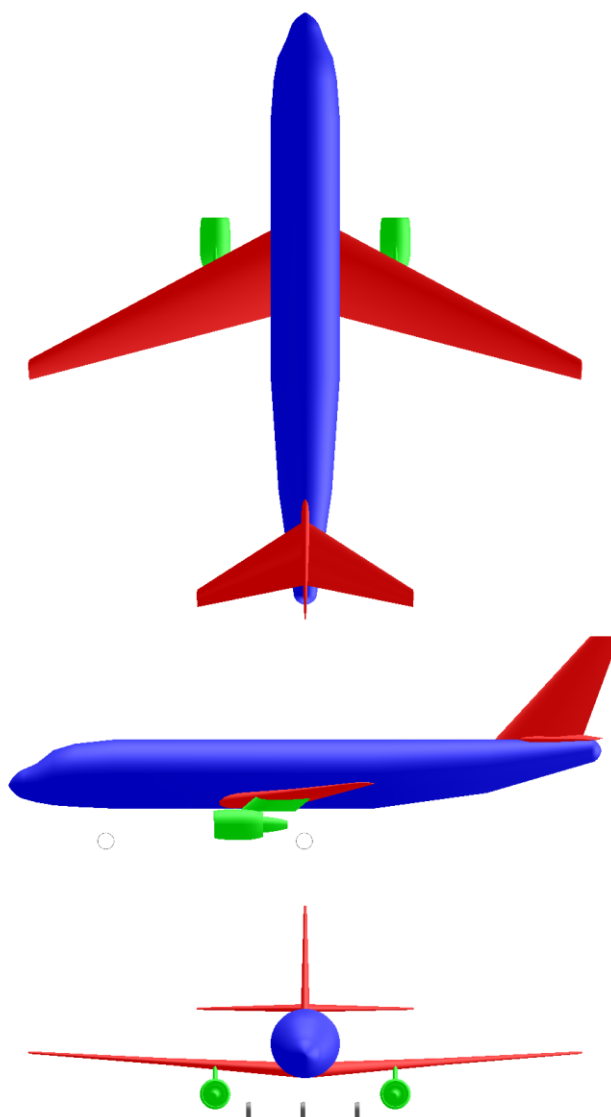


Bild 4.19 Zentrale Entwurfparameter und eine 3-Seitenansicht des mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeugs

4.3.3 Ökobilanzergebnisse

Wasserstoffflugzeug

Bild 4.20 zeigt die Anteile der In- und Outputs (linke Seite) und der berücksichtigten Prozesse (rechte Seite) am SS des Wasserstoffflugzeugs. Zur besseren Übersichtlichkeit werden in Bild 4.20 ... Bild 4.22 ausschließlich Prozesse sowie In- und Outputs mit einem Anteil von mindestens 0,5 % beschriftet. Es wird deutlich, dass bei einem solchen Entwurf KC (30 %) und CO₂ (41 %) gemeinsam die größten Anteile an der Umweltwirkung innehaben. CO₂ ist ein Reaktionsprodukt bei der Wasserstoffproduktion mithilfe der Dampfreformierung und fällt daher beim Herstellungsprozess in großen Mengen an, was den hohen Anteil von CO₂ an der Umweltwirkung erklärt. Verschiedene weitere In- und Outputs verursachen die verbleibenden 29 % der Umweltwirkung (vor allem: CH₄: 9,2 %, Steinkohle: 4,2 %, SO₂: 4,2 %, Erdgas: 3,4 %, Braunkohle: 2,7 %, NO_x: 2,6 % und Rohöl: 1,6 %). Bzgl. der Prozesse wird deutlich, dass die Herstellung des Wasserstoffs die Umweltwirkung mit einem Anteil von 65 % dominiert. Die verbleibende Umweltwirkung wird hauptsächlich durch den Reiseflug mit einem Anteil von 33 % verursacht.

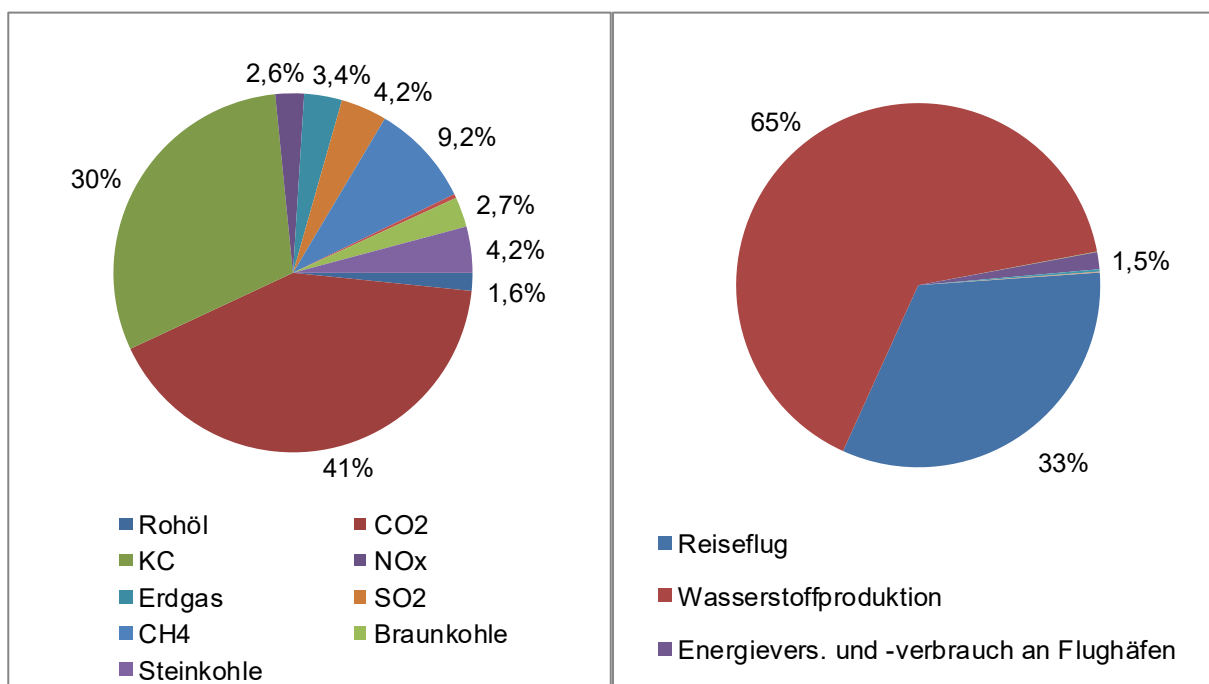


Bild 4.20 Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des Wasserstoffflugzeugs (heutiger Strommix, Dampfreformierung)

Elektrisch angetriebenes Flugzeug

Bild 4.21 veranschaulicht die Anteile der In- und Outputs (linke Seite) und der berücksichtigten Prozesse (rechte Seite) am SS des elektrisch angetriebenen Flugzeugs. Es wird deutlich, dass CO₂ bei einem solchen Entwurf mit 50 % den größten Anteil an der Umweltwirkung hat. Steinkohle (12 %), Erdgas (10 %), SO₂ (10 %), Braunkohle (8 %), Rohöl (5 %), Kupfererz (4 %) und PM₁₀ (2 %) sind für den Großteil des verbleibenden Anteils an der Umweltwirkung verantwortlich. Bzgl. der Prozesse wird ersichtlich, dass die Stromerzeugung die Umweltwirkung mit einem Anteil von 84 % vollständig dominiert, wohingegen die Batterieherstellung nur für einen geringen Anteil der Umweltwirkung verantwortlich ist (ca. 5 %).

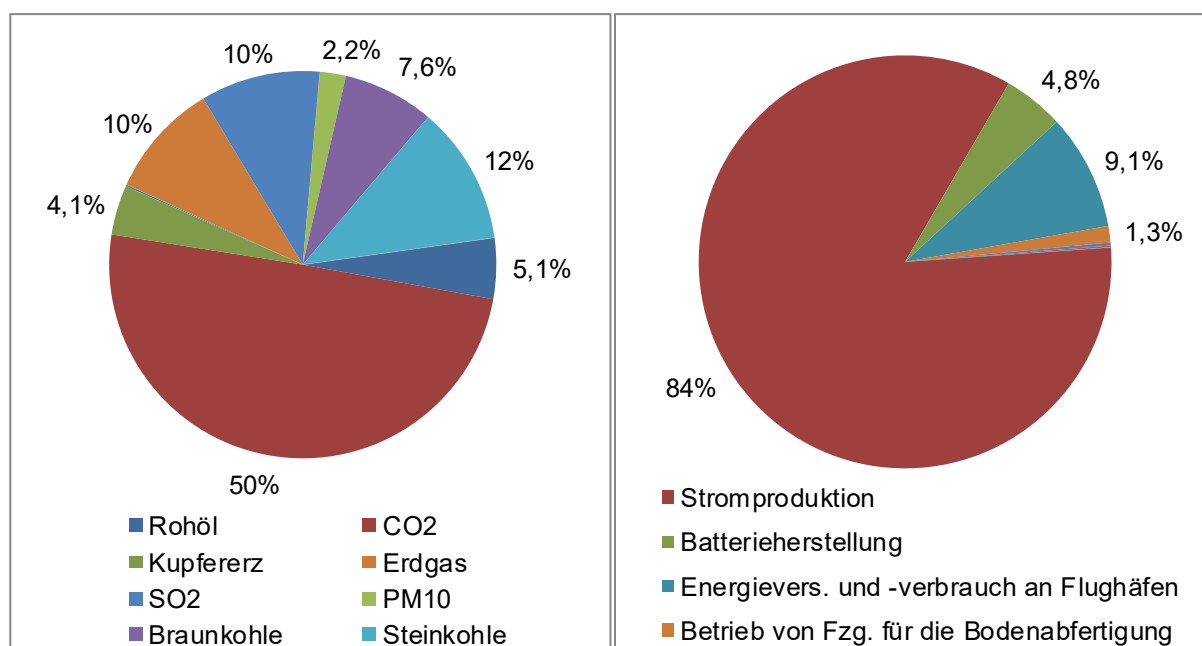


Bild 4.21 Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des elektrisch angetriebenen Flugzeugs (heutiger Strommix)

Damit wird die Stromproduktion bei einem solchen Flugzeug als entscheidender Prozess für die Umweltwirkung identifiziert, während Reiseflug sowie Start- und Landezyklus im Gegensatz zu konventionellen Flugzeugen keinen Einfluss mehr haben. Die In- und Outputs, welche die Umweltwirkung der Stromproduktion dominieren, sind daher auch die dominierenden In- und Outputs eines elektrisch angetriebenen Flugzeugs.

Mit Algenkraftstoff angetriebenes Flugzeug

In Bild 4.22 werden die Anteile der In- und Outputs (linke Seite) und der berücksichtigten Prozesse (rechte Seite) am SS des mit Algenkraftstoff betriebenen Flugzeugs dargestellt. Es wird deutlich, dass CO₂ bei einem solchen Entwurf den größten Anteil an der Umweltwirkung besitzt (55 %), gefolgt von weiteren In- und Outputs mit einem kleineren Anteil (z.B.: Steinkohle: 20 %, Erdgas: 12 %, Rohöl: 5,9 %, ...). Bzgl. der Prozesse wird ersichtlich, dass die Herstellung des Algenkraftstoffs die Umweltwirkung mit einem Anteil von 89 % dominiert, gefolgt vom Reiseflug mit einem Anteil von 10,5 %.

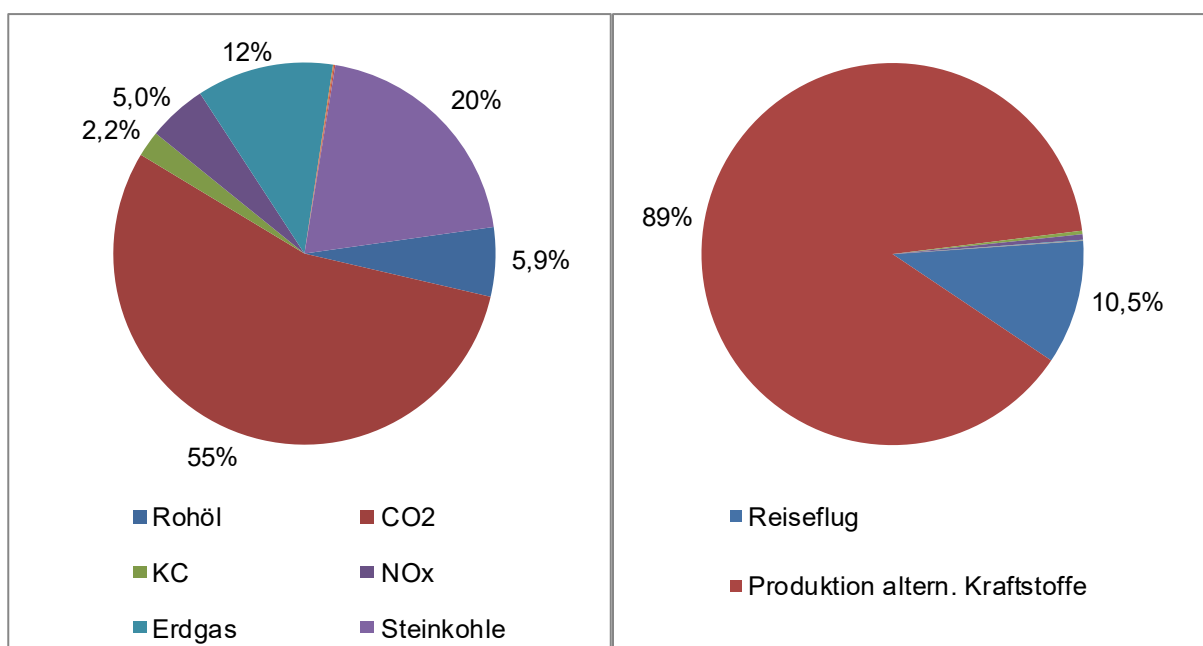


Bild 4.22 Anteile der In- und Outputs (links) und der berücksichtigten Prozesse (rechts) am SS des mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeugs (heutiger Strommix)

Die Herstellung des ausgewählten alternativen Kraftstoffs erfordert eine große Menge elektrischer Energie, weshalb die für die Kraftstoffherstellung erforderliche Stromproduktion entscheidenden Einfluss auf die Umweltwirkung hat. Folglich sind die dominierenden In- und Outputs wieder diejenigen der Stromproduktion.

Analyse der Umweltwirkung der untersuchten Konzepte

Beim heutigen Strommix und dem Einsatz der Dampfreformierung für die Herstellung des Wasserstoffs beträgt der SS des Wasserstoffflugzeugs 0,0334 Punkte/PKM, was etwa 90 % über dem Wert des Referenzflugzeugs liegt. Falls die Produktion des Wasserstoffs mithilfe von Elektrolyse realisiert und die erforderliche elektrische Energie für den gesamten Produktionsprozess, einschließlich der Verflüssigung des Wasserstoffs, aus erneuerbaren Energien bereitgestellt wird, könnte SS auf 0,0128 Punkte/PKM reduziert werden. Die Verwendung eines Wasserstoffflugzeugs, welches für Flughöhen entworfen wurde, die die Bildung von KC weitgehend ausschließen, würde eine weitere deutliche Reduzierung der Umweltwirkung ermöglichen. Wie in Abschnitt 2.3 erläutert, findet unterhalb von etwa 8 km Höhe nur noch wenig Kondensstreifenbildung statt, sodass ein für diese Höhen entworfenes Wasserstoffflugzeug einen sehr geringen SS erreichen könnte.

Der SS des elektrisch angetriebenen Flugzeugs beträgt 0,0112 Punkte/PKM (heutiger Strommix), was 36 % unter dem Wert des Referenzflugzeugs liegt. Falls die erforderliche elektrische Energie aus erneuerbaren Energien bereitgestellt wird, könnte der SS auf 0,0021 Punkte/PKM reduziert werden, was einer Verringerung um 88 % im Vergleich zum Referenzflugzeug entspricht. Allerdings muss berücksichtigt werden, dass die Reichweite bei maximaler Nutzlast um 50 % verringert wurde, um überhaupt einen zulässigen Entwurf zu erreichen.

Der SS des mit Algenkraftstoff angetriebenen Flugzeugs beträgt 0,1105 Punkte/PKM (heutiger Strommix), was etwa 530 % über dem Wert des Referenzflugzeugs liegt. Falls die für die Herstellung des Algenkraftstoffs benötigte elektrische Energie aus erneuerbaren Energien bereitgestellt wird, verringert sich der SS auf 0,0129 Punkte/PKM, was 26 % unter dem Wert des Referenzflugzeugs liegt.

Wasserstoffflugzeuge haben das Problem umfangreicher Wasseremissionen während des Fluges, welche KC verursachen, was eine negative Umweltwirkung zur Folge hat. Wird der Wasserstoff mit der Dampfreformierung hergestellt, kommt ein hoher Energiebedarf für die Produktion hinzu. Bei Verwendung des heutigen Strommixes und der Dampfreformierung für die Herstellung steigt daher die Umweltwirkung im Vergleich zum Referenzflugzeug stark an. Durch einen Flugzeugentwurf speziell für Flughöhen, die der Kondensstreifenbildung entgegenwirken und Nutzung der Elektrolyse in Kombination mit erneuerbaren Energien für die Herstellung des Wasserstoffs, könnte jedoch die Umweltwirkung des Wasserstoffflugzeugs im Vergleich zum Referenzflugzeug stark reduziert werden.

Das untersuchte elektrisch angetriebene Flugzeug ist selbst unter Berücksichtigung futuristischer Batterietechnologien nur mit verringerten Reichweiten realisierbar. Bei der betrachteten verringerten Reichweite ermöglichen elektrisch angetriebene Flugzeuge jedoch

eine Reduzierung der Umweltwirkung, insbesondere wenn deren Energiebedarf aus erneuerbaren Energien gedeckt werden kann.

Der ausgewählte alternative Kraftstoff aus Mikroalgen führt bei Verwendung des heutigen Strommixes zu einem drastischen Anstieg der Umweltwirkung. Dies liegt am hohen Energiebedarf für die Herstellung des Kraftstoffs. Wenn der Bedarf an elektrischer Energie für die Herstellung aus erneuerbaren Energien gedeckt wird, lässt sich eine gewisse Reduzierung des SS gegenüber dem Referenzflugzeug erreichen. Dennoch ist die Nutzung des ausgewählten Herstellungsverfahrens nicht sinnvoll, da selbst bei Verwendung erneuerbarer Energien der nicht-erneuerbare Primärenergieanteil in der Produktion höher ist als der Heizwert des Kraftstoffs. Grundsätzlich existieren jedoch auch alternative Herstellungsverfahren, die eine gewisse Senkung des Primärenergiebedarfs ermöglichen und in der Forschung untersucht werden. (Gehrer 2014)

4.3.4 Diskussion

Von einem direkten gegenseitigen Vergleich der unterschiedlichen Konzepte sollte abgesehen werden, da zu unterschiedliche Annahmen erforderlich sind, um überhaupt eine Analyse der Konzepte vornehmen zu können. So musste für eine Realisierbarkeit des Entwurfs des elektrisch angetriebenen Flugzeugs, neben der reduzierten Reichweite, von Batterietechnologie ausgegangen werden, die weit über der heute verfügbaren Technologie liegt. Im Gegensatz dazu konnten für die Herstellung des Wasserstoffs im industriellen Maßstab etablierte Verfahren und für die Herstellung des Algenkraftstoffs ein zumindest in Pilotanlagen erprobtes Verfahren eingesetzt werden. Weiterhin muss im Hinterkopf behalten werden, dass alternative Kraftstoffe herkömmlichen Flugzeugtreibstoffen bisher nur in Konzentrationen von bis zu 50 % beigemischt werden dürfen.

Interessant ist, dass die Integration des höhenabhängigen Einflusses von KC einen starken Einfluss auf die Bewertung der Umweltfreundlichkeit des Wasserstoffflugzeugs hat. So wäre der Reiseflug eines mit Wasserstoff angetriebenen Flugzeugs vor Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung mit einem deutlich geringeren SS bewertet worden. Nach der Anpassung werden KC berücksichtigt, sodass Wasseremissionen in gewöhnlichen Reiseflughöhen eine schädliche Wirkung auf das Klima haben und die hohen Wasseremissionen eines Wasserstoffflugzeugs daher zu einer beträchtlichen negativen Umweltwirkung führen.

Bei einem elektrisch angetriebenen Flugzeug dominiert der Stromproduktionsprozess erwartungsgemäß die Umweltwirkung. Es ist offensichtlich, dass die Nutzung erneuerbarer Energien für die Stromproduktion die Umweltwirkung daher drastisch reduzieren könnte.

Insgesamt wird deutlich, dass die betrachteten zukünftigen Konzepte dazu tendieren, Umweltprobleme vom Flug auf die Herstellung der jeweiligen Energieträger zu verlagern. Eine reine Betrachtung der Energieäquivalente der für den Flug erforderlichen Energieträger ist bei den zukünftigen Konzepten zur vereinfachten Abschätzung der Umweltwirkung daher nicht ausreichend, denn u.a. sind weitere Informationen zum Herstellungsprozess des jeweiligen Energieträgers erforderlich, um die Umweltwirkung tatsächlich einschätzen zu können. Bei den betrachteten Herstellungsprozessen spielt elektrische Energie aus Umweltsicht stets eine entscheidende Rolle. Daher kann die Umweltwirkung der zukünftigen Konzepte vor allem dann reduziert werden, wenn für die Herstellung der Energieträger umweltfreundlich erzeugte elektrische Energie eingesetzt wird.

Im Jahr 2013 lag der geschätzte Anteil erneuerbarer Energien an der globalen Stromproduktion bei etwa 22 % (REPN 2014). Bis 2040 könnte dieser Anteil auf etwa 33 % steigen (IEA 2014). Realistisch gesehen muss daher allerdings davon ausgegangen werden, dass selbst im Jahr 2040 nur ein Drittel des für die Herstellung der Energieträger benötigten Stroms aus erneuerbaren Energien erzeugt wird. Natürlich könnte für die Herstellung der Energieträger der Luftfahrt ausschließlich Strom aus erneuerbaren Energien genutzt werden. Dies würde die Umweltprobleme allerdings nur zu anderen Verbrauchern verlagern, weil dieser Anteil des umweltfreundlich hergestellten Stroms nicht mehr für andere Prozesse zur Verfügung stehen würde, die dann mit konventionell produziertem Strom versorgt werden müssten.

Zusammenfassend liegt hinsichtlich der Umweltwirkung der zukünftigen Konzepte die höchste Priorität darin, den Energiebedarf mithilfe von erneuerbaren Energien zu decken. Solange der Anteil erneuerbarer Energien an der weltweiten Energieerzeugung gering bleibt (was voraussichtlich in den nächsten Jahrzehnten der Fall sein wird), können jedoch auch die betrachteten Konzepte nicht zu einer Verringerung der Umweltwirkung der Luftfahrt beitragen.

Aus ökonomischer Sicht ist entscheidend, welches der betrachteten zukünftigen Konzepte die geringsten Kosten aufweist. Neue Flugzeugentwürfe und Anpassungen der Infrastruktur erfordern große Investitionen, die hohe Abschreibungskosten nach sich ziehen. Wasserstoffflugzeuge und elektrisch angetriebene Flugzeuge erfordern an das jeweilige Konzept angepasste Flugzeugentwürfe und Änderungen der derzeitigen Infrastruktur. Im Gegensatz dazu können alternative Kraftstoffe auch in heutigen Flugzeugen innerhalb der existierenden Infrastruktur eingesetzt werden. Allerdings weisen alternative Kraftstoffe, wie der betrachtete Algenkraftstoff, teilweise hohe Produktionskosten auf. Solche Aspekte fließen nicht in die vorgenommene Bewertung der Umweltwirkung ein, müssen aber bei einer Gesamtbewertung der zukünftigen Konzepte berücksichtigt werden.

5 Zusammenfassung und Ausblick

Diese Arbeit präsentiert eine Ökobilanz-Methodik für den Flugzeugvorentwurf, welche die Berechnung der Umweltwirkung von Flugzeugen über den gesamten Lebenszyklus ermöglicht. Mithilfe der Methodik können entscheidende Einflussfaktoren für die Umweltwirkung identifiziert und Veränderungen der Entwurfparameter bezüglich ihres Einflusses auf die Umweltwirkung von Flugzeugen beurteilt werden. Auch die Untersuchung der Umweltwirkung zukünftiger Flugzeugkonzepte wird ermöglicht.

Für die Wirkungsabschätzung innerhalb der Ökobilanz wird die ReCiPe-Methode verwendet. ReCiPe wird angepasst, um höhenabhängige Effekte von NO_x und KC in der Wirkungskategorie *Klimawandel* berücksichtigen zu können. Berechnungen zeigen, dass die Integration der höhenabhängigen Effekte einen starken Einfluss auf die Ökobilanzergebnisse von Flugzeugen hat. Beispielsweise erhöht sich der Absolutwert für die gesamte Umweltwirkung des Referenzflugzeugs Airbus A320-200 um etwa 69 %, weshalb die Berücksichtigung der höhenabhängigen Effekte von KC und NO_x als notwendiger Zwischenschritt zu einer genaueren Ökobilanzierung von Flugzeugen identifiziert wird.

Durch die Berücksichtigung verschiedener Perspektiven kann ein Unsicherheitsbereich für die berechnete Umweltwirkung ermittelt werden. Unabhängig von der gewählten Perspektive bleiben die dominierenden Faktoren für die Umweltwirkung meist unverändert, wodurch das gewählte Vorgehen der Verwendung des SS für die absolute Bewertung der Umweltwirkung von Flugzeugen untermauert wird.

Vergleiche der Ergebnisse der vorgestellten Methodik mit den wenigen anderen existierenden Ökobilanzergebnissen von Flugzeugen zeigen, dass diese, abgesehen von den höhenabhängigen Effekten, in relativ guter Übereinstimmung mit den Ergebnissen anderer Autoren liegen.

Eine Anwendung der entwickelten Ökobilanz-Methodik auf das Referenzflugzeug kommt zum Ergebnis, dass *Schaden für die menschliche Gesundheit* mit einem Anteil von etwa 69 % an der gesamten Umweltwirkung die dominierende Endpoint Kategorie darstellt. Dahinter folgen *Schaden für die Ressourcenverfügbarkeit* mit einem Anteil von etwa 26 % und *Schaden für die Diversität der Ökosysteme* mit einem Anteil von etwa 5 %.

Verursacht wird der *Schaden für die menschliche Gesundheit* vor allem durch die ebenfalls dominierende Midpoint Kategorie *Klimawandel*. Zweitwichtigste Midpoint Kategorie ist der *Abbau fossiler Ressourcen*, gefolgt von der Kategorie *Feinstaubbildung*.

Die dominierende Wirkung der Kategorie *Klimawandel* wird hauptsächlich durch CO_2 und NO_x -Emissionen sowie die Entstehung von KC verursacht. Der *Abbau fossiler Ressourcen* wird hingegen durch den Abbau von Rohöl getrieben. Folglich stellen beim Referenzflugzeug

Rohöl (25 %), CO₂ (27 %), NO_x (31 %) und KC (14 %) die dominierenden In- und Outputs dar.

CO₂ und NO_x-Emissionen sowie KC werden vor allem durch die Prozesse Reiseflug, mit einem Anteil von etwa 66 % an der Umweltwirkung, sowie Start- und Landezyklus, mit einem Anteil von etwa 2 %, verursacht. Rohöl wird für den Prozess Kerosinherstellung gewonnen, welcher einen Anteil von etwa 28 % aufweist. Prozesse, die nur einmal im Lebenszyklus der gesamten Flugzeugfamilie auftreten, haben einen geringen Einfluss auf die Umweltwirkung, da ihre Wirkung auf sämtliche von der Flugzeugfamilie geflogenen PKM bezogen wird. Der Anteil solcher Prozesse liegt unter 0,001 % der gesamten Umweltwirkung, sodass solche Prozesse vereinfacht betrachtet werden können. Hingegen haben Prozesse, die bei jedem Flug auftreten, den größten Anteil an der Umweltwirkung von Flugzeugen, da ihre Wirkung nur auf die PKM eines einzigen Fluges bezogen wird.

Insgesamt dominiert die Betriebsphase die Umweltwirkung von Flugzeugen vollständig. Geringer Kraftstoffverbrauch und eine Anpassung der Flughöhe erlauben eine Verringerung der dominierenden In- und Outputs Rohöl, CO₂, NO_x und KC, sodass diese gemeinsam als entscheidende Entwurfskriterien für die Verringerung der Umweltwirkung konventioneller Flugzeuge identifiziert werden.

Der Einfluss von Ökobilanzen auf den Flugzeugvorentwurf wird mit einem Mittelstrecken-Turbopropflugzeug als Anwendungsbeispiel untersucht. Es wird deutlich, dass eine deutliche Reduzierung der Umweltwirkung um knapp 60 % bei ausschließlicher Optimierung für minimale Umweltwirkung im Vergleich zum gewählten Referenzflugzeug möglich ist. Dies wird vor allem durch die Verwendung von kraftstoffsparenden Turboprop-Triebwerken in Kombination mit einer hohen Flügelstreckung von etwa 15, einer sehr geringen Reiseflugmachzahl von 0,4, einer deutlich verringerten optimalen Reiseflughöhe und der Zukunftstechnologie AF erreicht. Der dadurch verringerte Kraftstoffverbrauch verursacht Schneeballeffekte, die zu einer weiteren Reduzierung der Flugzeugmasse und damit des Kraftstoffverbrauchs führen. Auf der gewählten DOC Mission bietet das untersuchte Turbopropflugzeug im Vergleich zum Referenzflugzeug noch immer DOC Einsparungen von etwa 13 %.

Auch verschiedene zukünftige Flugzeugkonzepte werden mithilfe der entwickelten Methodik untersucht. Die Ergebnisse zeigen, dass die Umweltwirkung bei den zukünftigen Konzepten tendenziell vom Flug auf die Herstellung des jeweiligen Energieträgers verlagert wird. In der Herstellung wird die Umweltwirkung von der erforderlichen elektrischen Energie dominiert, weshalb die Art der Stromerzeugung einen entscheidenden Einfluss auf die Umweltwirkung aller betrachteten zukünftigen Konzepte hat. Mit dem heutigen Strommix ist deren Umweltwirkung meist sogar deutlich schlechter als die des Referenzflugzeugs. Nur wenn die Erzeugung des Stroms zu einem hohen Anteil aus erneuerbaren Energien erfolgt, kann die

Umweltwirkung der untersuchten zukünftigen Konzepte im Vergleich zum Referenzflugzeug verbessert werden.

Zukünftig könnten die mit der entwickelten Ökobilanz-Methodik durchgeführten Untersuchungen auf weitere Parameter und Flugzeugkonzepte ausgedehnt werden, um ein noch umfassenderes Verständnis der Einflüsse auf die Umweltwirkung von Flugzeugen zu erhalten.

Außerdem könnten der Detaillierungsgrad bestehender Prozesse schrittweise erhöht oder weitere Prozesse aus dem Lebenszyklus in die Methodik integriert werden, um die Genauigkeit der Ergebnisse zu verbessern. Analog zu den Vorgaben der Norm muss hierbei jedoch jeweils abgewogen werden, ob ein entsprechender Einfluss auf die Ökobilanzergebnisse gegeben ist, der den erforderlichen Aufwand rechtfertigt.

Eine Integration der Methodik in weitere Flugzeugvorentwurfsprogramme wäre wünschenswert, um einem breiteren Personenkreis die Berücksichtigung der Umweltwirkung im Vorentwurf zu ermöglichen. Wird die ökologische Betrachtung mit der entwickelten Ökobilanz-Methodik hierbei durch eine Betrachtung sozialer und ökonomischer Faktoren ergänzt, würde dies zudem eine Nachhaltigkeitsbewertung im Flugzeugvorentwurf möglich machen.

Literaturverzeichnis

- ACI 2010 AIRPORTS COUNCIL INTERNATIONAL, 2010. *World Airport Traffic Report 2009*. Genf, Schweiz: ACI World. – ISBN: 978-2-88909-008-2.
- AEA 1989 ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES, 1989. *Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*. Brüssel, Belgien: AEA, (G(T)5656).
- AERO2k 2004 EYERS, C.J., NORMAN, P., MIDDEL, J., PLOHR, M., MICHOT, S., ATKINSON, K., CHRISTOU, R. A., *Aero2k Global Aviation Emission Inventories for 2002 and 2025*. Farnborough, England: QinetiQ Ltd.
- Aeroweb 2015 AEROSPACEWEB, 2015. *Aircraft Three-views*. URL: http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/a320/a320_schem_01.jpg (Aufruf: 2015-10-14).
- AIRBUS 2008a AIRBUS S.A.S., 2008. *Environmental Social and Economic Report*.
- Airbus 2008b AIRBUS S.A.S., 2008. *Airbus A380: Solutions to the Aerodynamic Challenges of Designing the World's Largest Passenger Aircraft*. Präsentation, Royal Aeronautical Society, Hamburg.
- AIRBUS 2012 AIRBUS S.A.S., 2012. *Navigating the Future – Global Market Forecast 2012-2031*. Blagnac Cedex, Frankreich: Airbus S.A.S.
- AIRBUS 2014 AIRBUS S.A.S., 2014. *A320/A320Neo AIRPLANE CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING*. Issue: Sep 30/85, Rev: Mai 01/14. URL: http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC_A320_May2014.pdf (Aufruf: 2015-10-13).
- AIRBUS 2015a AIRBUS S.A.S., 2015. *Test Programme and Certification*. URL: <http://www.airbus.com/company/aircraft-manufacture/how-is-an-aircraft-built/test-programme-and-certification/> (Aufruf: 2015-10-15).
- AIRBUS 2015b AIRBUS S.A.S., 2015. *Airbus Passenger Aircraft*. URL: <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/> (Aufruf: 2015-10-12).
- ATAG 2012 AIR TRANSPORT ACTION GROUP, 2012. *Towards Sustainable Aviation*. 6th Aviation & Environment Summit, Genf, Schweiz. URL: <http://www.atag.org/component/downloads/downloads/196.html> (Aufruf: 2015-10-14).

- Babikian 2002 BABIKIAN, R., LUKACHO S.P. und WAITZ, I.A., 2002. The historical fuel efficiency characteristics of regional aircraft from technological, operational, and cost perspectives. *Journal of Air Transport Management*, Vol. 8, No. 6, pp 389-400.
- BDL 2013 BUNDESVERBAND DER DEUTSCHEN LUFTVERKEHRSWIRTSCHAFT, 2013. *Luftfracht für Deutschland*. Präsentation, Frankfurt: BDL. URL: http://www.bdl.aero/media/filer_public/b0/c4/b0c4465f-7da2-4e8f-9da2-fd50dd574c54/20130822_bl-ir_handout_fur_branchengesprach_luftfracht_21_08_2013_final.pdf (Aufruf: 2015-10-15).
- Beelaerts 2008 BEELAERTS VAN BLOKLAND, W. W. A., VERHAGEN, W. J. C. und SANTEMA, S. C., 2008. The Effects of Co-Innovation on the Value-Time Curve: A Quantitative Study on Product Level. *Journal of Business Market Management*, 2(1), pp.5-24.
- Brewer 1991 BREWER, G. D., 1991. *Hydrogen aircraft technology*. Boca Raton, Ann Arbor, Boston, London: CRC Press. – ISBN: 0-8493-5838-8.
- BTS 2008 GOLDBERG, B. und CHESSER, D., 2008. *Sitting on the Runway: Current Aircraft Taxi Times Now Exceed Pre-9/11 Experience*. Bureau of Transportation Statistics, Research and Innovative Technology Administration, U.S. Department of Transportation, Special Report, SR-008. URL: http://www.rita.dot.gov/bts/sites/rita.dot.gov.bts/files/publications/special_reports_and_issue_briefs/special_report/2008_008/pdf/entire.pdf (Aufruf: 2016-03-02)
- Chester 2008 CHESTER, M., 2008. *Life-cycle Environmental Inventory of Passenger Transportation in the United States*. Institute of Transportation Studies, University of California, Berkeley, USA. URL: <http://escholarship.org/uc/item/7n29n303> (Aufruf: 16-03-14)
- Choi 2006 CHOI, B., SHIN, H., LEE, S. und HUR, T., 2006. Life cycle assessment of a personal computer and its effective recycling rate. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 11, pp.122-128.
- Cotton 2015 COTTON, C. A. R., DOUGLASS, J. S., DE CAUSMAECKER, S., BRINKERT, K., CARDONA, T., FANTUZZI, A., RUTHERFORD, A. W. und MURRAY, J. W., 2015. Photosynthetic constraints on fuel from microbes. *Frontiers in bioengineering and biotechnology*, 3. URL: <http://dx.doi.org/10.3389/fbioe.2015.00036> (Aufruf: 2015-11-05).

- Criou 2007 CRIOU, O., 2007. *A350 XWB family & technologies*. Lecture for DGLR, VDI, RAeS, HAW, Präsentation an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg. URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2007_09_20_A350XWB.pdf (Aufruf: 2015-10-13).
- Dallara 2013 DALLARA, E., KUSNITZ, J. und BRADLEY, M., Parametric Life Cycle Assessment for the Design of Aircraft. *SAE International Journal of Aerospace*, 6(2), pp.736-745. URL: <http://dx.doi.org/10.4271/2013-01-2277> (Aufruf: 2015-11-05).
- DEAT 2004 DEPARTMENT OF ENVIRONMENTAL AFFAIRS AND TOURISM, 2004. *Life Cycle Assessment, Integrated Environmental Management*. Information Series 9, Pretoria, Südafrika.
- Dib 2015 DIB, L., 2015. *The Aviation Fuel and the Passenger Aircraft for the Future – Hydrogen*. Masterthesis, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
- Duden 2015 DUDENVERLAG, 2015. *Duden - Methodik*. URL: <http://www.duden.de/rechtschreibung/Methodik> (Aufruf: 2015-10-29).
- EC 2011 EUROPEAN COMMISSION, 2011. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. Luxembourg: Publications Office of the European Union. – ISBN: 978-92-79-19724-6. URL: <http://ec.europa.eu/transport/air/doc/flightpath2050.pdf> (Aufruf: 2015-10-14).
- EC 2013 EUROPEAN COMMISSION, DG JOINT RESEARCH CENTRE und INSTITUTE FOR ENVIRONMENT AND SUSTAINABILITY, 2013. *ELCD 3.0 database*. URL: <http://eplca.jrc.ec.europa.eu/ELCD3/> (Aufruf: 2015-10-12).
- EEA 2013 EUROPEAN ENVIRONMENT AGENCY, 2013. *EMEP/EEA air pollutant emission inventory guidebook 2013*. Technical report, No 12/2013. URL: <http://www.eea.europa.eu/publications/emep-eea-guidebook-2013> (Aufruf: 2015-10-14).
- Egelhofer 2009 EGELHOFER, R., 2009. *Aircraft Design Driven by Climate Change*. München: Verlag Dr. Hut, 2009. – ISBN: 978-3-86853-072-8, Dissertation, URL: <http://nbn-resolving.de/urn/resolver.pl?urn:nbn:de:bvb:91-diss-20080714-657088-1-7> (Aufruf: 2015-10-13).

- EPA 1974 U.S. ENVIRONMENTAL PROTECTION AGENCY, 1974. *Resource and Environmental Profile Analysis of Nine Beverage Container Alternatives*. Final Report, U.S. ENVIRONMENTAL PROTECTION AGENCY.
- EPA 2013 AMARAKOON, S., SMITH, J. und SEGAL, B., 2013. *Application of life-cycle assessment to nanoscale technology: Lithium-ion batteries for electric vehicles*. U.S. ENVIRONMENTAL PROTECTION AGENCY. Report Nr. EPA 744-R-12-001. URL: <http://trid.trb.org/view.aspx?id=1300236> (Aufruf: 2015-11-09).
- EUCO 2015 EUROCONTROL, 2015. *Standard Inputs for EUROCONTROL Cost-Benefit Analyses*. Brüssel, Belgien: EUROCONTROL Headquarters, Edition Nr. 7.0.
- Forsberg 2015 FORSBERG, D., 2015. *Aircraft Retirement and Storage Trends – Economic Life Analysis Reprised and Expanded*. Dublin, Irland: Avolon Holdings Limited. URL: <http://avolon.aero/wp/wp-content/uploads/2015/03/Avolon-White-Paper-FInal-30-March-2015.pdf> (Aufruf: 2016-03-02).
- Franklin 1985 FRANKLIN ASSOCIATES LTD., 1985. *Comparative Energy and Environmental Impacts of 21 PET and 11 Refillable Glass Bottles Used for Soft Drink Delivery in Germany*. Franklin Associates Ltd., Prairie Village, Kansas, USA.
- Franz 2012a FRANZ, K., HOERNSCHEMEYER, R., GROÙE BOECKMANN, M., SCHMITT, R., POLLMANN, J., FELDHUSEN, J., BUEKER, K., REICHMUTH, J., PETZOLDT, K., SAUTER, T., SCHNEIDER, C., EWERT, A. und FROMHOLD-EISEBITH, M., 2012. A methodical approach to assess the aircraft life cycle. In: *Air Transport and Operations, Proceedings of the Second International Air Transport and Operations Symposium 2011* (2nd International Air Transport and Operations Symposium 2011, Delft, Niederlande, 28. – 29. März, 2011). Delft, Niederlande: IOS Press, pp. 175-193. – ISBN: 978-1-60750-811-3. URL: <http://www.iospress.nl/book/air-transport-and-operations-2/> (Aufruf: 2015-10-12).

- Franz 2012b FRANZ, K., HOERNSCHEMEYER, R., EWERT, A., FROMHOLD-EISEBITH, M., GROÙE BOECKMANN, M., SCHMITT, R., PETZOLDT, K., SCHNEIDER, C., HELLER, J. E., FELDHUSEN, J., BUEKER, K., und REICHMUTH, J., 2012. Life Cycle Engineering in Preliminary Aircraft Design. In: *Leveraging Technology for a Sustainable World, Proceedings of the 19th CIRP Conference on Life Cycle Engineering* (CIRP International Conference on Life Cycle Engineering, University of California, Berkeley, USA, 23. – 25. Mai, 2012). Berkeley, USA: Springer, pp. 473-478. – ISBN: 978-3-642-29069-5. URL: <http://www.springer.com/engineering/production+engineering/book/978-3-642-29068-8> (Aufruf: 2015-10-15).
- Franz 2013 FRANZ, K., EWERT, A., HELLER J. E., POLLMANN S J., STUMPF E., FROMHOLD-EISEBITH M. und FELDHUSEN J., 2013. Interdisziplinäre Bewertungsplattform zur Lebenszyklusanalyse im Flugzeugvorentwurf. In: *Publikationen zum DLRK 2013* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 10. – 12. September 2013).
- Gehrer 2014 GEHRER, M., SEYFRIED, H. und STAUDACHER, S., 2014. Life Cycle Assessment of BTL as Compared to HVO Paths in Alternative Aviation Fuel Production. In: *Publikationen zum DLRK 2014* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Augsburg, 16. - 18. September 2014). URL: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:101:1-2015020616246> (Aufruf: 2015-10-14).
- Gemba 2006 GEMBA, K., KELLER, B. und FARIN, D., 2006. *MAE 333 Wind Tunnel Test Project – Boeing 787*. Kalifornien, USA: Department of Aerospace Engineering, California State University.
- Goedkoop 2001 GOEDKOOP, M. und SPRIENSMA, R., 2001. *The Eco-indicator 99 - A damage oriented method for Life Cycle Impact Assessment*. 3rd edition. Amersfoort, Niederlande: PRé consultants B.V..
- Goedkoop 2008 GOEDKOOP, M., HEIJUNGS, R., HUIJBREGTS, M., DE SCHRYVER, A., STRUIJS, J. und VAN ZELM, R., 2008. *ReCiPe 2008 - A life cycle impact assessment method which comprises harmonised category indicators at the midpoint and the endpoint level*. 1st edition, Version 1.08, Ministry of Housing, Spatial Planning and the Environment, Den Haag, Niederlande. URL: <http://www.lcia-recipe.net/publications> (Aufruf: 2015-10-15).

- Guinée 2002 GUINÉE, J. B., GORRÉE, M., HEIJUNGS, R., HUPPES, G., KLEIJN R., DE KONING, A., VAN OERS, L., WEGENER SLEESWIJK, A., SUH, S., DE HAES, H. A. U., DE BRUIJN, H., VAN DUIN, R. und HUIJBREGTS, M. A. J., 2002. *Handbook on life cycle assessment. Operational guide to the ISO standards. I: LCA in perspective. Ila: Guide. I Ib: Operational annex. III: Scientific background.* Dordrecht, Niederlande: Kluwer Academic Publishers, 692 pp. – ISBN: 1-4020-0228-9.
- HA 2011 HAMBURG AIRPORT, 2011. *Umwelterklärung 2011 – 2014.* Hamburg: Flughafen Hamburg GmbH.
- Hodge 2006 HODGE, C., 2006. *Chemistry and Emmissions of NExBTL®.* Neste Oil, UC Davis, CARB & CEC Meetings, Kalifornien, USA. URL: http://bioenergy.ucdavis.edu/downloads/Neste_NExBTL_Enviro_Benefits_of_paraffins.pdf (Aufruf: 2015-10-15).
- Howe 2013 HOWE, S., KOLIOS, A. J. und BRENNAN, F. P., 2013. Environmental life cycle assessment of commercial passenger jet airliners. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 19, pp.34-41. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.trd.2012.12.004> (Aufruf: 2015-11-05).
- ICAO 2008 INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2008. *Environmental Protection – Volume II Aircraft Engine Emissions.* Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Quebec, Canada: International Civil Aviation Organization. ISBN: 978-92-9231-123-0.
- ICAO 2009 INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2009. *Aerodromes, Volume I – Aerodrome Design and Operations.* Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation, 5th edition.
- ICAO 2012 INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2012. *Annual Report of the Council 2012.* ICAO, Doc 10001. URL: http://www.icao.int/publications/Documents/10001_en.pdf (Aufruf: 2015-10-12).
- ICAO 2013 INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2015. *ICAO Aircraft Engine Emissions Databank*, Updated Apr 2013. URL: <http://easa.europa.eu/environment/edb/docs/edb-emissions-databank.xls> (Aufruf: 2015-10-14).

- IEA 2014 INTERNATIONAL ENERGY AGENCY, 2014. *World Energy Outlook 2014 – Executive Summary*. Parix Cedex, Frankreich: International Energy Agency. URL: http://www.iea.org/publications/freepublications/publication/WEO_2014_ES_English_WEB.pdf (Aufruf: 2015-10-15).
- IPCC 1999 INTERGOVERNMENTAL PANEL ON CLIMATE CHANGE, 1999. *Aviation and the Global Atmosphere: A Special Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge, Vereinigtes Königreich und New York, USA: Cambridge University Press. URL: http://www.grida.no/publications/other/ipcc_sr/?src=/climate/ipcc/aviation/index.htm (Aufruf: 2015-10-13).
- IPCC 2007 INTERGOVERNMENTAL PANEL ON CLIMATE CHANGE, 2007. *Climate Change 2007 – The Physical Science Basis*. Working Group I Contribution to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change, Cambridge, Vereinigtes Königreich und New York, USA: Cambridge University Press. - ISBN: 978052188009-1.
- Isikveren 2012 ISIKVEREN, A., SEITZ, A., VRATNY, P. C., PORNET, C., PLÖTNER, K. O. und HORNUNG, M., 2012. Conceptual Studies of universally-electric systems architectures suitable for transport aircraft. In: *Publikationen zum DLRK 2012* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. - 12. September 2012). URL: http://www.researchgate.net/publication/274705769_Conceptual_Studies_of_Universally_Electric_Systems_Architectures_Suitable_for_Transport_Aircraft (Aufruf: 2015-10-15).
- ISO 14040 2006a DIN EN ISO 14040, 2006. *Umweltmanagement – Ökobilanz – Grundsätze und Rahmenbedingungen*. URL: http://www.bifne.de/fileadmin/bifne/userdata/Bilder_und_Grafik/DIN-EN-ISO_14040_-_2006.pdf (Aufruf: 2015-10-14).
- ISO 14044 2006b DIN EN ISO 14044, 2006. *Umweltmanagement – Ökobilanz – Anforderungen und Anleitungen*.

- Johanning 2012 JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2012. Novel Low-Flying Propeller-Driven Aircraft Concept For Reduced Direct Operating Costs And Emissions. In: *CD Proceedings : ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (ICAS, Brisbane, 23. - 28. September 2012). Edinburgh, Vereinigtes Königreich: Optimage Ltd. - ISBN: 978-0-9565333-1-9. Paper: ICAS2012-1.10.5 (510.PDF). URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/ABSTRACTS/510.HTM (Aufruf: 2015-10-13).
- Johanning 2013 JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2013. A First Step Towards the Integration of Life Cycle Assessment into Conceptual Aircraft Design. In: *Publikationen zum DLRK 2013* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 10. - 12. September 2013). URL: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:101:1-201407183813> (Aufruf: 2015-10-14).
- Johanning 2014a JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2014. Conceptual Aircraft Design based on Life Cycle Assessment. In: *ICAS 2014 Proceedings - 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (ICAS, St. Petersburg, 7. - 12. September 2014). ISBN: 3-932182-80-4. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0584_paper.pdf (Aufruf: 2015-10-15).
- Johanning 2014b JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2014. Adapting Life Cycle Impact Assessment Methods for Application in Aircraft Design. In: *Publikationen zum DLRK 2014* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Augsburg, 16. - 18. September 2014). URL: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:101:1-201507202456> (Aufruf: 2015-10-12).
- Johanning 2015 JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2015. Comparison of the Potential Environmental Impact Improvements of Future Aircraft Concepts Using Life Cycle Assessment. In: *CEAS: 5th CEAS Air&Space Conference : Proceedings* (CEAS2015, Delft, 07. - 11. September 2015). DocumentID: 80. URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Airport2030/Airport2030_PUB_CEAS_15-09-07.pdf (Aufruf: 2016-03-20).

- Johanning 2016a JOHANNING, A. und SCHOLZ, D., 2016. Investigation of a Novel Turboprop Driven Aircraft Concept Including Future Technologies. In: *2nd International Conference on Innovative Design & Development Practices in Aerospace and Automotive Engineering (IDAD 2016, Chennai, 22. – 24. Februar 2016)*.
- Johanning 2016b JOHANNING, A., 2016. *Life Cycle Assessment in Conceptual Aircraft Design*. URL: <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.1.1531.0485> (Aufruf: 2016-03-17).
- Jupp 2012 JUPP, J. A., 2012. 21ST Century Challenges for the Design of Passenger Aircraft. In: *CD Proceedings : ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, Brisbane, 23. - 28. September 2012)*. Edinburgh, Vereinigtes Königreich: Optimage Ltd. - ISBN: 978-0-9565333-1-9.
- Kingsley 2008 KINGSLEY-JONES, M., 2008. *Airbus begins tests to extend service life of A320 family*. London, Vereinigtes Königreich: Flight International. URL: <http://www.flightglobal.com/news/articles/airbus-begins-tests-to-extend-service-life-of-a320-family-220962/> (Aufruf: 2015-10-13).
- Koch 2011 KOCH, A., LÜHRS, B., DAHLMANN, K., LINKE, F., GREWE, V., LITZ, M., PLOHR, M., NAGEL, B., GOLLNICK, V. und SCHUMANN, U., 2011. Climate impact assessment of varying cruise flight altitudes applying the CATS simulation approach. In: *CEAS: 3rd CEAS Air & Space Conference : Proceedings (CEAS2011, Venice, 24. – 28. Oktober 2011)* – ISBN: 978-88-96427-18-7.
- Köhler 2008 KÖHLER, M. O., RÄDEL, G., DESSENS, O., SHINE, K. P., ROGERS, H. L., WILD, O. und PYLE J. A., 2008. Impact of perturbations to nitrogen oxide emissions from global aviation. *Journal of Geophysical Research*, 113, D11305. URL: <http://dx.doi.org/10.1029/2007JD009140> (Aufruf: 2015-10-14).
- Koroneos 2005 KORONEOS, C., DOMPROS, A., ROUMBAS, G. und MOUSSIOPOULOS, N., 2005. Advantages of the use of hydrogen fuel as compared to kerosene. *Resources, Conservation and Recycling*, 44(2), pp.99-113. URL: <http://doi:10.1016/j.resconrec.2004.09.004> (Aufruf: 2015-10-22).

- Krieg 2011 KRIEG, H. und ILG, R., 2011. Environmental impact assessment of aircraft operation: A key for greening the aviation sector. In: *CEAS: 3rd CEAS Air&Space Conference : Proceedings* (CEAS 2011, Venice, 24. - 28. Oktober 2011), Monghidoro (BO), Italien: Confine Ed., pp. 37-43.
- Li 2013 Li, B., Li, J. und Yuan, C., 2013. Life Cycle Assessment of Lithium Ion Batteries with Silicon Nanowire Anode for Electric Vehicles. In: *Proceedings of 2013 International Symposium on Sustainable Systems & Technology* (ISSST 2013, Cincinnati, USA, 14. – 16. Mai, 2013). URL: http://files.figshare.com/1219041/Li__LCA_of_Li_Ion_Batteries_with_Si_Nanowire_Anode_for_EV.pdf (Aufruf: 2015-11-09).
- Lindner 2011 LINDNER, J. P., MICHELIS, B. und ALBRECHT, S., 2011. Life Cycle Assessment of an aircraft cabin element. In: *Proceedings of SIM 2011: Sustainable Intelligent Manufacturing* (SIM 2011, Leiria, Portugal, 29. Juni – 1. Juli, 2011). Leiria, Portugal: IST Press. – ISBN: 978-989-8481-03-0.
- Lopes 2010 LOPES, J., 2010. *Life-cycle Assessment of the Airbus A330-200 Aircraft*. Universidade Técnica de Lisboa.
- Masiol 2014 MASIOL, M. und HARRISON, R. M., 2014. Aircraft engine exhaust emissions and other airport-related contributions to ambient air pollution: A review. *Atmospheric Environment*, 95, pp.409-455. – ISSN: 1352-2310, URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.05.070> (Aufruf: 2016-03-02).
- Meadows 1972 MEADOWS, D. H., MEADOWS, D. L., RANDERS, J. und BEHRENS III, W. W., 1972. *THE LIMITS TO growth*. Universe Books. – ISBN: 0-87663-165-0.
- Niță 2013 Niță, M., 2013. *Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization*. München: Verlag Dr. Hut. – ISBN 978-3-8439-1163-4, Dissertation. URL: <http://OPerA.ProfScholz.de> (Aufruf: 2015-10-13).
- Noesis 2008 NOESIS SOLUTIONS, 2008. *OPTIMUS Theoretical Background*. Leuven, Belgien: Noesis Solutions.
- Noesis 2015 NOESIS SOLUTIONS, 2015. *Optimus*. URL: <http://www.noessolutions.com/Noesis/about-optimus> (Aufruf: 2015-10-21).

- NREL 2012 NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY, 2012. *U.S. Life Cycle Inventory Database*. URL: <https://www.lcacommons.gov/nrel/search> (Aufruf: 2015-10-14).
- PE 2013 PE INTERNATIONAL, 2013. *Gabi Databases*. URL: <http://www.gabi-software.com/databases/> (Aufruf: 2015-10-15).
- PE 2015 PE INTERNATIONAL, 2015. *Gabi*. URL: <http://www.gabi-software.com/> (Aufruf: 2015-10-15).
- Pérez 2015 PÉREZ REYES, A., 2015. *The Aviation Fuel and Passenger Aircraft for the Future – Batteries*. Master thesis, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
- Raymer 1989 RAYMER, D. P., 1989. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington D.C., USA: AIAA.
- Rädel 2008 RÄDEL, G. und SHINE K. P., 2008. Radiative forcing by persistent contrails and its dependence on cruise altitudes. *Journal of Geophysical Research*, 113, D07105. URL: <http://dx.doi.org/10.1029/2007JD009117> (Aufruf: 2015-10-14).
- Ramachandran 2015 RAMACHANDRAN, K., 2015. *The Aviation Fuel and the Passenger Aircraft of the Future – Bio Fuel, Synthetic Fuel*. Masterthesis, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg. URL: <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextRamachandran.pdf> (Aufruf: 2015-10-12).
- Recipe 2012 RIVM, CML, PRÉ CONSULTANTS und RADBOUD UNIVERSITEIT NIJMEGEN, 2012. *ReCiPe Mid/Endpoint method*. Version 1.08. URL: <http://www.lcia-recipe.net/> (Aufruf: 2015-10-12).
- Recipe 2013 RIVM, CML, PRÉ CONSULTANTS und RADBOUD UNIVERSITEIT NIJMEGEN, 2013. *ReCiPe Mid/Endpoint method – Characterisation factors*. Version 1.08. URL: <http://www.lcia-recipe.net/file-cabinet/ReCiPe108.xlsx?attredirects=0> (Aufruf: 2015-10-14).
- REPN 2014 RENEWABLE ENERGY POLICY NETWORK FOR THE 21ST CENTURY, 2014. *Renewables 2014 Global Status Report*. REN21 Secretariat, Paris, Frankreich. - ISBN: 978-3-9815934-2-6. URL: <http://www.ren21.net/status-of-renewables/global-status-report> (Aufruf: 2015-10-14).

- SBAC 2008 SOCIETY OF BRITISH AEROSPACE COMPANIES, 2008. *End of Aircraft Life Initiatives*. SBAC Aviation and Environment Briefing Papers. URL: <http://www.sustainableaviation.co.uk/wp-content/uploads/end-of-aircraft-life-initiatives-briefing-paper-11.pdf> (Aufruf: 2015-10-13).
- Scholz 2012 SCHOLZ, D., 2012. *DOC-Assessment Method*. TU Berlin – DOC Method. J. Thorbeck. Präsentation (3rd Symposium on Collaboration in Aircraft Design, Linköping, 19.09.2013). Schweden. URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Aero/TU-Berlin_DOC-Method_with_remarks_13-09-19.pdf (Aufruf: 2015-10-14).
- Schumann 2005 SCHUMANN, U., 2005. Formation, Properties and Climate Effects of Contrails. *Comptes Rendus Physique*, Vol. 6, No. 4, pp. 549-565. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.crhy.2005.05.002> (Aufruf: 2015-10-15).
- Schwartz 2009 SCHWARTZ, E., und KROO, I. M., 2009. Aircraft Design: Trading Cost and Climate Impact. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (Orlando, 5. – 8. Januar, 2009) Orlando, Florida, USA. URL: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2009-1261> (Aufruf: 2015-10-13).
- SCLCI 2015 SWISS CENTRE FOR LIFE CYCLE INVENTORIES, 2015. *ecoinvent Database*. URL: <http://www.ecoinvent.org/database/> (Aufruf: 2015-10-15).
- Sheehan 1998 SHEEHAN, J., DUNAHAY, T., BENEMANN, J. und ROESSLER, P., 1998. *A Look Back at the U.S. Department of Energy's Aquatic Species Program – Biodiesel from Algae*. National Renewable Energy Laboratory, Golden, Colorado, USA. URL: <http://www.nrel.gov/biomass/pdfs/24190.pdf> (Aufruf: 2016-03-19).
- Shine 2005 SHINE, K. P., FUGLESTEDT, J. S., HAILEMARIAM, K. und STUBER, N., 2005. Alternatives to the Global Warming Potential for Comparing Climate Impacts of Emissions of Greenhouse Gases. *Climate Change*, Vol. 68, No. 4, pp. 281-302. URL: <http://dx.doi.org/10.1007/s10584-005-1146-9> (Aufruf: 2015-10-14).
- Smith 1969 SMITH, H., 1969. *The Cumulative Energy Requirements of Some Final Products of the Chemical Industry*. Transactions of the World Energy Conference, 18 (Section E).
- SN 2015 SPEED NEWS, 2008. *Airbus Deliveries in 2007*. URL: <http://www.speednews.com/documentaccess/248.xls> (Aufruf: 2015-10-13).

- Svensson 2003 SVENSSON, F. und HASSELROT, A., 2003. *Introduction of Liquid Hydrogen-fuelled Aircraft into the Swedish Domestic Air Traffic*. Stockholm, Schweden: Swedish Defence Research Agency, FOI-R-0743-SE. – ISSN: 1650-1942. URL: <http://trid.trb.org/view.aspx?id=697375> (Aufruf: 2015-11-02)
- Syndor 2011 SYDNOR, C., MARSHALL, T. und MCGINNIS, S., 2011. Operational Phase Life Cycle Assessment of Select NASA Ground Test Facilities. *LCA XI Conference: Instruments for Green Futures Markets* (LCA XI Conference, Chicago, IL, USA, 4. – 6. Oktober, 2011). URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110016580.pdf> (Aufruf: 2015-10-15).
- Thompson 1990 THOMPSON, M., ELLIS, R. und WILDAVSKY, A., 1990. *Cultural Theory*. Westport, Connecticut, USA: Westview Press.
- Torenbeek 1982 TORENBEEK, E., 1982. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft, Dordrecht, Niederlande: Delft University Press, Kluwer Academic Publishers.
- UNIQUE 2004 FLEUTI, E. und POLYMÉRIS, J., 2004. *Aircraft NOx-Emissions within the Operational LTO Cycle*. Zürich, Schweiz: Unique (Flughafen Zürich AG). URL: https://www.flughafen-zuerich.ch/~media/flughafenzh/dokumente/das_unternehmen/laerm_politik_und_umwelt/luft/2004_zrh_operational-aircraft-emissions.pdf (Aufruf: 2016-03-02).
- Weiss 2011 WEISS, M., GMELIN, T., SUN, X. und DZIKUS, N., 2011. Enhanced Assessment of the Air Transportation System. In: *Proceedings of the 11th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) conference* (11th AIAA-ATIO conference, Virginia Beach, USA, 20. – 22. September, 2011). Virginia Beach, USA: AIAA. URL: <http://elib.dlr.de/75839> (Aufruf: 2015-10-13).
- Weiss 2012 WEISS, M., DZIKUS, N. und SUN, X., 2012. Technology Assessment of Future Aircraft. In: *CD Proceedings : ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (ICAS, Brisbane, 23. - 28. September 2012). Edinburgh, Vereinigtes Königreich: Optimage Ltd. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/944.PDF (Aufruf: 2015-10-14).

Anhang A Ergänzende Informationen zur Ökobilanz-Methodik

Tabelle A.1 Zeithorizonte und weitere Kriterien für die Berechnung der Midpoint Kategorien abhängig von der gewählten Perspektive (nach Goedkoop 2008)

Midpoint Kategorie	Perspektive		
	Individualistisch	Hierarchisch	Egalitaristisch
Klimawandel	20 Jahre	100 Jahre	500 Jahre
Ozonabbau	-	-	-
Bodenversauerung	20 Jahre	100 Jahre	500 Jahre
Eutrophierung von Süßwasser	-	-	-
Eutrophierung der Meere	-	-	-
Humantoxizität	100 Jahre	unbegrenzt	unbegrenzt
	Organische Stoffe: alle Expositionswege	alle Expositionswege für alle Stoffe	alle Expositionswege für alle Stoffe
	Metalle: nur Trinkwasser und Luft Nur krebserregende Stoffe bei denen TD ₅₀ durch die IARC als 1, 2A, 2B eingestuft wird	Alle krebserregenden Stoffe mit gemeldeter TD ₅₀	Alle krebserregenden Stoffe mit gemeldeter TD ₅₀
Photochemische Oxidantienbildung	-	-	-
Feinstaubbildung	-	-	-
Ökotoxizität für Böden	100 Jahre	unbegrenzt	unbegrenzt
Ökotoxizität für Süßwasser	100 Jahre	unbegrenzt	unbegrenzt
Ökotoxizität für Meere	100 Jahre	unbegrenzt	unbegrenzt
	Seen und Ozeane bei organischen Stoffen und nicht essentiellen Metallen. Bei essentiellen Metallen nur Seen (keine Ozeane)	Seen u. Ozeane, alle Stoffe	Seen u. Ozeane, alle Stoffe
Ionisierende Strahlung	100 Jahre	100.000 Jahre	100.000 Jahre
Landwirtschaftlicher Flächenbedarf	-	-	-
Städtischer Flächenbedarf	-	-	-
Naturraumbeanspruchung	-	-	-
Wasserverbrauch	-	-	-
Abbau metallischer Ressourcen	-	-	-
Abbau fossiler Ressourcen	-	-	-

Tabelle A.2 Zeithorizonte und weitere Kriterien für die Berechnung der Endpoint Kategorien abhängig von der gewählten Perspektive (nach Goedkoop 2008)

Midpoint Kategorie	Perspektive		
	Individualistisch	Hierarchisch	Egalitaristisch
Klimawandel	Vollständige Anpassung: keine kardiovaskulären Risiken; keine Mangelernährung; Geringes relatives Risiko für Naturkatastrophen; Ausbreitung der Arten angenommen	Mittlere Anpassung: mittleres Risiko bei allen Mechanismen; keine Durchfallerkrankungen, wenn Bruttoinlandsprodukt >6000 \$/Jahr; Ausbreitung	Keine Anpassung: hohe kardiovaskulären Risiken; hohes Risiko für Katastrophen; hohes Risiko für Mangelernährung; keine Ausbreitung
Ozonabbau	-	-	-
Bodenversauerung	20 Jahre	100 Jahre	500 Jahre
Eutrophierung von Süßwasser	-	-	-
Humantoxizität			
Photochemische Oxidantienbildung	-	-	-
Feinstaubbildung	-	-	-
Ökotoxizität für Böden			
Ökotoxizität für Süßwasser			
Ökotoxizität für Meere			
Ionisierende Strahlung	-	-	-
Flächenbedarf	Positive Effekte der Landerschließung berücksichtigt	Probleme bzgl. Fragmentierung werden berücksichtigt	Keine positiven Effekte der Landerschließung berücksichtigt
Naturraumbeanspruchung	Maximale Regenerationszeit beträgt 100 Jahre	Mittlere Regenerationszeit	Maximalwerte für Regenerationszeit
Wasserverbrauch	-	-	-
Abbau metallischer Ressourcen	-	-	-
Abbau fossiler Ressourcen	Zeithorizont: 2030	Für Kohle: Zeithorizont: 2030; für alle anderen fossilen Ressourcen: 2030 - 2080	Für Kohle: Zeithorizont: 2030; für alle anderen fossilen Ressourcen: 2030 - 2080

Anhang B Weitere Ergebnisse der Ökobilanz-Methodik

B.1 Weitere Ökobilanz-Ergebnisse des Referenzflugzeugs

Bild B.1 ... B.3 zeigen die Anteile der Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie der berücksichtigten Prozesse am SS des Referenzflugzeugs, nach Anpassung der ReCiPe-Methode. Im Gegensatz zur Darstellung in Abschnitt 3.5.2 sind in den Diagrammen alle Anteile am SS beschriftet.

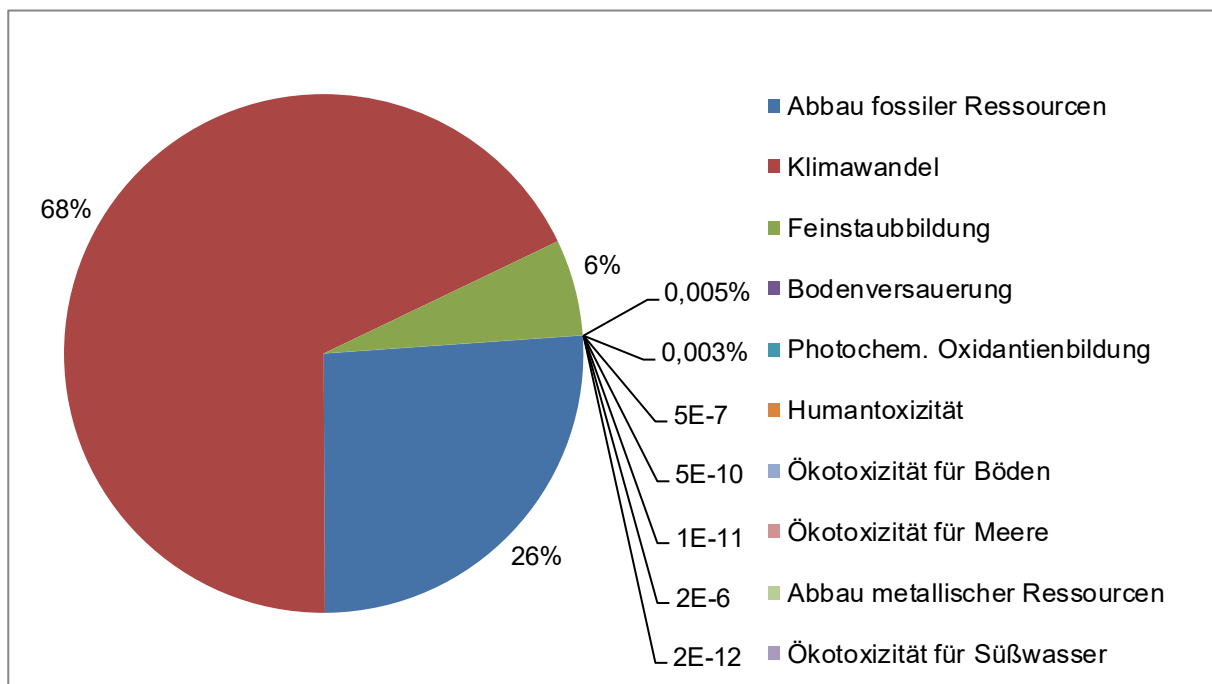


Bild B.1 Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

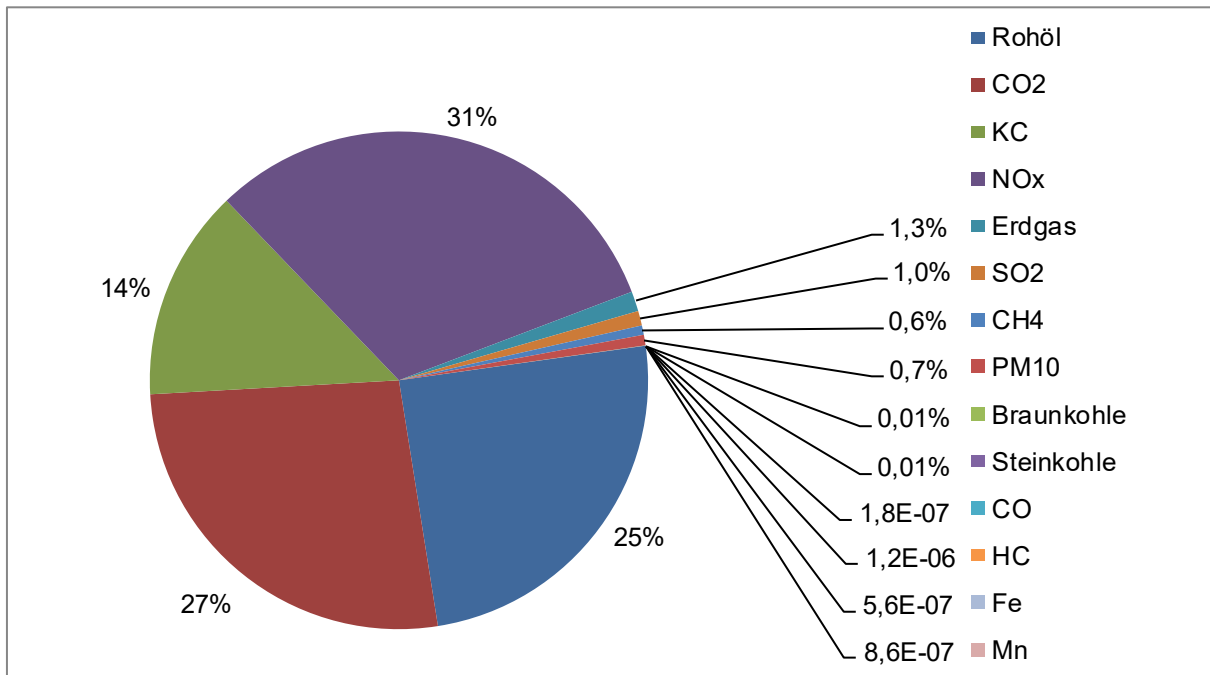


Bild B.2 Anteil der unterschiedlichen betrachteten In- und Outputs an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

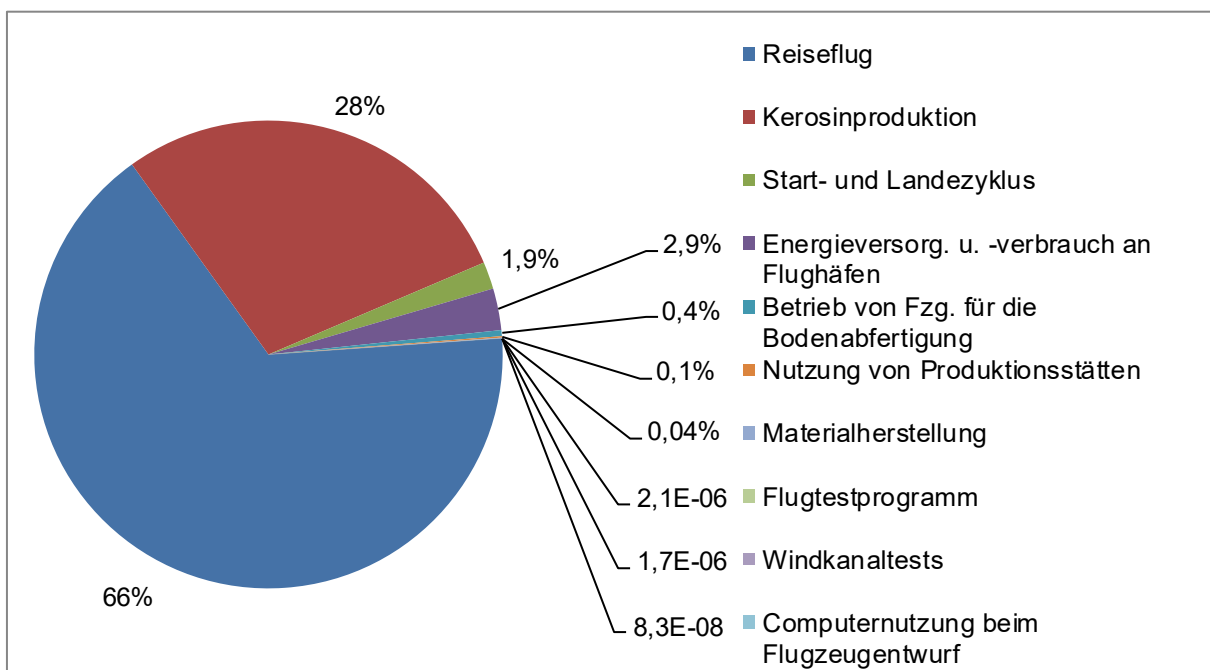


Bild B.3 Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung eines Airbus A320-200 nach Anpassung der Methode für die Wirkungsabschätzung

B.2 Weitere Ökobilanz-Ergebnisse des Turbopropflugzeugs

Bild B.4 ... B.6 zeigen die Anteile der Midpoint Kategorien, In- und Outputs sowie der berücksichtigten Prozesse am SS des Turbopropflugzeugs. Im Gegensatz zu den Abbildungen in Abschnitt 4.2.3 sind in den folgenden Diagrammen alle Anteile am SS aufgeführt.

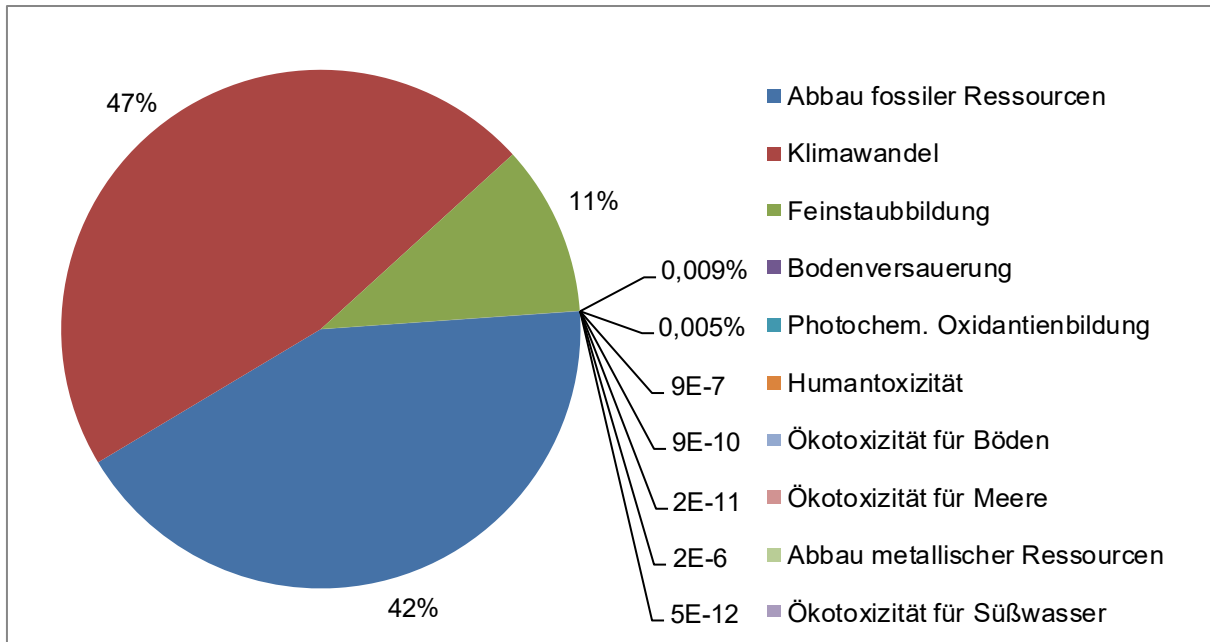


Bild B.4 Anteil der verschiedenen Midpoint Kategorien an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs

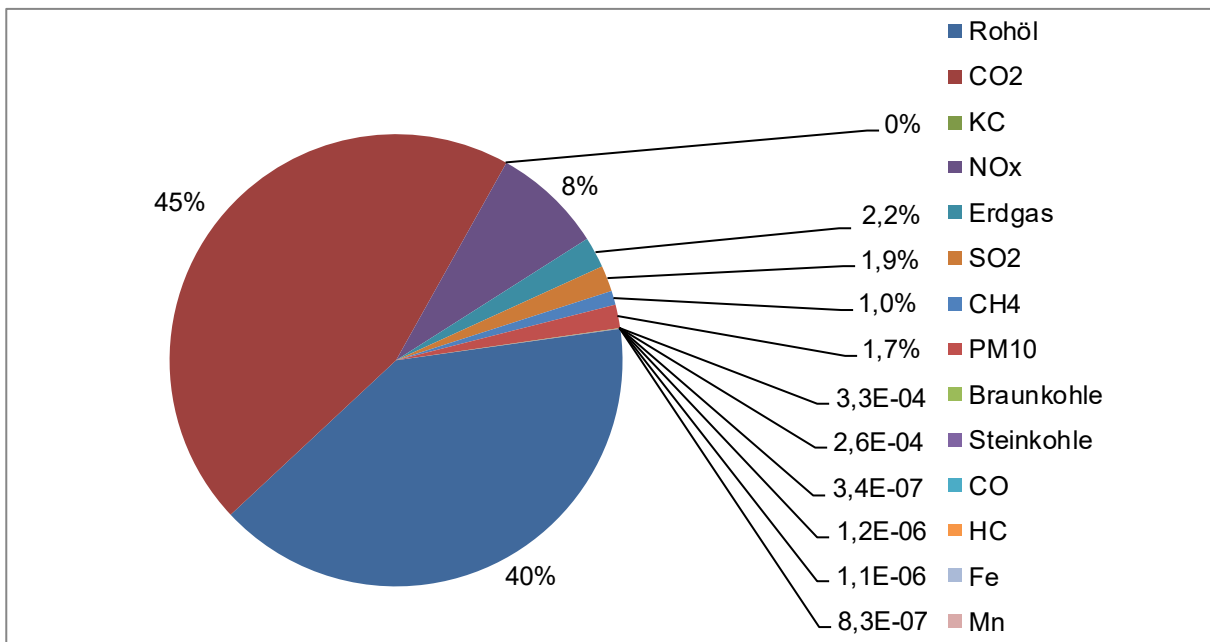


Bild B.5 Anteil der unterschiedlichen betrachteten In- und Outputs an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs

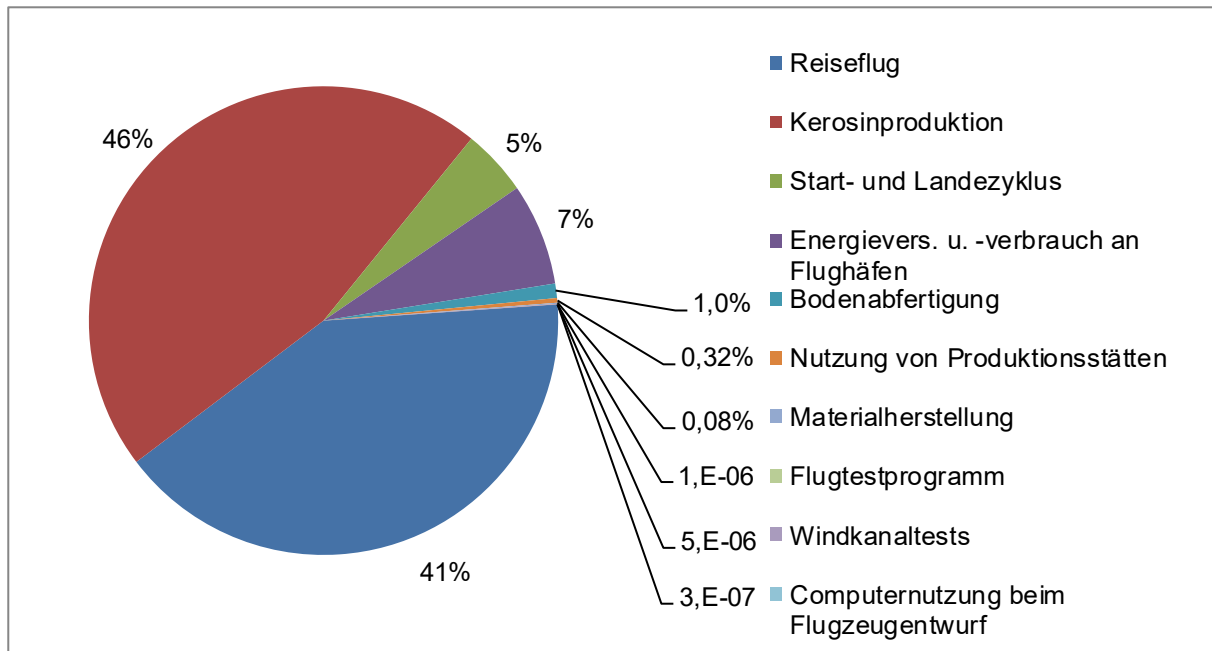
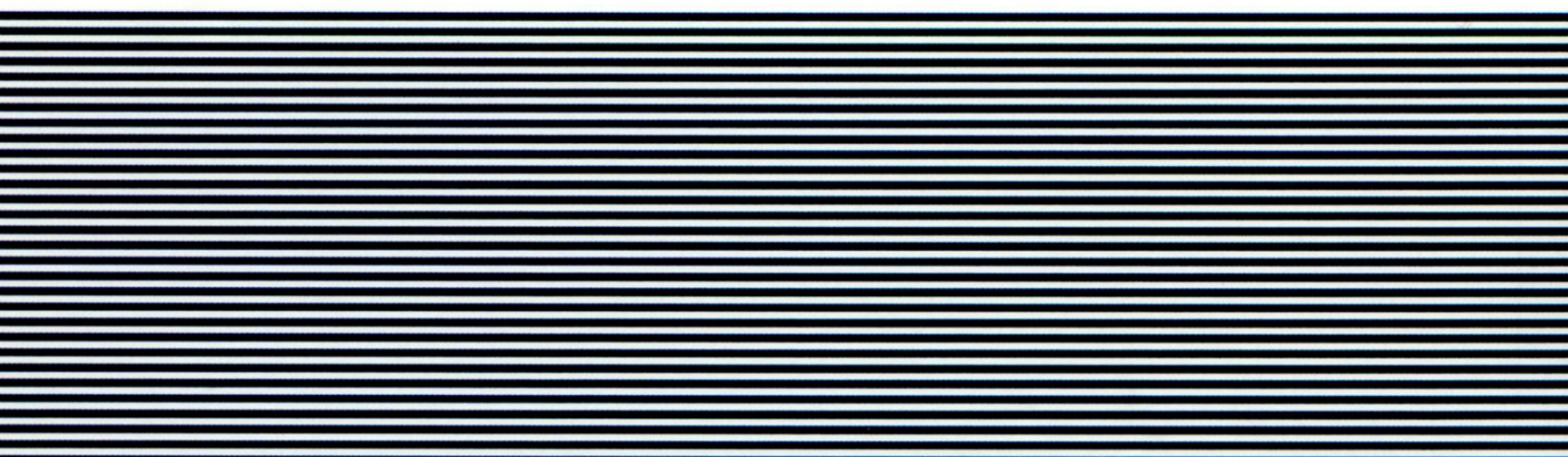


Bild B.6 Anteil der verschiedenen berücksichtigten Prozesse an der Umweltwirkung des Turbopropflugzeugs



ISBN 978-3-8439-3179-3



9 783843 931793