



Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Luftfahrtantriebe

**Entwicklung eines Ansatzes der Lebenszyklusanalyse
für die Herstellung von Luftfahrtantrieben
und dessen Anwendung auf die Triebwerke
V2500 und PW100**

Masterarbeit

von

Nils Kaup

482269

Hochschulbetreuung: **Professor Dr.-Ing. Dieter Peitsch**
Dr.-Ing. Mario Eck

externe Betreuung: **Dipl.-Ing. Anne Oestreicher (DLR)**

09. Februar 2025

Zusammenfassung

Die Umweltbelastung durch die Luftfahrtindustrie rückt zunehmend in den Fokus wissenschaftlicher Betrachtungen. Insbesondere die Herstellung von Luftfahrtantrieben ist aufgrund der hohen Materialkomplexität und energieintensiven Fertigungsprozesse mit erheblichen Umwelteinwirkungen verbunden. In dieser Arbeit wird ein neuer Ansatz zur Lebenszyklusanalyse entwickelt, der eine detaillierte Betrachtung der Umweltwirkungen der Triebwerksherstellung ermöglicht. Der Schwerpunkt liegt dabei auf der Modellierung von Material und Fertigungsprozessen auf Bauteilebene, um eine genauere Quantifizierung der Umweltbelastungen zu erreichen.

Der entwickelte Ansatz wird auf die Herstellung des Turbofantriebwerks V2500 und Turboproptriebwerks PW100 angewendet. Die Ergebnisse zeigen, dass insbesondere die Materialzusammensetzung und das Buy-to-Fly-Verhältnis maßgebliche Einflussfaktoren auf die Umwelteinwirkungen sind. Während die Fertigungsenergie eine vergleichsweise untergeordnete Rolle spielt, ist der Einfluss der Legierungen aufgrund ihrer Ressourcenintensität erheblich. Der entwickelte Ansatz erlaubt nicht nur eine verbesserte Bewertung der Triebwerksherstellung, sondern bildet auch eine Grundlage für weiterführende Analysen im Bereich der Wartung, Reparatur und Gesamtflugzeugbewertung.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	iii
Tabellenverzeichnis	v
Abkürzungsverzeichnis	vii
1 Einführung	1
1.1 Zielsetzung und Aufbau der Arbeit	2
1.2 Grundlagender Lebenszyklusanalyse	3
2 Literaturübersicht	7
2.1 Lebenszyklusanalysen von Flugzeugen mit Triebwerken	8
2.2 Umwelteinwirkungen von Luftfahrtantrieben im Rahmen von ExergoenvIRONMENTAL Analysen	11
2.3 Lebenszyklusanalysen von Triebwerksbauteilen	13
2.4 Schlussfolgerungen	17
3 Entwicklung des Ansatzes	18
3.1 Konzept zur Volumenabschätzung	19
3.1.1 Rotationssymmetrische Bauteile	20
3.1.2 Schaufeln	21
3.1.3 Impeller	22
3.1.4 Gehäuse (Frames)	23
3.1.5 Weitere Bauteile	24
3.2 Konzept zur Materialabschätzung	24
3.3 Konzept zur Abschätzung der Rohstoffherstellung	27
3.4 Konzept zur Fertigungsabschätzung	29
3.4.1 Buy-To-Fly-Verhältnis	30
3.4.2 Gießen	32
3.4.3 Schmieden	33
3.4.4 Zerspanen	35

3.5	Verbindung der Konzepte zur Sachbilanzierung und Wirkungsabschätzung	36
4	Anwendung des Ansatzes	39
4.1	Anwendung auf das Turbofantriebwerk V2500	39
4.2	Anwendung auf das Turboproptriebwerk PW100	45
5	Auswertung des Ansatzes	50
5.1	Auswertung der Materialien	50
5.2	Auswertung der Triebwerke	57
5.2.1	Auswertung des Turbofantriebwerkes V2500	57
5.2.2	Auswertung des Turboproptriebwerkes PW100	64
5.2.3	Auswertung des entwickelten Ansatzes	69
6	Fazit	72
	Literaturverzeichnis	74
	Anhänge	90
A.1	Anhang zu Kapitel 2 – Literaturübersicht	91
A.2	Anhang zu Kapitel 3 – Entwicklung des Ansatzes	92
A.3	Anhang zu Kapitel 4 – Anwendung des Ansatzes	100
A.4	Anhang zu Kapitel 5 – Auswertung des Ansatzes	109

Abbildungsverzeichnis

1.1	Ablauf der Wirkungsabschätzung in Anlehnung an Johanning [6]	5
3.1	Bemaßung einer Schaufel im Schnittbild (Unter Verwendung des PW100-Schnittbildes [36])	21
3.2	Korrelationen des Gehäusegewichts nach Pera et al. [31]	23
4.1	Schnittbild des Turbofantriebwerks V2500 nach [76–78]	39
4.2	Abschätzungen der Modulmassen des Turbofantriebwerks V2500	41
4.3	Abschätzungen der rotierenden Massen des Turbofantriebwerks V2500 .	43
4.4	Schnittbild des Turboproptriebwerks PW100 [36]	45
4.5	Schnittbild des Untersetzungsgetriebes des Turboproptriebwerks PW100 nach Pratt & Whitney Canada [85]	47
5.1	Farbkodierung der Elemente	50
5.2	Massenverteilungen der Elemente in den Legierungen	51
5.3	Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Klimawandel	52
5.4	Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Versauerung	54
5.5	Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle	55
5.6	Module des Turbofantriebwerks V2500 nach MTU Maintenance Hannover [74]	57
5.7	Materialbedarf zur Fertigung der Module des Turbofantriebwerks V2500	58
5.8	Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes V2500 in der Wirkungskategorie Klimawandel	60
5.9	Umwelteinwirkungen der Bauteile des V2500 Niederdruckverdichters in der Wirkungskategorie Klimawandel und Abbildung des Niederdruckverdichters nach IAE [78]	61
5.10	Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes V2500 in der Wirkungskategorie Versauerung	62

5.11	Umwelteinwirkungen der Bauteile der V2500 Niederdruckturbine in der Wirkungskategorie Versauerung	63
5.12	Module des Turboproptriebwerks PW100 nach Saravanamuttoo [90] . .	64
5.13	Materialbedarf zur Fertigung der Module des Turboproptriebwerks PW100	66
5.14	Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turboproptriebwerks PW100 in der Wirkungskategorie Klimawandel	67
5.15	Umwelteinwirkungen der Bauteile des PW100 Einlaufs in der Wirkungskategorie Klimawandel und Abbildung des Einlaufs nach Pratt & Whitney Canada [87]	68
5.16	Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turboproptriebwerks PW100 in der Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle	69
A.1	Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Ozonabbau	109
A.2	Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Feinstaub	110

Tabellenverzeichnis

2.1	Outputs der Triebwerksherstellung nach Chester [8]	9
2.2	Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes CF6-80E1 in den ReCiPe-Midpoint-Wirkungskategorien nach Lopes [10]	10
2.3	Modulanteile der Umwelteinwirkungen aus Exergoenviromental Analysen	12
3.1	Materialabschätzungen für Bauteilgruppen	26
3.2	Fertigungsabschätzungen für Bauteilgruppen	31
3.3	Energiebedarf des Fertigungsprozesses Gießen nach Mehrabi et al. [66] .	32
3.4	Energiebedarf des Fertigungsprozesses Zerspanen nach Mouritz [39] . .	35
3.5	EF-Wirkungskategorien mit Wirkungskategorieindikatoren [5]	38
4.1	Bauteile, Gewichte, Materialzusammensetzungen und Fertigungsener- gien der Module des Turbofantriebwerkes V2500	44
4.2	Bauteile, Gewichte, Materialzusammensetzungen und Fertigungsener- gien der Module des Turboproptriebwerks PW100	49
5.1	Umwelteinwirkungen der Herstellung des Turbofantriebwerks V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien	59
5.2	Umwelteinwirkungen der Herstellung des Turboproptriebwerks PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien	65
A.1	Materialdichten und Schmelztemperaturen	92
A.2	Materialkompositionen in %	93
A.3	Stoffwerte von Legierungselementen nach [102]	94
A.4	Energiebedarf der Rohstoffherzeugung	95
A.5	Verfestigungsexponenten und werkstoffabhängige Konstanten	96
A.6	Spezifische Wärmekapazitäten von Legierungen	96
A.7	Verwendete Ecoinvent Prozesse [72] abgerufen mit Brightway [103] . .	97
A.8	Wirkungsabschätzung für je 1kg bzw. 1kWh der in Tabelle A.7 auf- geführten Ecoinvent-Prozesse in den EF3.0-Wirkungskategorien nach [72] abgerufen mit Brightway [103]	98

A.8	Wirkungsabschätzung für je 1kg bzw. 1kWh der in Tabelle A.7 aufgeführten Ecoinvent-Prozesse in den EF3.0-Wirkungskategorien nach [72] abgerufen mit Brightway [103] (Fortsetzung)	99
A.9	Annahmen zur Betrachtung der Bauteile des Turbofantriebwerks V2500	101
A.10	Ermittelte Gewichte und Energiebedarfe der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500	102
A.11	Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien	103
A.11	Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien (Fortsetzung)	104
A.12	Annahmen zur Betrachtung der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100	105
A.13	Ermittelte Gewichte und Energiebedarfe der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100	106
A.14	Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien	107
A.14	Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien (Fortsetzung)	108

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzungen

AT	Arbeitsturbine
BK	Brennkammer
BTF	Buy-to-Fly Verhältnis
CAD	Computer-Aided Design
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EF	Environmental Footprint
EL	Einlauf
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
HP	High Pressure
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
ISM	Induction Skull Melting
LP	Low Pressure
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDT	Niederdruckturbine
NDV	Niederdruckverdichter
Rotationssym.	Rotationssymmetrisch

SLM	Selective Laser Melting
TU	Technische Universität
UG	Untersetzungsgetriebe
Verd.	Verdichter
Äq.	Äquivalent

Griechische Symbole

η	Wirkungsgrad	—
γ	Staffelungswinkel	°
ρ	Dichte	kg/m ³
σ	Spannung	MPa
ε	Dehnung	—

Elemente

Al	Aluminium
B	Bor
C	Kohlenstoff
Co	Kobalt
Cr	Chrom
Cu	Kupfer
Fe	Eisen
H	Wasserstoff
Hf	Hafnium
Mg	Magnesium
Mn	Mangan
Mo	Molybdän
N	Stickstoff
Nb	Niob
Ni	Nickel
O	Sauerstoff
P	Phosphor
Re	Rhenium
S	Schwefel
Sb	Antimon
Si	Silicium
Sn	Zinn
Ta	Tantal
Ti	Titan
V	Vanadium
W	Wolfram
Zn	Zink
Zr	Zirconium

Lateinische Symbole

A	Fläche	mm^2
BT	Umwelteinwirkung eines Bauteils	nach Tabelle 3.5
$BT F$	Buy-to-Fly-Verhältnis	—
c	spezifische Wärmekapazität	$\text{kJ/kg}\cdot\text{K}$
d	Profildicke	mm
E	Energie	kWh
h	spezifische Enthalpie	kJ/kg
IW	Indikatorwert	nach Tabelle 3.5
K	werkstoffabhängige Konstante	MPa
L	Umwelteinwirkung einer Legierung	nach Tabelle 3.5
M	molare Masse	g/mol
m	Masse	kg
n	Anzahl	—
n	Verfestigungsexponent	—
q	spezifische Wärme	kJ/kg
r	Radius	mm
r_E	Eulerradius	mm
s	Sehnenlänge	mm
T	Temperatur	$^{\circ}\text{C}$
t/s	Teilungsverhältnis	—
V	Volumen	mm^3
x	Massenanteil	—

Indizes

0	auf den Ausgangswert bezogen
1	auf den Endwert bezogen
<i>ax</i>	auf die axiale Richtung bezogen
<i>Bauteil</i>	auf das Bauteil bezogen
<i>Energie</i>	auf die Energie bezogen
<i>Erhitzen</i>	auf das Erhitzen bezogen
<i>fus</i>	auf den die Schmelze bezogen
<i>Gehäuse</i>	auf das Gehäuse bezogen
<i>Halbzeug</i>	auf das Halbzeug bezogen
<i>i</i>	auf den Laufindex i bezogen
<i>Impeller</i>	auf den Impeller bezogen
<i>j</i>	auf den Laufindex j bezogen
<i>k</i>	auf den Laufindex k bezogen
<i>Nabe</i>	auf die Nabe bezogen
<i>Ofen</i>	auf den Ofen bezogen
<i>Presse</i>	auf die Schmiedepresse bezogen
<i>r</i>	auf die radiale Richtung bezogen
<i>rel</i>	hinsichtlich eines Nominalwerts relative Größe
<i>Rohteil</i>	auf das Rohteil bezogen
<i>rot</i>	auf die Rotationssymmetrie bezogen
<i>S</i>	auf eine Schaufel bezogen
<i>Schmelz</i>	auf die Rohstofferzeugung bezogen
<i>Schmieden</i>	auf den Schmiedeprozess bezogen
<i>Schnittbild</i>	auf das Schnittbild bezogen
<i>Span</i>	auf die Späne bezogen
<i>System</i>	auf das Gesamtsystem bezogen
<i>Verformen</i>	auf die Verformung bezogen
<i>w</i>	auf die Fließkurve bezogen
<i>Zerspanen</i>	auf den Zerspanungsprozess bezogen

1 Einführung

Das wachsende Bewusstsein für die Auswirkungen menschlichen Handelns auf Umwelt und Natur lenkt die Aufmerksamkeit zunehmend auch auf die Luftfahrtindustrie. Wie alle Sektoren steht auch die Luftfahrt vor der Herausforderung, ihre Umwelteinwirkungen zu minimieren und zukunftsfähige Konzepte zu entwickeln [1]. Ein fundiertes Verständnis der verschiedenen Einflussfaktoren ist entscheidend, um gezielt Maßnahmen zur Reduktion der Umweltbelastungen zu ergreifen. Die Lebenszyklusanalyse ist dafür ein geeignetes Instrument, um Umweltauswirkungen über den gesamten Lebensweg eines Produkts systematisch zu erfassen und zu bewerten.

Aufgrund des großen Umfangs zu betrachtender Lebensphasen, verschiedener Flugzeugtypen und deren komplexen Aufbau, muss der Untersuchungsrahmen solcher Lebenszyklusanalysen abgegrenzt werden. Daraus folgen Vereinfachungen der Darstellung von Produkten und Prozessen, denen auch die Herstellung, Wartung und Instandhaltung von Flugzeugen und deren Komponenten unterliegen. Besonders Luftfahrtantriebe – welche eine hohe bauliche Komplexität aufweisen – werden in diesen Betrachtungen oftmals nur stark vereinfacht modelliert. Die vorliegende Arbeit soll einen Ansatz entwickeln, um eine detailliertere Betrachtung der Herstellung von Luftfahrtantrieben zu ermöglichen.

Mithilfe des entwickelten Ansatzes gewonnenen Ergebnisse tragen dazu bei, die Umweltwirkungen der Triebwerksherstellung präziser zu quantifizieren. Durch die detaillierte Modellierung von Triebwerken und ihrer Herstellung können zentrale Einflussfaktoren auf die Umweltwirkungen identifiziert und fundierte Abschätzungen zu deren Auswirkungen ermöglicht werden. Die gewonnenen Erkenntnisse dienen als Grundlage für weiterführende Lebenszyklusanalysen, in denen Triebwerke als Bestandteil von Flugzeugen betrachtet oder deren Wartung und Reparatur vertieft analysiert werden.

1.1 Zielsetzung und Aufbau der Arbeit

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Ansatz der Lebenszyklusanalyse entwickelt, mit welcher die Umwelteinwirkungen, die durch die Herstellung von Luftfahrtantrieben entstehen, abgeschätzt werden können. Der Schwerpunkt der Betrachtung liegt dabei auf den eingesetzten Materialien und Legierungen sowie auf den angewendeten Fertigungsverfahren. Der Ansatz soll so gestaltet sein, dass sich einerseits die Ergebnisse in die Betrachtung der gesamten Flugzeugherstellung integrieren lassen und andererseits der Detailgrad es zulässt, die Herstellung einzelner Bauteile für die Bewertung von Triebwerksinstandhaltung und Wartung zu betrachten. Dies erfordert die genaue Erfassung von Gewicht, Volumen, Material und Fertigungsverfahren auf Bauteilebene. Die maßgebliche Referenz soll dabei das Schnittbild des jeweiligen Triebwerks sein.

In einem zweiten Schritt wird entlang des entwickelten Ansatzes eine Lebenszyklusanalyse für die Herstellung des Turbofantriebwerkes V2500 und des Turboproptriebwerkes PW100 durchgeführt. Diese Analyse soll es ermöglichen, die Umweltwirkungen der unterschiedlichen Triebwerkskonzepte zu identifizieren und den zuvor entwickelten Ansatz zu validieren.

Die vorliegende Arbeit ist dabei wie folgt gegliedert: Nach der Einführung in die Grundlagen der Lebenszyklusanalyse erfolgt in Kapitel 2 eine Literaturübersicht, die sich mit den bisherigen Arbeiten zur Lebenszyklusanalyse von Luftfahrtantrieben und Triebwerksteilen auseinandersetzt. Kapitel 3 widmet sich der Entwicklung des Ansatzes, welcher die Volumen-, Material- und Fertigungsabschätzung sowie die Verbindung dieser Konzepte zur Wirkungsabschätzung beinhaltet. In Kapitel 4 wird der entwickelte Ansatz auf die Triebwerke V2500 und PW100 angewendet. Kapitel 5 beinhaltet die Auswertung der Ergebnisse und deren Interpretation hinsichtlich der Umweltwirkungen beider Triebwerke und der eingesetzten Legierungen. Abschließend werden in Kapitel 6 die Ergebnisse diskutiert und Vorschläge zum Ausbau des entwickelten Ansatzes vorgestellt.

1.2 Grundlagen der Lebenszyklusanalyse

Die Lebenszyklusanalyse, oder auch Ökobilanz genannt, ist eine Methode mit dem Ziel, ein besseres Verständnis für die möglichen Umwelteinwirkungen zu schaffen, die im Zusammenhang mit der Produktion und Anwendung von Produkten stehen [2]. Dabei wird eine systematische, datengestützte Analyse des Produktes durchgeführt, welche das Produkt über den Lebensweg nachbildet. Mit diesem Produktmodell können Umwelteinwirkungen, die beispielsweise durch die Nutzung von Rohstoffen und Energien erzeugt wurden, bewertet und verglichen werden [3]. Der Lebensweg eines Produkts erstreckt sich dabei von der Rohstoffgewinnung über die Produktion, Anwendung und die nachgelagerte Verwertung [2]. Das Produkt wird auf seinem Lebensweg durch Prozessmodule modelliert. Jedes Prozessmodul hat Zu- und Abflüsse, die beispielsweise Material, Energie oder Emissionen repräsentieren. Diese werden auch in der deutschsprachigen Terminologie der Ökobilanz Inputs und Outputs genannt [2]. Definiert wird die Ökobilanz und ihre Anwendung durch die Normen DIN ISO 14040 [2] und DIN ISO 14044 [4], welche die Methode in vier Phasen unterteilt: Festsetzung von Ziel und Untersuchungsrahmen, Sachbilanz, Wirkungsabschätzung und Auswertung. Diese werden folgend genauer erläutert.

Ziel und Untersuchungsrahmen

In der ersten Phase wird, wie die Bezeichnung dieser Phase nahelegt, das Ziel und der Untersuchungsrahmen der Lebenszyklusanalyse festgelegt. Bei der Festlegung des Ziels wird die beabsichtigte Anwendung der Studie erläutert, Gründe für die Durchführung beschrieben, die Zielgruppe definiert und entschieden, ob die Ergebnisse für vergleichende Aussagen bestimmt sind [4]. Systemgrenzen legen fest, mit welcher Ausführlichkeit Prozesse betrachtet werden und in welchem Detailgrad In- und Outputs dargestellt werden. In diesem Schritt werden auch Bezugsgrößen – funktionelle Einheit genannt – definiert, auf die die Ergebnisse der Studie bezogen werden. Anforderungen an Datenqualität und Datenquellen werden festgestellt und die Methoden und Wirkungskategorien zur Wirkungsabschätzung in der dritten Phase der Ökobilanz festgelegt. Sollten In-

und Outputs oder bestimmte Lebenswegabschnitte in der Studie weggelassen werden, ist dies zu begründen [4].

In dieser Arbeit umfasst der Untersuchungsrahmen die Herstellung Luftfahrtantrieben, wobei die Gondel als Teil der Flugzeugstruktur verstanden und nicht betrachtet wird. Ziel ist es, einen Ansatz zu entwickeln, der sowohl die Integration der Triebwerksherstellung in Umweltabschätzungen von Flugzeugen ermöglicht als auch detaillierte Analysen einzelner Bauteile für die Betrachtung im Bereich der Triebwerkswartung ermöglicht. Der Detailgrad reicht deshalb bis auf Bauteilebene, wobei Materialien bis auf ihre elementaren Anteile zerlegt analysiert werden. Da der Fokus auf der Herstellung liegt, werden ausschließlich die Lebenswegabschnitte Rohstoffgewinnung, Rohstoffherzeugung und Fertigung betrachtet. Als funktionelle Einheiten werden die Umweltwirkungen pro Triebwerk, pro Modul, pro Bauteil und pro Kilogramm Legierung definiert. Vergleichende Aussagen sind zwischen verschiedenen Materialien sowie zwischen Modulen und Bauteilen eines Triebwerks möglich, jedoch nicht für Triebwerke unterschiedlicher Schubklassen. Da die in dieser Arbeit analysierten Triebwerke unterschiedlichen Schubklassen zuzuordnen sind, ist ein direkter Vergleich ihrer Umwelteinwirkungen nicht sinnvoll. Die Wirkungsabschätzung erfolgt nach der von der Europäischen Kommission empfohlenen EF3.0-Methode [5].

Sachbilanz

Die Zusammenstellung und Modellierung der Prozessmodule und aller relevanter Stoff- und Energieströme ist Aufgabe der Sachbilanzierung. In- und Outputs jedes Prozessmoduls müssen quantitativ durch Messung, Berechnung oder Schätzung bestimmt und die jeweiligen Datenerhebungs- und Datenberechnungsverfahren dokumentiert werden. Die quantifizierten Ergebnisse der Sachbilanz sind der Ausgangspunkt für die Wirkungsabschätzung in Phase drei der Lebenszyklusanalyse [3, 4]. Der in Kapitel 3 entwickelte Ansatz dient der Modellierung der Herstellung von Luftfahrtantrieben und ist der Phase der Sachbilanzierung zuzuschreiben.

Wirkungsabschätzung

Die Wirkungsabschätzung liefert Informationen zur Einordnung der Sachbilanzergebnisse. Sie soll die Zusammenhänge zwischen den In- und Outputs der Sachbilanz und dessen Umweltwirkungen verständlich machen [4]. Dazu werden die Umweltwirkungen in Wirkungskategorien aufgeteilt. Beispiele für Wirkungskategorien sind Klimawandel, Versauerung und Ressourcennutzung, welche die Umwelteinwirkungen Treibhausgasemissionen, Versauerung von Böden und Gewässern und Ressourcenerschöpfung verursachen.

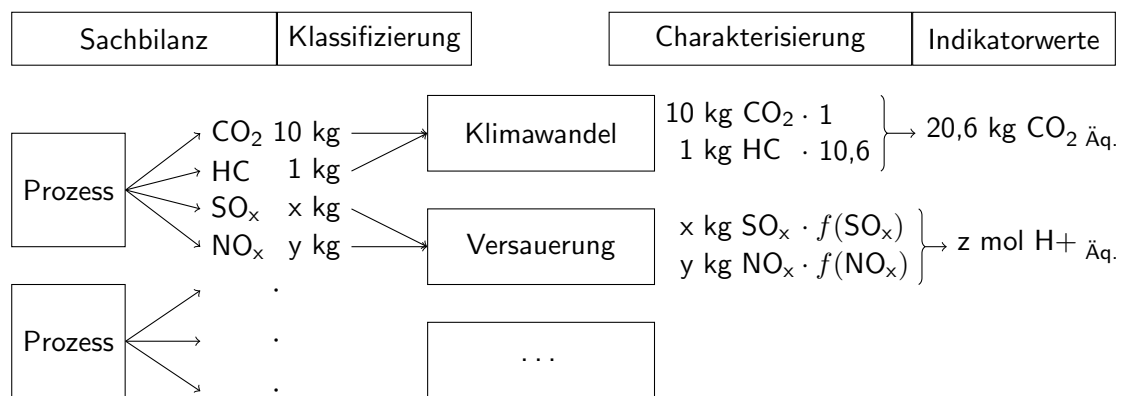


Abbildung 1.1: Ablauf der Wirkungsabschätzung in Anlehnung an Johanning [6]

Abbildung 1.1 stellt den Ablauf der Wirkungsabschätzung schematisch dar: Jeder Wirkungskategorie sind bestimmte In- und Outputs der Sachbilanzierung zuzuweisen. Kohlenstoffdioxid (CO_2) und flüchtige organische Substanzen (HC) haben beispielsweise Einfluss auf die Wirkungskategorie Klimawandel [6]. Die Zuweisung dieser Outputs zur jeweiligen Wirkungskategorie nennt sich Klassifizierung [6]. Um die Umwelteinwirkungen einer Wirkungskategorie zu quantifizieren, bedarf es einem Wirkungsindikator, auf welchen die klassifizierten Einflüsse umgerechnet werden können. Dieser Schritt nennt sich Charakterisierung [6]. Beispielsweise werden zur Charakterisierung der Wirkungskategorie Klimawandel die HC-Anteile auf den Indikator $\text{kg CO}_2 \text{ Äquivalent}$ durch Multiplikation mit dem Faktor 10,6 umgerechnet.

Über die beschriebenen Bestandteile der Wirkungsabschätzung hinaus, gibt es weitergehende optionale Bestandteile, welche die Verständlichkeit der Ergebnisse erhöhen können, jedoch auf Wertehaltungen beruhen und nicht naturwissenschaftlich begründbar sind. Dazu gehören die Normierung der Wirkungsindikatorwerte, Ordnung der Wirkungskategorien sowie die Gewichtung oder Zusammenfassung von Indikatorwerten [4]. In der Regel werden für die Wirkungsabschätzung etablierte Methoden verwendet, was die Vergleichbarkeit und Nachvollziehbarkeit verschiedener Ökobilanzen deutlich erhöht und den Anwender*innen eine große Arbeitserleichterung bietet. Einige dieser Methoden unterscheiden zwischen Midpoint- und Endpoint-Wirkungskategorien. Dabei beschreiben Midpoint-Kategorien naturwissenschaftlich fundierte Umweltwirkung (z. B. Feinstaub), während die Endpoint-Kategorie den Umweltschaden anschaulich betrachtet (z. B. Schaden für die menschliche Gesundheit) [3, 6]. Die vorliegende Arbeit behandelt die Bestandteile der Wirkungsabschätzung, welche auf naturwissenschaftlichen Erkenntnissen basieren und verwendet die von der Europäischen Kommission empfohlene Wirkungsabschätzungsmethode EF3.0 [5].

Auswertung

In der letzten Phase der Lebenszyklusanalyse werden die Ergebnisse der Sachbilanz und der Wirkungsabschätzung betrachtet. Es gilt signifikante Inputs, Outputs, Prozesse oder Lebensabschnitte zu identifizieren, welche einen besonderen Einfluss auf die Ergebnisse der Ökobilanz haben. Daraus sind Schlussfolgerungen, Einschränkungen und Empfehlungen abzuleiten. Die Ökobilanz versteht sich als iterativer Prozess. Ergebnis und Zielsetzung werden verglichen und wenn nötig angepasst [4].

2 Literaturübersicht

Die Luftfahrt ist seit einiger Zeit Gegenstand der Betrachtung von Lebenszyklusanalysen und bildet so bereits eine eigene kleine Sparte der Luftfahrtforschung. Den größten Anteil daran hat die Forschung rund um aktuelle und potenzielle Kraftstoffe [7]. Ein weiterer großer Anteil der Publikationen entfällt auf den Entwurf und die Herstellung von Flugzeugen sowie die dabei eingesetzten Materialien [7]. Die konkrete Betrachtung von Luftfahrtantrieben macht nur einen sehr kleinen Teil – nach Albano [7] 6 % – der Sparte Lebenszyklusanalysen in der Luftfahrt aus. Da sich diese Arbeit innerhalb des Lebenszyklus mit der Herstellung von Luftfahrtantrieben beschäftigt, wird im Folgenden Literatur näher betrachtet, aus denen Informationen zu diesem Thema hervorgehen. Diese nun bereits stark gefilterte Gruppe an Literatur lässt sich in drei Subgruppen aufteilen, welche folgend vorgestellt werden: So gibt es Arbeiten, die sich mit der Lebenszyklusanalyse von Flugzeugen beschäftigen und in diesem Rahmen die Herstellung der Triebwerke betrachten (Unterkapitel 2.1). Eine zweite Gruppe befasst sich explizit mit den während Herstellung und Betrieb entstehenden Umwelteinwirkungen von Luftfahrtantrieben (Unterkapitel 2.2), während die Forschung der dritten Gruppe einzelne Bauteile von Triebwerken und deren Lebenszyklus analysiert (Unterkapitel 2.3).

2.1 Lebenszyklusanalysen von Flugzeugen mit Triebwerken

In diesem Unterkapitel werden Studien betrachtet, die sich mit der Lebenszyklusanalyse von Flugzeugen befassen und dabei auch die Herstellung der Triebwerke als Teilaspekt untersuchen.

Chester [8] vergleicht die Umwelteinflüsse des US-amerikanischen Personenverkehrs auf der Straße, der Schiene und in der Luft. Für den Luftverkehr werden die Flugzeuge Embraer 145, Boeing 737 und Boeing 747 mit den Turbofantriebwerken RR AE3007A, CFM-56-3 und PW4056 untersucht. Dabei werden die Triebwerke in den Lebensphasen der Herstellung und Instandhaltung separat vom Flugzeug betrachtet. Chester nutzt einen ökonomischen Ansatz der Lebenszyklusanalyse, bei welchem mithilfe des Preises und einer Prozessmatrix die Umwelteinwirkungen eines Objekts ermittelt werden können. Zur Analyse werden die Prozessmatrizen des nicht länger öffentlich einsehbaren Programms *Economic Input-Output Analysis-Based Life-Cycle Assessment Software* der Carnegie Mellon University verwendet. Chester nimmt an, dass 90% des Kaufpreises eines Triebwerks auf dessen Herstellung zurückzuführen sind. Aus diesem Herstellungspreis und der dem Programm entnommenen Prozessmatrix *Aircraft and Engine Parts Manufacturing* werden acht entstehende Outputs berechnet. Neben dem angenommenen Kaufpreis sind die Ergebnisse in Tabelle 2.1 gelistet.

	Embraer 145 RR AE3007A	Boeing 737 CFM-56-3	Boeing 747 PW4056	
Kaufpreis	1 900 000	3 800 000	7 200 000	[\$]
Energie	11 000	21 000	35 000	[GJ]
Treibhausgase	900 000	1 650 000	2 750 000	[kg CO ₂ Äq.]
Schwefeldioxid	2 500	4 700	7 750	[kg]
Kohlenmonoxid	7 500	14 000	23 250	[kg]
Stickoxide	1 950	3 700	6 000	[kg]
Flüchtige organische Verbindungen	1 150	2 150	3 500	[kg]
Blei	2,00	4,05	6,75	[kg]
Feinstaub	550	1 050	1 725	[kg]

Tabelle 2.1: Outputs der Triebwerksherstellung nach Chester [8]

Eine Lebenszyklusanalyse eines Airbus A320 mit CFM56-5B Triebwerken über dessen gesamten Lebenszyklus wird von Howe [9] durchgeführt. Dabei wird die Herstellungsphase hauptsächlich über die Materialzusammensetzung der einzelnen Baugruppen des Flugzeugs modelliert. In dieser Phase werden die Triebwerke als eigene Baugruppe betrachtet und durch fünf Materialien repräsentiert, für dessen Massenanteile Howe direkt auf Airbus verweist. So wird angenommen, dass ein CFM56-5B Triebwerk aus 550 kg Eisen-Nickel-Chrom-Legierung, 200 kg Stahl, 500 kg Aluminiumlegierung, 700 kg Nickel und 828 kg Titan besteht. In der weiteren Analyse werden der Baugruppe Triebwerke auch die Gewichts- und Materialanteile von Gondel, Schubumkehrer und Pylon zugeordnet. Die Sachbilanz der Materialien erfolgt mit Hilfe der Datenbank *Ecoinvent 2.0*. Für die Wirkungsabschätzung wird der Einzelwert Indikator *Eco Indicator 99* verwendet. Howe kommt, ohne weitere Differenzierung der Ergebnisse, zu dem Schluss, dass die Baugruppe Triebwerke 31 % der durch die Herstellung des Airbus A320 verursachten Umwelteinwirkungen verantworten.

Das Triebwerk CF6-80E1 wird im Rahmen einer Lebenszyklusanalyse des Airbus A330-200 von Lopes [10] betrachtet. Das Triebwerk wird für die Modellierung der Herstellung als Kombination aus metallischen Legierungen und Faserverbundstoffen abstrahiert, deren Zusammensetzung auf Schafrik und Sprague [11] zurückgeht. Die-

se Materialien werden in der Sachbilanzierung durch neun Prozesse der Datenbank *Ecoinvent* repräsentiert. So setzt sich das Triebwerk zusammen aus Eisen-Nickel-Chrom-Legierungen, Aluminiumlegierungen, Kohlenstofffaserverstärktem Kunststoffen, Titan, Nickel, Chrom, Molybdän, Gusseisen und Tantal. Zur Wirkungsabschätzung wird die *ReCiPe-Methode* [12] angewendet. Diese gliedert die Umwelteinwirkungen in 18 Midpoint-Wirkungskategorien und die drei Endpoint-Wirkungskategorien [12]. Aus den Ergebnissen der Arbeit lassen sich die Umwelteinwirkungen eines CF6-80E1 Triebwerks für 10 der 18 Midpoint-Kategorien ableiten¹. Diese Ergebnisse werden in Tabelle 2.2 präsentiert. Dabei wird das Triebwerk zusammen mit Gondel und Pylon als eine Baugruppe betrachtet. Lopes ermittelt, dass diese Baugruppe 27 % der gesamten Umwelteinwirkungen verursachen, die während der Herstellung des Airbus A330-200 entstehen. Dieser Wert ergibt sich aus der optionalen Normierung und der Zusammenfassung der Midpoint-Kategorien zu einem Einzelwert in der Wirkungsabschätzung. Die Triebwerke alleine haben an diesem Einzelwert einen Anteil von 16,2 %.

Airbus A330-200		
CF6-80E1		
Klimawandel	170820	[kg CO ₂ Äq.]
Humantoxizität	18458	[kg 1, 4-DB Äq.]
Feinstaubbildung	898	[kg PM ₁₀ Äq.]
Eutrophierung Frischwasser	47	[kg N Äq.]
Eutrophierung Meer	224	[kg P Äq.]
Ökotoxizität Meer	713	[kg 1, 4-DB Äq.]
Landbesetzung Urban	7148	[m ² · Jahr]
Umwandlung von Naturflächen	67	[m ²]
Ressourcenerschöpfung Mineralien und Metalle	83867	[kg Fe Äq.]
Ressourcenerschöpfung fossil	53820	[kg Öl Äq.]

Tabelle 2.2: Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes CF6-80E1 in den ReCiPe-Midpoint-Wirkungskategorien nach Lopes [10]

¹Die Ergebnisse sind in der funktionellen Einheit pro Passagierkilometer angegeben. Da in dieser Arbeit die absoluten Umwelteinwirkungen der Triebwerksherstellung von Interesse sind, wurden die Ergebnisse auf die funktionelle Einheit pro Triebwerk umgerechnet. Die detaillierte Erläuterung dieser Umrechnung findet sich in Anhang A.1.

2.2 Umwelteinwirkungen von Luftfahrtantrieben im Rahmen von Exergoenvironmental Analysen

Eine Reihe von Veröffentlichungen die sich mit den Umwelteinwirkungen von Triebwerken auseinandersetzen, beschäftigen sich mit der sogenannten Exergoenvironmental Analyse und betrachtet in diesem Zusammenhang auch die Herstellung der Triebwerke. Diese Arbeiten werden im folgenden vorgestellt. Die Exergoenvironmental Analyse kombiniert eine Exergie-Analyse und eine Lebenszyklusanalyse miteinander, um Prozesse der Energieumwandlung ökologisch genauer beschreiben zu können [13]. Mithilfe einer Exergie-Analyse wird das energieumwandelnde System modelliert, die Herstellung dessen wird im Rahmen der Lebenszyklusanalyse abgebildet [13]. Zur Wirkungsabschätzung der Umwelteinwirkungen wird der Einzelwertindikator Eco-Indicator-99 verwendet. Dieser basiert auf den nicht naturwissenschaftlich begründbaren Bestandteilen der Wirkungsabschätzung und subjektiven Wertehaltungen [14, 15].

Die Arbeitsgruppe rund um Atılgan [16–18] beschäftigt sich in ihren Analysen mit dem Turboproptriebwerk CT7-9C. Das Hauptaugenmerk dieser Analysen liegt auf der, für die vorliegende Arbeit nicht weiter relevanten, Exergie-Analyse. Die durchgeführte Lebenszyklusanalyse teilt den Lebenszyklus in Herstellung, Betrieb, Instandhaltung und Entsorgung. Welche Informationen und Daten der Ermittlung der Umwelteinwirkungen zugrunde liegen, geht aus den Veröffentlichungen nicht hervor. Aufgrund der Verwendung der Ergebnisse für die Methode der Exergoenvironmental Analysis, werden die Ergebnisse in einheitenlosen in Eco-Indicator-99-Punkten pro Zeiteinheit angegeben. Mithilfe der von Atılgan et al. [16] angenommenen 21.000 Betriebsstunden des Triebwerks lassen sich die absoluten Ergebnisse in Punkten darstellen. 2013 ermitteln Atılgan et al. [16] Umwelteinwirkungen durch die Herstellung des Turboproptriebwerks von 170.856 Punkten, welcher sich auf fünf Module aufteilt. In einer folgenden Arbeit aus dem Jahr 2019 berechnen Atılgan et al. [17] ökologischen Schaden von 187.110 Punkten über vier Module verteilt. Dem gleichen Konzept folgend untersuchen Aygun und Turan [18] das Turbofantriebwerk PW4000, für welches sie 76.650 Betriebsstunden annehmen. Ebenfalls ohne Beschreibung der Eingangsgrößen bestimmen sie einen durch die Herstellung entstehende Umwelteinwirkungen von 951.993 Punkten verteilt

auf sechs Module. Die prozentualen Anteile der Module an den Umwelteinwirkungen finden sich in Tabelle 2.3.

Ebenfalls dem Ansatz der Exergoenvironmental Analysis folgend betrachtet Balli [19] ein fiktives Turboprop-Triebwerk mit der Bezeichnung m-TPE und einer Wellenleistung von 1.000,33 kW und einem Gewicht von 380,01 kg. Das Triebwerk wird in sieben Module unterteilt, welchen je ein Gewicht und eine Materialzusammensetzung zugeordnet wird. So bestehen die Module aus Kombinationen von Stahl, niedriglegiertem Stahl, hochlegiertem Stahl und Gusseisen. Jedem dieser Materialien wird ein Indikator mit einer Eco-Indicator-99-Punkte pro kg Einheit zugeordnet, die dem Eco-Indicator Handbuch [15] entnommen sind. So ergibt sich für jedes Modul aus Gewicht und Materialzusammensetzung mit entsprechenden Indikatoren eine ökologische Schadensabschätzung der Herstellung. Balli errechnet so einen ökologischen Schaden des Gesamttriebwerks von 180.867 Punkten. Die Anteile der Module sind ebenfalls in Tabelle 2.3 gelistet.

CT7-9C [16]		m-TPE [19]	
170 856 Punkte		180 867 Punkte	
Kompressor	31 %	Kompressor	7 %
Brennkammer	12 %	Brennkammer	20 %
Gasturbine	33 %	Gasturbine	33 %
Arbeitsturbine	16 %	Arbeitsturbine	32 %
Schubdüse	7 %	Schubdüse	7 %

CT7-9C [17]		PW4000 [18]	
187 110 Punkte		951 993 Punkte	
Kompressor	33 %	Fan	17 %
Brennkammer	14 %	Niederdruckverdichter	12 %
Gasturbine	36 %	Hochdruckverdichter	25 %
Arbeitsturbine	18 %	Brennkammer	8 %
		Hochdruckturbine	25 %
		Niederdruckturbine	14 %

Tabelle 2.3: Modulanteile der Umwelteinwirkungen aus Exergoenvironmental Analysen

2.3 Lebenszyklusanalysen von Triebwerksbauteilen

Neben bereits aufgeführten Arbeiten zur Lebenszyklusanalyse von gesamten Flugzeugen und Triebwerken existiert auch Forschung zur Lebenszyklusanalyse von Einzelteilen der Luftfahrtantriebe.

Das Fraunhofer-Institut für Produktionstechnologie hat sich im Rahmen mehrerer Veröffentlichungen mit dem Lebenszyklus einer Blisk (einer beschaukelten Scheibe) beschäftigt [20–24]. Die Blisk wird, aufgrund ihrer komplexen Geometrie und schwer zu verarbeitenden Materialien, als eines der fertigungstechnisch anspruchsvollsten Bauteile eines Triebwerks verstanden [20]. Das entwickelte Modell einer Blisk soll den Rotor einer Stufe des Hochdruckkompressors für ein Triebwerk der sechsten Generation repräsentieren [20]. In Lebenszyklusanalyse wird der Lebensweg der Blisk bis hin zum für den Betrieb einsetzbaren Produkt betrachtet [21]. Dies umfasst die Lebensphasen der Rohstoffgewinnung, Materialerzeugung und Fertigung [21].

Die Blisk wird in zwei Szenarien analysiert. Im ersten Szenario wird sie aus der Titanlegierung Ti-6Al-4V und im zweiten Szenario aus der Nickellegierung Inconel 718 gefertigt [22]. Zur Abbildung der Legierungen werden diese in ihre Legierungskomponenten aufgeteilt. So wird Inconel 718 durch 15 Elemente dargestellt und Ti-6Al-4V entsprechend der prozentualen Anteile durch Titan, Aluminium und Vanadium [22]. Die Sachbilanzierung der Elemente erfolgt unter Verwendung der Ecoinvent-Datenbank [22]. Da keine Daten über die Produktion der Legierungen aus den Rohmaterialien vorliegen, wird dieser Prozessschritt vernachlässigt [23]. Die Fertigung der Blisks wird in die Fertigungsschritte Bauteilgenerierung, Zerspanen, Oberflächenbehandlung und Qualitätssicherung aufgespalten [24]. Daten zu den Prozessschritten der Bauteilgenerierung, zu denen unter anderem Schmieden und Wärmebehandeln zählen, sind der Literatur entnommen. Daten zu den Zerspanungsprozessen wurden an der verwendeten Fünffachs-Fräse erhoben. Dazu gehören Informationen über die verwendeten Mengen an Rohmaterial, Kühlmittel, Strom, Druckluft und Schneidwerkzeugen sowie die Menge an anfallenden Spänen [24]. Auch während der Qualitätssicherung und Oberflächenbehandlung konnten die Daten direkt gemessen werden. Für den Fertigungsschritt der Oberflächenbehandlung wurden die direkten Messdaten durch Berechnungen ergänzt [24].

Die Wirkungsabschätzung der Herstellung der Blisks aus beiden Materialszenarien erfolgt anhand der Wirkungskategorien der von der Europäischen Kommission empfohlenen EF3.1-Methode [5, 22]. In einem relativen Vergleich zwischen den Szenarien erzeugt die Herstellung der Titan-Blisk in fast allen Wirkungskategorien weniger als die Hälfte der Umwelteinwirkungen bezogen auf die Herstellung der Nickel-Blisk. Dies wird auf die komplexere Rohstoffgewinnung und ressourcenintensiven Zerspanung von Inconel 718 zurückgeführt [22]. Die Wirkungskategorie Klimawandel wird detaillierter analysiert, wobei für die Titan-Blisk Treibhausgasemissionen von 2.698 kg CO₂ Äquivalent und für die Nickel-Blisk 6.168 kg CO₂ Äquivalent ermittelt werden. Die relativen Anteile an den Umwelteinwirkungen sind für beide Blisks ähnlich verteilt. Ungefähr die Hälfte der Umwelteinwirkungen ist auf die Rohstoffgewinnung zurückzuführen (Ti: 49,2 %, Ni: 45,2 %). Der zweitgrößte Anteil entsteht durch den Strombedarf (Ti: 44,0 %, Ni: 39,3 %), während sich die restlichen Prozentpunkte auf den Verbrauch von Schneidwerkzeugen und Schmiermitteln aufteilen [22]. Es erfolgt ebenfalls eine Aufteilung der Umwelteinwirkungen aus der Wirkungskategorie Klimawandel auf die Fertigungsschritte. Der Anteil der Rohstoffgewinnung bleibt unverändert der größte Anteil. Darauf folgt für beide Materialien die Zerspanung (Ti: 28,8 %, Ni: 36,0 %). Schmieden und die Erzeugung des Rohmaterials kommen für Titan auf einen Anteil von 11,6 % und für Nickel auf 6,9 %. Jedoch hat die Rohstoffgewinnung nicht in allen Wirkungskategorien den größten Anteil an den Umwelteinwirkungen. In der ebenfalls betrachteten Wirkungskategorie Süßwasser Ökotoxizität geht ein Großteil der Umwelteinwirkungen auf den Verbrauch von Schneidwerkzeugen aus Kobalt (Ti: 50,8 %, Ni: 48,4 %) und Wolfram (Ti: 10,3 %, Ni: 9,5 %) zurück.

Ein weiteres Triebwerksbauteil über dessen Lebenszyklusanalyse mehrere Veröffentlichungen existieren sind Turbinenschaufeln. Veeramanikandan et al. [25] analysieren eine Einkristall-Turbinenschaufel aus der Nickelbasislegierung RENE N-6. Besonderer Fokus liegt auf der Fertigung der Schaufel, welche aus den folgenden acht Fertigungsschritten besteht: Feinguss, Schleifen, funkenerosives Bohren, Laserbearbeitung, Entgraten, Dampffentfetten, Beschichten und Teilekennzeichnung. Eine nicht näher beschriebene Software wird zur Sachbilanzierung verwendet. Die Wirkungsabschätzung erfolgt unter Verwendung des Eco-Indicator-99. Dabei werden die Wirkungsabschätzungen in zehn Wirkungskategorien analysiert, welche

der Eco-Indicator-99 als Zwischenergebnis verwendet. Ebenfalls werden die drei Wirkungskategorien Schäden an der Humangesundheit, der Ökosystemqualität und dem Ressourcenvorrat als auch der Eco-Indicator-99 Einzelwert betrachtet. In vielen der zehn Wirkungskategorien weist die Laserbearbeitung die höchsten Umwelteinwirkungen auf, gefolgt von dem Fertigungsschritt der Beschichtung. Der Eco-Indicator-99-Einzelwert der gesamten Herstellung beträgt 27,2 Punkte. Davon sind den Schäden an der Humangesundheit 2 Punkte, den Schäden an der Ökosystemqualität 0,2 Punkte und den Schäden am Ressourcenvorrat 25 Punkte zuzuschreiben. Von der Gesamtpunktzahl gehen 55 % auf die Beschichtung und 27 % auf die Rohstoffgewinnung zurück [25].

Torres-Carrillo et al. [26] führen eine Lebenszyklusanalyse durch, in welcher der Lebensabschnitt der Fertigung einer Turbinenschaufel analysiert wird. Dabei wird eine konventionell durch Feingießen gefertigte Schaufel der gleichen, durch selektives Laserschmelzen (SLM) additiv gefertigten Schaufel gegenübergestellt. Beide Schaufeln durchlaufen daraufhin eine Präzisionsbearbeitung. Die Daten der Sachbilanz des selektiven Laserschmelzens und der Präzisionsbearbeitung sind während der Fertigung erhoben worden. Daten zum Feingießen basieren auf Literaturwerten. Die Wirkungsabschätzung erfolgt mithilfe der CML-2001-Methode unter Verwendung der Wirkungskategorien Treibhauspotential, Versauerungspotential, Ozonabbaupotential, Humantoxizitätspotenzial und Humantoxizität. In allen Wirkungskategorien erzeugt die additive Fertigung weniger Umwelteinwirkungen als das konventionelle Feingießen. In der Wirkungskategorie Treibhauspotential verursacht die Fertigung von 600 Schaufeln durch Feingießen 4.816 kg CO₂ Äquivalent, das selektive Laserschmelzen 4.518 kg CO₂ Äquivalent und die Präzisionsbearbeitung 2.509 kg CO₂ Äquivalent.

Overcash et al. [27] stellen die Unit Process Life Cycle Inventory Methode der Sachbilanzierung von Fertigungsprozessen vor. Dabei wird ein Produkt in allen Einzelteilen und Fertigungsschritten betrachtet. Für jeden Fertigungsschritt gibt es eine Berechnungsmethode, welche umfassende Kenntnis über die Ein- und Ausgangsbedingungen des Produkts in diesem Fertigungsschritt voraussetzen. Diese Sachbilanzierung wird für eine Kraftstoffdüse eines Triebwerks durchgeführt. Dafür wurden den 14 Einzelteilen der Kraftstoffdüse insgesamt 64 Fertigungsschritte zugeordnet, für die jeweils der Energiebedarf errechnet wurde. Um einen Fertigungsschritt zu berechnen, bedarf es

der Kenntnis über das Material sowie das Gewicht und die Größe des Einzelteils vor und nach dem Fertigungsschritt, welches die Autor*innen von dem Triebwerkshersteller General Electric erhalten haben. Der Energiebedarf zur Fertigung einer Kraftstoffdüse wird mit 12,92 kJ beziffert.

Léonard und Nylander [28] untersuchen nicht näher benannte Triebwerksteile mit einem Gewicht von je 100 kg aus vier verschiedenen Materialien: Titan, Aluminium, Faserverbundwerkstoff und einem Hybrid aus 70 % Titan und 30 % Faserverbundwerkstoff. Dabei wird der Lebenszyklus aufgeteilt auf die Produktion der Rohmaterialien, die Fertigung und das Recycling. Die Fertigung wird abstrahiert durch die dabei entstehenden Materialabfälle. Zur Sachbilanzierung wird die Datenbank ELCD verwendet. Die Wirkungsabschätzung erfolgt mit der ILCD-Midpoint-Methode. Die Ergebnisse für die Lebensabschnitte Produktion der Rohmaterialien und Fertigung werden in CO_2 Äquivalenten dargestellt. So entstehen durch die Herstellung eines Titanbauteils 8.787 kg CO_2 Äquivalent, für ein Aluminiumbauteil 1.866 kg CO_2 Äquivalent, für ein Faserverbundbauteil 11.571 kg CO_2 Äquivalent und ein Bauteil aus dem Hybridwerkstoff 9.553 kg CO_2 Äquivalent.

Eine weitere nennenswerte Veröffentlichung, auch wenn sie sich nicht mit Luftfahrtantrieben auseinandersetzt, ist die von Musacchio et al. [29] angefertigte Lebenszyklusanalyse einer stationären Gasturbine. Betrachtet werden die Lebensphasen Rohmaterialgewinnung, Fertigung und der Testbetrieb. Hervorzuheben ist die Modellierung der in der Gasturbine verwendeten Legierungen. Dafür wird jede Legierung aus dessen chemischen Elementen zusammengesetzt und der Bedarf an Energie zum Schmelzen der Legierung berechnet. Ein Vorgehen, welches dem in dieser Arbeit verwendeten Ansatz sehr ähnlich ist und in Unterkapitel 3.3 näher beschrieben wird. Musacchio et al. führen für 37 Legierungen das Treibhauspotenzial eines Kilogramms der Legierung auf und ermitteln minimale Schwankungen des Bedarfs an Schmelzenergie.

2.4 Schlussfolgerungen

Die bestehende Literatur zeigt, dass Triebwerke in Lebenszyklusanalysen häufig nur als eine Baugruppe innerhalb der Gesamtbetrachtung von Flugzeugen modelliert werden. Während Chester [8] einen ökonomischen Ansatz zur Abschätzung der Umwelteinwirkungen nutzt, reduzieren andere Studien Triebwerke auf eine vereinfachte Materialzusammensetzung, ohne Fertigungsprozesse zu berücksichtigen [9, 10]. Arbeiten zur ExergoenvIRONMENTAL Analyse [16–19] basieren auf stark vereinfachten Annahmen zur Triebwerksherstellung, wobei oft unklar bleibt, welche Daten einbezogen werden. Detaillierte Analysen einzelner Triebwerksbauteile, wie etwa Blisks [20–24] oder Turbinenschaufeln [25, 26], basieren oftmals auf direkt erhobenen Fertigungsdaten. Neben der eingeschränkten Verfügbarkeit solcher Daten, ist der mit der hohen Detailtiefe einhergehende Arbeitsaufwand pro Bauteil für die Betrachtung eines gesamten Triebwerks kaum realisierbar.

Die vorliegende Arbeit entwickelt einen Ansatz zur Abschätzung der Umwelteinwirkungen der Triebwerksherstellung, der eine Betrachtung des gesamten Triebwerks auf Bauteilebene ermöglicht und sowohl Materialeinsatz als auch Fertigungsprozesse einbezieht. Durch die Modellierung von Volumen, Material und Fertigungsprozessen lassen sich Umweltwirkungen einzelner Komponenten nachvollziehbar quantifizieren. Angelehnt an die Blisk-Studien [20–24] und die Arbeit von Musacchio et al. [29] werden die Triebwerksmaterialien durch ihre Legierungselemente dargestellt. Auch wird ein modulares Konzept zur Fertigungsberechnung, ähnlich dem von Overcash, [27] angestrebt. Damit wird nicht nur eine genauere Bewertung der Triebwerksherstellung ermöglicht, sondern auch eine Integration in übergeordnete Lebenszyklusanalysen von Flugzeugen sowie eine fundierte Grundlage für Wartungs- und Instandhaltungsbetrachtungen geschaffen.

3 Entwicklung des Ansatzes

Die Betrachtung der Herstellung von Luftfahrtantrieben im Rahmen einer Lebenszyklusanalyse erfordert einen Ansatz zur Modellierung dieser Luftfahrtantriebe und deren Herstellung. In dieser Arbeit werden die Triebwerke bis auf Bauteilebene analysiert, sodass eine detaillierte Betrachtung der einzelnen Komponenten möglich wird. Dazu werden die Bauteile des Triebwerks hinsichtlich ihres Volumens, ihres Materials sowie der angewendeten Fertigungsverfahren modelliert. Der Herstellungsprozess wird in diesem Ansatz durch die Prozessschritte der Rohstoffgewinnung, Rohstofferzeugung und Fertigung der Triebwerksteile definiert. Der Ansatz setzt sich aus einzelnen Konzepten zusammen, welche gemeinsam die Sachbilanz der Lebenszyklusanalyse bilden.

Zunächst wird in Unterkapitel 3.1 das Konzept zur Volumenabschätzung der einzelnen Bauteile vorgestellt, da das Volumen gemeinsam mit der Materialabschätzung (Unterkapitel 3.2) Grundlage für die Massenbestimmung der Bauteile ist. Unterkapitel 3.3 befasst sich näher mit der Modellierung der Legierungen und der benötigten Energie zur Rohstofferzeugung. Das Konzept zur Fertigungsabschätzung wird im Unterkapitel 3.4 erläutert. Abschließend werden in Unterkapitel 3.5 alle Konzepte zusammengeführt, um eine umfassende Sachbilanzierung und Wirkungsabschätzung der Triebwerksherstellung zu ermöglichen. Die Anwendung dieses Ansatzes auf das Turbofantriebwerk V2500 und das Turboproptriebwerk PW100 erfolgt in Kapitel 4.

3.1 Konzept zur Volumenabschätzung

Zur Approximierung der Massen von Triebwerken gibt es verschiedene Ansätze von unterschiedlicher Betrachtungstiefe. Diese reichen von einfachen Korrelationen des Gesamtgewichts bis hin zu detaillierten Modellierungen einzelner Bauteile. Lolis [30] gibt einen ausführlichen Überblick über diese Verfahren: Diese Konzepte basieren auf Leistungsparametern des Triebwerks wie Temperaturverläufen, Drehzahlen und Druckverhältnissen [31, 32] oder auf der vorliegenden Geometrie eines Triebwerks [33, 34]. In der vorliegenden Arbeit wird ein geometriebasiertes Konzept verfolgt.

Als primäre Quelle der Triebwerksgeometrie dient das Schnittbild des Triebwerks, unter dessen Verwendung sich die Maße vieler Bauteile und deren Volumen herleiten lassen. In Kombination mit der Materialabschätzung in Unterkapitel 3.2 des Bauteils ergibt sich die Masse nach Formel 3.1.

$$m_{Bauteil} = V_{Bauteil} \cdot \rho_{Bauteil} \quad (3.1)$$

Zur korrekten Skalierung des Schnittbilds wird ein bekanntes Referenzmaß benötigt. Das jeweilige *Type-Certificate Data Sheet* der EASA umfasst die Gesamtlänge (*Overall Length*) eines Triebwerks und kann zur Skalierung herangezogen werden. Da die EASA jedoch nicht die Messpunkte dokumentiert, sind genauer übertragbare Maße vorzuziehen. Für Turbofantriebwerke ist der in der Regel öffentliche Außendurchmesser des Fans ein geeignetes Referenzmaß, welches auch von Sauer [34] herangezogen wird. Sollten aus der einsehbaren Dokumentation des Triebwerks genaue Bemaßungen bekannt sein, eignen sich diese ebenfalls zum Skalieren des Schnittbilds.

3.1.1 Rotationssymmetrische Bauteile

Eine Vielzahl der betrachteten Triebwerksteile sind, bezogen auf ihre Drehachse, rotationssymmetrisch. Dazu zählen Scheiben, Wellen, Gehäuse (*Case*)², Dichtungsringe sowie Zahnräder aus Untersetzungsgetrieben. Dessen Querschnittsfläche lässt sich direkt aus dem Schnittbild ermitteln. Das Volumen V_{rot} dieser Bauteile berechnet sich aus dem mittleren Radius $\bar{r}_{rot}$ und der Querschnittsfläche A_{rot} nach Sauer [34]:

$$V_{rot} = 2\pi \cdot \bar{r}_{rot} \cdot A_{rot} \quad (3.2)$$

Bohrungen oder Ausfräsungen, welche aus der Schnittebene des Schnittbildes nicht hervorgehen oder in ihrer Anzahl unbekannt sind, werden nicht weiter in die Volumenabschätzung einbezogen. Aus Schnittbildern mit hohem Detailgrad und hoher grafischer Auflösung können auch weitere Bauteile mit dieser Methode abgeschätzt werden. So können Lager, unter Vernachlässigung der Roll- und Wälzelemente, deren Anzahl in der Regel unbekannt ist [33], durch ihre rotationssymmetrischen Lagerringe approximiert werden. Ebenso können die dünnwandigen Flammrohre der Brennkammer als rotationssymmetrische Bauteile verstanden werden.

Querschnittsfläche und Volumen lassen sich in gleicher Weise mithilfe eines CAD-Programms modellieren. Die Modellierung mittels eines CAD-Programms eignet sich auch für weitere Bauteile, welche nicht vollständig rotationssymmetrisch sind, und stellt oft eine sehr gute Annäherung des Volumens dar. Dazu gehören komplexe Bauteile mit mehreren öffentlich zugänglichen Schnitten und Perspektiven sowie Fanschaufeln und Gehäuse (*Housings* und *Frames*)³.

²In englischsprachiger Literatur und Dokumentation wird für die Bezeichnung von Gehäusen zwischen *Case*, *Frame* und *Housing* unterschieden, weshalb zur Differenzierung im Folgenden die englische Bezeichnung hinter dem Wort Gehäuse geführt wird.

Case: Ein Gehäuse zur äußeren Begrenzung des Strömungskanals
Frame: Ein Gehäuse zur Aufnahme entstehender Lasten (Rahmen)
Housing: Ein Gehäuse zur Aufnahme von Getrieben

³Siehe Fußnote 2.

3.1.2 Schaufeln

Die Volumenabschätzung von Lauf- und Leitschaufeln folgt der Berechnung der Profilmasse (*Airfoil Mass*) der Software *GasTurb Details 6* [35]. Im Schnittbild werden, wie in Abbildung 3.1 beispielhaft dargestellt, für jede Schaufel die Schaufelhöhe an Vorder- und Hinterkante und die axiale Gitterbreite des Profils entlang der Schaufelspitze und der Schaufelnarbe gemessen.

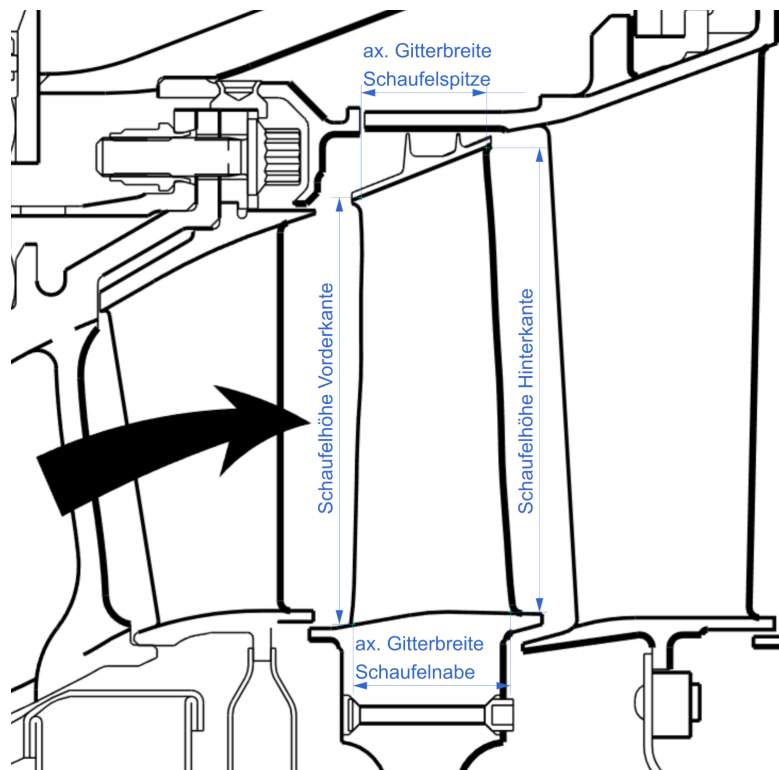


Abbildung 3.1: Bemaßung einer Schaufel im Schnittbild
(Unter Verwendung des PW100-Schnittbildes [36])

Die mittlere Sehnenlänge $\bar{s}$ der Schaufel lässt sich aus dem Staffelungswinkel γ und der gemittelten axialen Gitterbreite $\bar{b}_{ax}$, die aus den Maßen an Schaufelspitze und Schaufelnarbe ermittelt wird, berechnen.

$$\bar{s} = \frac{\bar{b}_{ax}}{\cos(\gamma)} \quad (3.3)$$

Der Staffelungswinkel wird für Kompressorschaukeln mit $\gamma = 35^\circ$ und für Turbinenschaukeln mit $\gamma = 40^\circ$ angenommen. Die relative Profildicke der Schaukel d_{rel} , bezogen auf die Sehnenlänge, wird mit $d_{rel} = 0,1$ angenommen. Eine höhere relative Profildicke von $d_{rel} = 0,2$ wird für die Beschaukelung der Hochdruckturbine verwendet. Das Volumen einer Schaukel kann dann gemäß Formel 3.4 mittels der mittleren Schaukelhöhe $\bar{b}_r$ berechnet werden.

$$V_S = \bar{b}_r \cdot \bar{s}^2 \cdot d_{rel} \quad (3.4)$$

Die Anzahl der Schaukeln der einzelnen Gitter ist aus der öffentlichen Dokumentation einiger Triebwerke bekannt. Sollte dies nicht der Fall sein, kann die Anzahl der Laufschaufeln n_S mittels des Eulerradius r_E unter der Annahme eines Teilungsverhältnisses von $t/s = 1$ angenähert werden [34] (Formel 3.6). Der Eulerradius wird aus Formel 3.5 unter Berücksichtigung des Nabenradius r_{Nabe} und des Gehäuseradius $r_{Gehäuse}$ ermittelt. Um die Anzahl der Leitschaufeln abzuschätzen, wird die Anzahl der Laufschaufeln auf die nächsthöhere Primzahl aufgerundet [34].

$$r_E = \sqrt{\frac{r_{Nabe}^2 \cdot r_{Gehäuse}^2}{2}} \quad (3.5)$$

$$n_S = \frac{2\pi \cdot r_E}{\bar{s}} \quad (3.6)$$

3.1.3 Impeller

Das Volumen von Impellern aus Radialverdichtern wird in zwei Schritten ermittelt. Im ersten Schritt wird die Nabe als rotationssymmetrisches Bauteil (Abschnitt 3.1.1) modelliert und mit dem Volumen der Impellerschaufeln addiert. Darauf folgend werden die Impellerschaufeln durch die im Schnittbild erkennbare Fläche und eine mittlere Profildicke von $d_S = 2 \text{ mm}$ modelliert. Es wird davon ausgegangen, dass die Anzahl der Schaukeln aus Abbildungen der Impeller hervorgeht. So ergibt sich das Volumen zu:

$$V_{Impeller} = V_{rot, Nabe} + A_{S, Schnittbild} \cdot d_S \cdot n_{S, Impeller} \quad (3.7)$$

3.1.4 Gehäuse (Frames)

Gehäuse (*Frames*) werden bis heute nach der *WATE Methode* der NASA [31] aus dem Jahr 1977 abgeschätzt [30, 37]. Diese basiert auf der Korrelation des Gehäusegewichts und der projizierten Fläche des Gehäuses.⁴ Das Gehäusegewicht kann aus der Abbildung 3.2 abgelesen werden. Für Verdichtergehäuse (*Frame*), welche bis zum Fangehäuse (*Case*) reichen, ist der äußere Radius definiert als der Radius der Nabe des Nebenstromkanals [37]. Es wird angenommen, dass die Kräfte ab diesem Radius über die Gehäusestützen (*Struts*) übertragen werden [37].

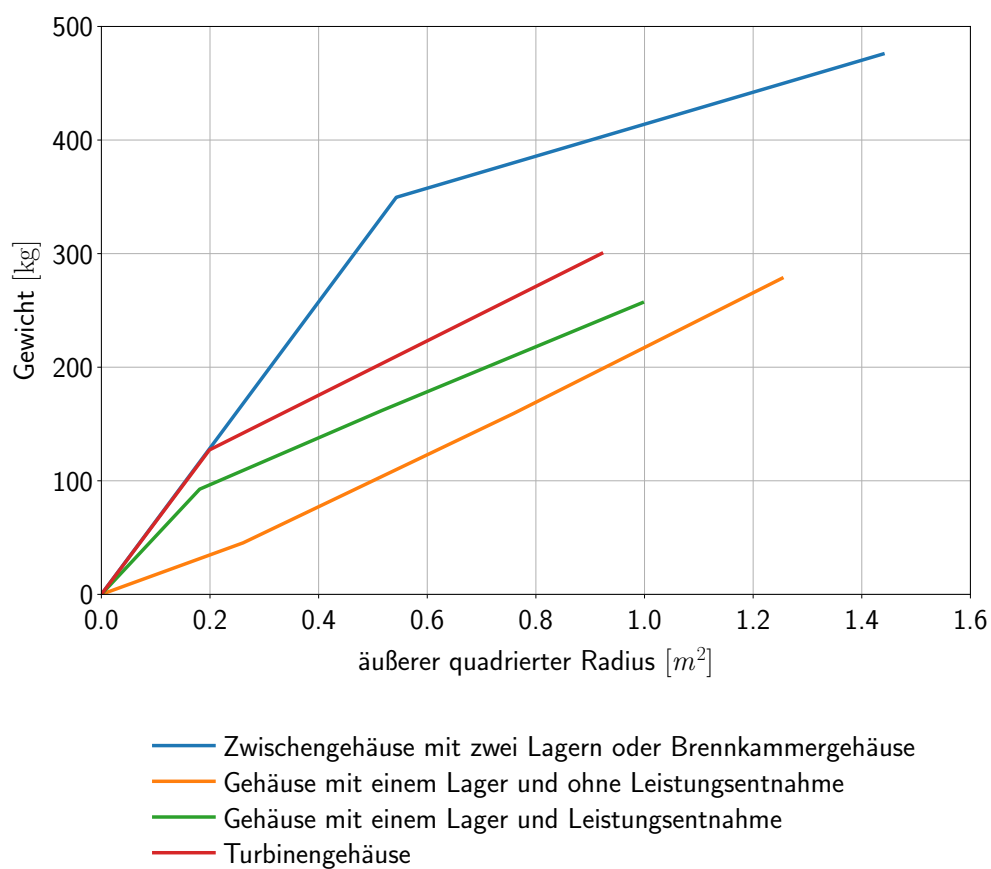


Abbildung 3.2: Korrelationen des Gehäusegewichts nach Pera et al. [31, S. 35]

⁴Die projizierte Fläche des Gehäuses proportional zu dessen äußeren quadrierten Radius, weshalb dieser in Abbildung 3.2 anstelle der projizierten Fläche auf der Abszissenachse aufgetragen ist.

3.1.5 Weitere Bauteile

Einige Bauteile und Baugruppen können in dem hier angewendeten Konzept, welches auf dem Schnittbild des Triebwerks und den daraus hervorgehenden Maßen basiert, nicht abgeschätzt werden. So werden beispielsweise der Hilfsgeräteträger (*Auxiliary Gear Box*) und weitere Anbaugeräte nicht beachtet. Um für diese Baugruppen eine Volumen- und Materialabschätzung durchzuführen, werden neue Methodiken benötigt.

Zur Validierung der errechneten Gesamtmassen mit Literaturwerten, kann angenommen werden, dass Hilfsgeräteträger und Anbaugeräte 15 % des Gesamtgewichts eines Triebwerks ausmachen [32, 37]. Es ist jedoch anzunehmen, dass die für den Betrieb eines Triebwerks benötigten Geräte durch ihre Anforderungen eine minimale Größe haben und somit besonders für kleine Triebwerke die Proportionalität zwischen Gesamtgewicht und Anbaugerätegewicht nicht gegeben ist [30].

3.2 Konzept zur Materialabschätzung

Die Materialabschätzung bildet neben der Abschätzung der Volumina den zweiten Teil der Massenabschätzung. Das gewählte Material ist darüber hinaus maßgeblich für die Abschätzung der Rohstoffherstellung (Unterkapitel 3.3), beeinflusst die Berechnungen der Fertigungsprozesse (Unterkapitel 3.4) und ist so zentraler Teil des vorgestellten Ansatzes.

Tabelle 3.1 stellt für jede betrachtete Bauteilgruppe einen Materialvorschlag auf. Diese vorgeschlagenen Legierungen wurden für die jeweilige Bauteilgruppe in der in Tabelle 3.1 angegebenen Literatur empfohlen oder beispielhaft angeführt. Für jede Bauteilgruppe kommen eine Vielzahl von Legierungen infrage, dessen Auswahl von unzähligen Variablen abhängig ist. Die vorliegenden Vorschläge erheben daher keinen Anspruch auf Vollständigkeit und können eine ausgiebige Recherche zu den verwendeten und infrage kommenden Materialien des jeweils betrachteten Triebwerks nicht ersetzen. Sollte für einzelne Bauteile oder Bauteilgruppen eines Triebwerks das Material oder das Element

der Legierungsbasis bekannt sein, sind diese Informationen den Vorschlägen aus Tabelle 3.1 vorzuziehen.

Die Materialvorschläge der Bauteilgruppen des Untersetzungsgetriebes lassen sich sowohl auf das Getriebe eines Geared-Turbofan als auch auf Untersetzungsgetriebe von Turboproptriebwerken angewendet werden.

Sollte es sich bei dem betrachteten Triebwerk um eine zweiwellige Maschine ohne Mitteldruckverdichter handeln, werden für die vorderen Stufen des Hochdruckverdichters die Materialien des Mitteldruckverdichters angenommen, während den hinteren Stufen die Vorschläge des Hochdruckverdichters zugeordnet werden.

Die Stelle des Materialübergangs von den vorderen zu den hinteren Stufen kann verschieden festgestellt werden. Ist baulich eine Verschraubung von Verdichterscheiben oder Verdichtertrommeln im Schnittbild zu erkennen, beispielsweise im Zusammenhang mit einem verbauten Wirbelreduzierer (*Vortex Reducer*), kann diese Stelle als Materialgrenze angenommen werden. Ebenfalls kann der Totaltemperaturverlauf des Triebwerks Aufschluss geben: Titan-Basislegierungen, wie Ti–6Al–4V, haben maximale Betriebstemperaturen zwischen 315 °C [38] und 400 °C [35]. Bei höheren Temperaturen kann im Hochdruckverdichter vom Einsatz von Nickel-Basislegierungen ausgegangen werden [39]. Sollte das Triebwerk über eine der Niederdruckturbine nachfolgenden Arbeitsturbine verfügen, sind für diese die Materialvorschläge der Niederdruckturbine anzuwenden.

Modul	Bauteil	Basis	Legierung	Referenz
Untersetzungsgetriebe	Zahnräder	Fe	9310 Alloy Steel	[40]
	Gehäuse (<i>Housing</i>)	Mg	ZE41	[39]
Fan	Scheiben	Ti	Ti-6Al-4V	[38]
	Schaufeln	Ti	Ti-6Al-4V	[41]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ti	Ti-6Al-4V	[41, 42]
Niederdruckverdichter	Scheiben	Ti	Ti-6Al-4V	[38, 41]
	Schaufeln	Ti	Ti-6Al-4V	[38, 41]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ti	Ti-6Al-4V	[43]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Ti	Ti-6Al-4V	[43]
Mitteldruckverdichter	Scheiben	Ti	Ti6242	[38]
	Schaufeln	Ti	Ti-6Al-4V	[41]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ti	Ti-6Al-4V	[44]
Hochdruckverdichter	Scheiben	Ni	Inconel 718	[38]
	Schaufeln	Ni	Hastelloy X	[41]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ti	Ti-6Al-4V	[43]
Brennkammer	Flammrohre	Co	Haynes 188	[41]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ni	Inconel 718	[35, 41]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Ni	Hastelloy X	[41]
Hochdruckturbine	Scheiben	Ni	Inconel 718	[38]
	Schaufeln	Ni	PWA1484	[45]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ni	Inconel 718	[35]
Niederdruckturbine	Scheiben	Ni	Inconel 718	[38]
	Schaufeln	Ni	Inconel 713	[45]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Ni	Inconel 718	[35]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Ni	Inconel 718	[43]
Wellen	Wellen	Fe	CrMoV Steel	[41]

Tabelle 3.1: Materialabschätzungen für Bauteilgruppen

3.3 Konzept zur Abschätzung der Rohstoffherstellung

Die Phasen der Rohstoffgewinnung und Rohstofferzeugung sind fester Bestandteil der Lebenszyklusanalyse [4]. Wie in Kapitel 2 aufgezeigt liegt für die Lebenszyklusanalyse von Flugzeugen und Triebwerken ein starker Fokus auf den Materialien der Triebwerke und den daraus entstehenden Umwelteinflüssen. Die Anforderungen an Werkstoffe, welche in der Luftfahrt [39] und besonders dem Triebwerksbau eingesetzt werden, ist hoch und führte zur Entwicklung komplexer Legierungen [45]. Die gebräuchlichen Datenbanken zur Sachbilanzierung decken die Rohstoffgewinnung und -erzeugung allgemein gebräuchlicher Materialien und Metalle ab [9, 23, 28]. Luftfahrtspezifische Werkstoffe werden in diesen Datenbanken jedoch nicht oder nur unzureichend abgebildet. Im Folgenden soll deshalb ein Ansatz zur Betrachtung von Legierungen auf Basis ihrer chemischen Zusammensetzung dargestellt werden. In Tabelle A.2 sind die chemischen Zusammensetzungen aller in dieser Arbeit verwendeten Legierungen aufgeführt.

Zur Modellierung der Rohstoffgewinnung werden die aus der chemischen Zusammensetzung hervorgehenden prozentualen Anteile der Metalle herangezogen [23, 46]. Zur Gewinnung eines Kilogramms Ti-6Al-4V bedarf es demnach 900 g Titan, 60 g Aluminium und 40 g Vanadium. Deren durch die Rohstoffgewinnung entstehenden Umwelteinwirkungen sind in den gebräuchlichen Datenbanken zur Sachbilanzierung abgebildet.

Die Rohstofferzeugung wird in der Literatur bei der Betrachtung von Luftfahrtwerkstoffen weitgehend vernachlässigt (siehe Kapitel 2). In dieser Arbeit soll der Energiebedarf des Einschmelzens der Legierungselemente als Ansatz zur Abbildung der Rohstofferzeugung angewendet werden. Vergleichbare Ansätze zur Modellierung des Einschmelzens von Legierungen wurden von Musacchio et al. [29], Raoufi et al. [47] und Fruehan et al. [48] aufgestellt.

Modelliert wird der Energiebedarf, welcher benötigt wird, um aus den Legierungselementen die Legierung zu erzeugen. Dieser wird vereinfacht angenommen als die Energie, die es bedarf, um die einzelnen Legierungselemente i auf die Schmelztemperatur der Legierung zu erhitzen. Die spezifische Wärme, um die Legierung einzuschmelzen q_{Schmelz} ,

berechnet sich nach Formel 3.8. Die spezifische Wärmekapazität des Legierungselements c_i wird als konstant angenommen. Mögliche Reaktionsenthalpien, welche aus der Wechselwirkung der Legierungselemente in der Schmelze entstehen könnten, werden vernachlässigt. Ebenfalls werden weitere Prozessschritte der Legierungsbildung, wie potentielle Wärmebehandlungen aufgrund der Vielzahl an möglichen Optionen jedes einzelnen Werkstoffs nicht betrachtet. Der so berechnete Bedarf an spezifischer Wärme beschreibt demnach die theoretische minimale spezifische Energie [48], welche benötigt wird um die Legierung einzuschmelzen.

$$q_{Schmelz} = \sum_i x_i \cdot (c_i \cdot (T_{fus} - T_0) + h_{fus,i}) \quad (3.8)$$

mit:

x_i	Massenanteil des Legierungselements an der Legierung (Tabelle A.2)
c_i	spezifische Wärmekapazität des Legierungselements (Tabelle A.3)
$h_{fus,i}$	spezifische Schmelzenthalpie des Legierungselements (Tabelle A.3)
T_{fus}	Schmelztemperatur der Legierung (Tabelle A.1)
T_0	Raumtemperatur (15 °C)

Unter Einbeziehung des Wirkungsgrades des Schmelzofens η_{Ofen} ergibt sich der Energiebedarf des Einschmelzens $E_{Schmelz}$ bezogen auf 1 kg der Legierung zu:

$$E_{Schmelz} = \eta_{Ofen} \cdot q_{Schmelz} \quad (3.9)$$

Chamorro et al. [49] erheben für einen ISM-Kammerofen (*Induction Skull Melting Furnance*) Wirkungsgrade von 23 % bis 36 %. Dem folgend wird der Mittelwert dieser Wirkungsgrade zur Berechnung des Energiebedarfs, $\eta_{Ofen} = 29,5 \%$, angewendet. Die berechneten Energiebedarfe der Rohstofferzeugung für die in dieser Arbeit vorkommenden Legierungen sind in Tabelle A.4 aufgeführt.

3.4 Konzept zur Fertigungsabschätzung

Im Folgenden wird ein Ansatz vorgestellt, der den Energiebedarf der Fertigung von Triebwerkskomponenten quantifiziert und es ermöglicht, neben den Umwelteinflüssen der verwendeten Materialien auch die Einflüsse der Triebwerksfertigung in die Lebenszyklusanalyse einzubeziehen. Dafür wird stark vereinfachend angenommen, dass jegliches Triebwerksbauteil durch Gießen oder Schmieden geformt wird und in einem Zerspanungsprozess fertiggestellt wird. Diese Vereinfachung erlaubt die Abschätzung einer großen Zahl an Bauteilen pro Triebwerk, ohne für jedes einzelne Bauteil die Fertigungsprozesse detailliert modellieren zu müssen. Eine exakte Abbildung der oft hoch spezialisierten und kleinteiligen Fertigungsschritte ist zur Abschätzung gesamter Triebwerke nicht zielführend. Vergleichbar mit den in Tabelle 3.1 gelisteten Materialabschätzungen, führt Tabelle 3.2 Fertigungsabschätzungen für die einzelnen Bauteilgruppen auf, welche in der dort angegebenen Literatur empfohlen oder beispielhaft angeführt werden.

3.4.1 Buy-To-Fly-Verhältnis

In der Luftfahrt hat sich das Buy-to-Fly-Verhältnis – kurz BTF-Verhältnis – etabliert, um den erhöhten Materialeinsatz der Fertigung zu beziffern. Es setzt die Masse des eingekauften Materials (*buy*) ins Verhältnis zur Masse des fertigen im Flugzeug oder Triebwerk eingesetzten Bauteils (*fly*) [61]:

$$BTF = \frac{V_{Rohteil}}{V_{Bauteil}} \quad ; \quad BTF = \frac{m_{Rohteil}}{m_{Bauteil}} \quad (3.10)$$

Die Angaben von Buy-to-Fly-Verhältnissen für Bauteilgruppen weichen stark voneinander ab. Für Triebwerksbauteile werden Verhältnisse von $BTF = 1 : 1$ bis zu $BTF = 40 : 1$ angegeben [62]. In dieser Arbeit werden drei verschiedene Buy-to-Fly-Verhältnisse angenommen:

$$\begin{aligned} BTF &= 3,7 : 1 && \text{für gegossene Bauteile [63],} \\ BTF &= 2,4 : 1 && \text{für geschmiedete Bauteile⁵,} \\ BTF &= 1,2 : 1 && \text{für geschmiedete Schaufeln⁶.} \end{aligned}$$

⁵Für geschmiedete Bauteile leitet sich das BTF-Verhältnis aus dem nach Formel 3.2 berechneten Volumen der Scheibe [64, Fig. 4] ($V_{rot} = 9963884\text{mm}^3$) und dem Volumen des Halbzeugs ($V_{Rohteil} = 23934412\text{mm}^3$) her.

⁶Für geschmiedete Schaufeln ist kein genaues BTF-Verhältnis zu ermitteln. Es ist von einem kleinen Verhältnis auszugehen [55, 65].

Modul	Bauteil	Material	Referenz
Untersetzungsgetriebe	Zahnräder	Schmieden	[50]
	Gehäuse (<i>Housing</i>)	Gießen	[51]
Fan	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Schmieden	[53, 54]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[42, 53]
Niederdruckverdichter	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Schmieden	[53, 55]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[56]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Gießen	[43]
Mitteldruckverdichter	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Schmieden	[53, 55]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[56]
Hochdruckverdichter	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Schmieden	[53, 55]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[56]
Brennkammer	Flammrohre	Gießen	[43, 57]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Gießen	[58]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Gießen	[58]
Hochdruckturbine	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Gießen	[26, 51]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[56]
Niederdruckturbine	Scheiben	Schmieden	[21, 52]
	Schaufeln	Gießen	[51, 59]
	Gehäuse (<i>Case</i>)	Schmieden	[56]
	Gehäuse (<i>Frame</i>)	Gießen	[43]
Wellen	Wellen	Schmieden	[60]

Tabelle 3.2: Fertigungsabschätzungen für Bauteilgruppen

3.4.2 Gießen

Der Energiebedarf des Gießprozesses wird anhand der von Mehrabi et al. [66] entwickelten Vorgehensweise berechnet. Der Gießprozess gliedert sich in die vier Prozessschritte Wachsschmelzen, Wachs Entfernung, Keramikbrand und Metallschmelzen, deren Summe den Gesamtbedarf des Gießprozesses, bezogen auf 1 kg der Legierung, ergibt (Tabelle 3.3). Multipliziert mit der Rohteilmasse $m_{Rohteil}$ lässt sich der Gesamtbedarf des Gießprozesses $E_{Gießen}$ eines Bauteils berechnen.

	Wachsschmelzen und Einspritzen [kWh/kg]	Wachs Entfernung im Autoclaven [kWh/kg]	Keramikbrand im Kammerofen [kWh/kg]	Schmelzen des Metalls [kWh/kg]	Gesamt [kWh/kg]
Aluminium	0,031	0,988	1,836	0,931	3,786
Stahl	0,011	0,352	0,655	0,883	1,901
Edelstahl	0,011	0,346	0,643	0,883	1,882
Nickel	0,010	0,337	0,624	0,889	1,860
Titan	0,018	0,612	1,138	1,102	2,871
Kobalt	0,012	0,407	0,765	0,851	2,036

Tabelle 3.3: Energiebedarf des Fertigungsprozesses Gießen nach Mehrabi et al. [66]

Die Bestimmung des Energiebedarfs des Gießprozesses für ein Bauteil basiert auf dem Basiselement der jeweiligen Legierung. Anhand der Dichte kann die Abschätzung des Energiebedarfs auf weitere Basiselemente übertragen werden. Tabelle 3.3 ist um den Energiebedarf für Kobaltlegierungen erweitert worden. Der Energiebedarf der ersten drei Prozessschritte wurde dafür anhand der Dichte von Kobalt extrapoliert. Um Magnesiumlegierungen abzubilden, können die Werte für Aluminium verwendet werden. Der Energiebedarf zum Schmelzen der Legierung berechnet sich nach den Formeln 3.8 und 3.9, wobei angenommen wird, dass die Legierung zu 100% aus dem Basiselement besteht.

3.4.3 Schmieden

Die Abschätzung des Energiebedarfs des Schmiedeprozesses erfolgt nach dem in Buis et al. [67] vorgestellten Modell von Warmumformungen. Dieses Modell fokussiert sich auf die Modellierung indirekter Extrusionen. Im Kontext dieser Arbeit wird dieses Modell für die Abschätzung aller Schmiedeprozesse angewendet. Die Berechnung erfolgt mithilfe der aus der Fließkurve hervorgehenden Materialparameter der wahren Spannung σ_w und der wahren Dehnung ε_w . Dieser Zusammenhang lässt sich durch den Verfestigungsexponenten n (*strain hardening exponent*) und die werkstoffabhängige Konstante K (*strengt coefficient*) nach Formel 3.11 modellieren [67].

$$\sigma_w = K \cdot \varepsilon_w^n \quad (3.11)$$

Eine Betrachtung der in dieser Arbeit aufgeführten Materialien ermöglicht die von Rajendran et al. [68] erstellte Methode zur Berechnung des Verfestigungsexponenten und der werkstoffabhängigen Konstante speziell für die in Luftfahrtantrieben eingesetzten Materialien. Die Eingangsgrößen für diese Berechnung sind das Elastizitätsmodul, die Streckgrenze sowie die Zugfestigkeit des Materials [68]. Die nach dieser Methode berechneten Koeffizienten, der im Schmiedeprozess betrachteten Legierungen, sind in Tabelle A.5 aufgeführt.

Die im Schmiedeprozess auftretende wahre Dehnung ε_w lässt sich nach Formel 3.12 aus der Flächenänderung berechnen. Dabei beschreibt A_0 die Fläche vor der Umformung und A_1 die Fläche nach der Umformung.

$$\varepsilon_w = \ln \left(\frac{A_0}{A_1} \right) \quad (3.12)$$

Die für die Quantifizierung der Umformung betrachteten Flächen rotationssymmetrischer Bauteile berechnen sich nach Formel 3.13. Zur Bestimmung der Fläche vor dem

Schmieden ist der nächst kleinere verfügbare Durchmesser des Halbzeugs zu wählen. Die Umformung von Schaufeln wird unter der Annahme eines Halbzeugs mit quadratischer Querschnittsfläche und der Länge der mittleren Schaufelhöhe $\bar{b}_r$ nach Formel 3.14 berechnet.

$$A_0 = \pi \cdot r_{Halbzeug}^2 \quad ; \quad A_1 = \pi \cdot r_{Bauteil}^2 \quad (3.13)$$

$$A_0 = \bar{b}_r \cdot \sqrt{\frac{V_{Rohteil}}{\bar{b}_r}} \quad ; \quad A_1 = \bar{b}_r \cdot \bar{s} \quad (3.14)$$

Unter Verwendung der Wirkungsgrade der Schmiedepresse η_{Presse} und des Gesamtsystems η_{System} berechnet sich der Bedarf an Verformungsenergie nach Formel 3.15 [67]. In dieser Arbeit werden die Wirkungsgrade mit $\eta_{Presse} = 0,5$ und $\eta_{System} = 0,25$ angenommen [67].

$$E_{Verformen} = \frac{1,7 + \frac{1}{\eta_{Presse}}}{\eta_{System}} \cdot \sigma_w \cdot \varepsilon_w \cdot V_{Rohteil} \quad (3.15)$$

$$E_{Erhitzen} = c_L \cdot m_{Rohteil} \cdot (T_{Schmieden} - T_0) / \eta_{Ofen} \quad (3.16)$$

Der Energiebedarf zum Erhitzen des Halbzeugs berechnet sich nach Formel 3.16 mit einer Raumtemperatur von $T_0 = 15^\circ\text{C}$ und einem Ofenwirkungsgrad von $\eta_{Ofen} = 29,5\%$. Hergeleitet aus bekannten Schmelz- und Schmiedetemperaturen [69–71] wird die Schmiedetemperatur $T_{Schmieden}$ relativ zur Schmelztemperatur der Legierung T_{fus} angenommen. Für Eisen-Basislegierungen beträgt die Schmiedetemperatur 80 % der Schmelztemperatur [69], für Nickel-Basislegierungen werden 90 % [71] und für Titan-Basislegierungen 60 % [70] angenommen. Die spezifische Wärmekapazitäten der Legierungen c_L sind in Tabelle A.6 gelistet. Sollte die spezifische Wärmekapazität

der Legierung unbekannt sein, kann die spezifische Wärmekapazität des Basiselements nach Tabelle A.3 verwendet werden. Aus der Summe der Energiebedarfe des Verformens und Erhitzens des Halbzeugs ergibt sich der Energiebedarf des Fertigungsprozesses Schmieden $E_{Schmieden}$.

3.4.4 Zerspanen

Der finale Fertigungsschritt aller Bauteile in der vereinfachten Repräsentation der Fertigung nach diesem Ansatz ist das Zerspanen. Dabei wird angenommen, dass die Volumendifferenz zwischen Rohteil und Bauteil V_{Span} abgetragen wird. Diese berechnet sich nach Formel 3.17.

$$V_{Span} = V_{Bauteil} \cdot (BTF - 1) \quad (3.17)$$

Multipliziert mit dem auf das Volumen bezogenen Energiebedarf für das jeweilige Material aus Tabelle 3.4, lässt sich so die benötigte Zerspanungsenergie $E_{Zerspanen}$ des Bauteils berechnen.

Material	Energiebedarf [$\times 10^{-7}$ kWh/mm ³]
Magnesiumlegierung	1,94
Aluminiumlegierung	2,50
Edelstahl	8,33
Titanlegierung	9,72
Nickel-Superlegierung	11,11

Tabelle 3.4: Energiebedarf des Fertigungsprozesses Zerspanen nach Mouritz [39, Table 7.2]

Es wird angenommen, dass der Energiebedarf von Eisenlegierungen dem von Edelstahl entspricht. Für Eisenlegierungen wird der Energiebedarf von Edelstahl angenommen. Der Wert von Nickel-Superlegierungen wird, aufgrund der vergleichbaren Härte und Komplexität der Bearbeitung [39] auf Kobaltlegierungen übertragen.

3.5 Verbindung der Konzepte zur Sachbilanzierung und Wirkungsabschätzung

Zur Vereinigung der vorhergehenden Konzepte zu einem Ansatz der Sachbilanz wird die Sachbilanzdatenbank Ecoinvent [72] herangezogen. Diese beinhaltet Prozesse mit ihren In- und Outputs, welche mit den Wirkungskategorien einer gewählten Methodik verknüpft werden. Die Europäische Kommission empfiehlt die Nutzung der „Methoden für die Berechnung des Umweltfußabdrucks“ (*Environmental Footprint Methods*) [5], deren Wirkungskategorien in Tabelle 3.5 aufgeführt sind und in dieser Arbeit angewendet werden. Die Charakterisierungsmodelle der Wirkungskategorien und weitere Erläuterungen zu dessen Aufbau finden sich in der bereitgestellten Begleitliteratur Methodik [73].

Die in diesem Ansatz vorgestellten Konzepte zur Rohstoffgewinnung, Rohstoffherzeugung und Fertigung sind durch die Elemente der Legierungen und Energie darstellbar. Zur Wirkungsabschätzung sind die in Tabelle A.7 aufgelisteten Prozesse der Ecoinvent-Datenbank verwendet worden. Die quantitativen Ergebnisse der Wirkungsabschätzung (Indikatorwerte) IW dieser Prozesse, welche der Ecoinvent-Datenbank entnommen sind, finden sich in Tabelle A.8.

Die Umwelteinwirkungen einer Legierung L können für jede Wirkungskategorie j nach Formel 3.18 bestimmt werden. Die Rohstoffherzeugung wird durch den Energiebedarf des Einschmelzens der jeweiligen Legierung $E_{Schmelz}$ repräsentiert (Kapitel 3.3, Tabelle A.4), dessen Einwirkungen gehen aus dem Prozess „Elektrische Energie“ $IW_{Energie}$ hervor. Die Rohstoffgewinnung berechnet sich für jedes in der Legierung vorkommende Element i durch dessen Massenanteil an der Legierung x_i (Tabelle A.2) und den Indikatorwert des Elements $IW_{i,j}$.

$$L_j = E_{Schmelz_L} \cdot IW_{Energie,j} + \sum_i x_i \cdot IW_{i,j} \quad (3.18)$$

Betrachtet man die Wirkungsabschätzung des gesamten Herstellungsprozess eines Bauteils BT für eine Wirkungskategorie j , so ist die Umwelteinwirkung der Legierung L_j auf die Rohteilmasse zu beziehen und mit den Einwirkungen der Energiebedarfe E_k aller auf das Bauteil angewendeten Fertigungsprozesse k zu addieren (Formel 3.19). Bei Schmiedebauteilen sind die Fertigungsprozesse $k \in (Schmieden, Zerspanen)$ in die Wirkungsabschätzung einzubeziehen, während für Gussbauteile die Prozesse $k \in (Gießen, Zerspanen)$ angewendet werden.

$$BT_j = L_j \cdot m_{Rohteil} + \sum_k E_k \cdot IW_{Energie,j} \quad (3.19)$$

Wirkungskategorie	Wirkungskategorieindikator	Einheit
Klimawandel	Erderwärmungspotenzial (GWP100)	kg CO ₂ Äquivalent
Ozonabbau	Ozonabbaupotenzial (ODP)	kg FCKW – 11 Äquivalent
Humantoxizität, kanzerogen	Toxizitätsvergleichseinheit für den Menschen (CTUh)	CTUh
Humantoxizität, nicht kanzerogen	Toxizitätsvergleichseinheit für den Menschen (CTUh)	CTUh
Feinstaub	Auswirkungen auf die menschliche Gesundheit	Krankheitsinzidenz
Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit	Wirkungsgrad der Exposition des Menschen gegenüber U235	kBq U ²³⁵ Äquivalent
Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit	Anstieg der Konzentration troposphärischen Ozons	kg NMVOC Äquivalent
Versauerung	Kumulierte Überschreitung (AE)	mol H ⁺ Äquivalent
Eutrophierung, Land	Kumulierte Überschreitung (AE)	mol N Äquivalent
Eutrophierung, Süßwasser	Nährstoffanteil, der in das Süßwasser-Endkompartiment gelangt (P)	kg P Äquivalent
Eutrophierung, Meer	Nährstoffanteil, der in das Meeres-Endkompartiment gelangt (N)	kg N Äquivalent
Ökotoxizität, Süßwasser	Toxizitätsvergleichseinheit für Ökosysteme (CTUe)	CTUe
Landnutzung	Bodenqualitätsindex	pt (Dimensionslos)
Wassernutzung	Wassermangelpotenzial der Nutzer (Wasserverbrauch gewichtet nach Deprivation)	m ³ Wasser Äquivalent
Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle	Abiotische Ressourcenerschöpfung (ADP Gesamtausbeute)	kg Sb Äquivalent
Ressourcennutzung, fossil	Abiotische Ressourcenerschöpfung – fossile Brennstoffe (ADPfossil)	MJ

Tabelle 3.5: EF-Wirkungskategorien mit Wirkungskategorieindikatoren [5, Tabelle 2]

4 Anwendung des Ansatzes

Der in Kapitel 3 vorgestellte Ansatz zur Abschätzung der Umwelteinwirkungen der Herstellung von Luftfahrtantrieben wird im Folgenden auf das Turbofantriebwerk V2500 und das Turboproptriebwerk PW100 angewendet.

4.1 Anwendung auf das Turbofantriebwerk V2500

Das Triebwerk V2500 ist ein zweiwelliges Turbofantriebwerk des Herstellerzusammenschlusses International Aero Engines AG (IAE) mit einer serienabhängigen Schubklasse von 110-150 kN (25.000-33.000 lbf) [74]. Vorgesehen ist das Triebwerk in seinen verschiedenen Serien für die Flugzeuge Airbus A319, A320 und A321 (V2500-A1 und V2500-A5) [74], McDonnell Douglas MD-90 (V2500-D5) [74] und Embraer KC-390 (V2500-E5) [75]. In mechanischer Hinsicht sind die auf 5-endenden Serien die gleiche Turbomaschine [74], deren Schnittbild in Abbildung 4.1 dargestellt ist und in dieser Arbeit näher betrachtet wird. Das Schnittbild ist aus Teilschnittbildern der einzelnen Module zusammengesetzt und anhand des Fandurchmessers von 1612,9 mm [74] skaliert worden.

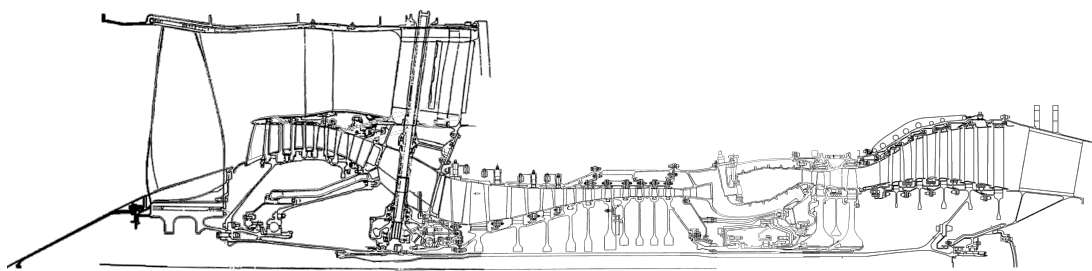


Abbildung 4.1: Schnittbild des Turbofantriebwerks V2500 nach [76–78]

Das Triebwerk gliedert sich in sieben Module: auf den einstufigen Fan folgt ein vierstufiger Niederdruckverdichter. Das Hochdrucksystem besteht aus dem zehnstufigen Hochdruckverdichter, der Ringbrennkammer und einer zweistufigen Hochdruckturbine. Dem schließt sich die fünfstufige Niederdruckturbine an. Das siebte Modul bildet der

Hilfsgeräteträger. So kommen die Triebwerke der V2500-5 Serie auf ein Gewicht (*Dry Weight*) von 2404 kg [79]. Nach den in Kapitel 3 vorgestellten Konzepten ergeben sich die Gewichte und Fertigungsenergiebedarfe für jedes Bauteil (Tabelle A.10). Aus diesen lassen sich die Umwelteinwirkungen in den einzelnen Wirkungskategorien für jedes Bauteil bestimmen. Die Umwelteinwirkungen sind in Tabelle A.11 aufgeführt und werden in Abschnitt 5.2.1 näher betrachtet.

Insgesamt sind unter Verwendung der öffentlich zugänglichen Dokumentation des Triebwerks [74, 76–78, 80] 85 verschiedene Bauteile aus dem Schnittbild identifiziert worden, die nach dem in Kapitel 3 vorgestellten Ansatz hinsichtlich ihres Volumens, Materials und der Fertigung abgeschätzt wurden. Die Benennung der Bauteile erfolgte anhand der Dokumentation und ist der eindeutigen Zuordnung wegen nicht aus dem Englischen übersetzt. Die Methoden, welche zur Abschätzung der Bauteile angewandt wurden sind in Tabelle A.9 für jedes Bauteil aufgelistet. Sofern die zu schätzende Größe aus der Dokumentation hervorgeht, ist die Quelle der Information referenziert.

Die Volumenabschätzung der Fanschaufeln erfolgte, aufgrund deren komplexer Form, mithilfe eines CAD-Modells. Der Verlauf der Vorder- und Hinterkante sowie der Schaufelspitze ist aus dem Schnittbild abzuleiten. An der Schaufelnabe folgt die Schaufel der Form des Schaufelfußes [76, S. (4-26)]. Es wird eine Verwindung der Schaufelspitze von 66° zur Drehachse des Triebwerks angenommen. Eine Fanschaufel aus Ti-6Al-4V, mit einer mittleren Profildicke von $d = 5 \text{ mm}$, wiegt demnach 4,17 kg.

Zur Bestimmung der Schaufelgrößen bietet das Dokument *IAE V2500 Borescope Practices* des Herstellers [77] eine Reihe weiterer Informationen: So sind die Schaufelhöhen und Sehnenlängen aller Verdichterlaufschaufeln [S. (4-9), (4-15)], der ersten Leitschaufel der Hochdruckturbine [S. (4-28)] sowie die Schaufelhöhen der Laufschaufeln der Hochdruckturbine [S. (4-33), (4-37)] angegeben.

Tabelle 4.1 listet für jedes Modul die zugehörigen Bauteile, das Modulgewicht sowie die vertretenen Legierungen und die Energiebedarfe der Fertigung auf. Insgesamt hat die betrachtete Fertigung des Triebwerks einen Energiebedarf von 10.933 kWh und die sechs betrachteten Module summieren sich zu einem Gewicht von 1.953 kg. Unter Einbeziehung des Hilfsgeräteträgers mit einem Massenanteil von 15 % am Gesamtgewicht (Abschnitt 3.1.5) ergibt sich ein ermitteltes Gesamtgewicht des Triebwerks

von 2.297 kg. Dies entspricht einer Abweichung von 4,4 % zum realen, vom Hersteller angegebenen Gesamtgewicht des Turbofantriebwerks V2500.

In unterschiedlichem Umfang wurden neben dieser Arbeit auch von Sauer [34], Pijanović et al. [33] und Greitzer et al. [32] Massenabschätzungen des Turbofantriebwerks V2500 vorgenommen. In Abbildung 4.2 werden diese Gewichtsabschätzungen für die Module Fan, Niederdruckverdichter (NDV, engl. *LPC*), Hochdruckverdichter (HDV, engl. *HPC*), Brennkammer (BK), Hochdruckturbine (HDT, engl. *HPT*) sowie Niederdruckturbine (NDT, engl. *LPT*) und Weiteres verglichen.

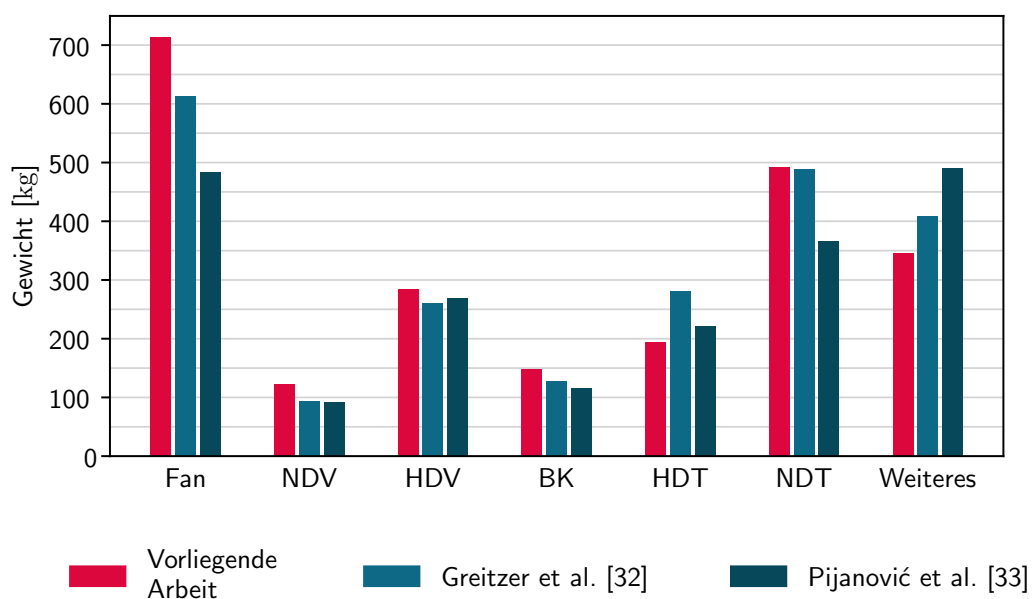


Abbildung 4.2: Abschätzungen der Modulmassen des Turbofantriebwerks V2500⁷

⁷Zur Vergleichbarkeit wurden in Abbildung 4.2 die Zuordnungen der Module wie folgt angepasst:

- Vorliegende Arbeit:** Die Bauteile *Fan Case* und *Fan Frame* werden dem Fan zugeordnet. Das Modul Weiteres entspricht dem Modul *Hilfsgeräteträger*.
- Greitzer et al. [32]:** Das Modul Weiteres entspricht den Massenanteilen *Accessories* und *Other*.
- Pijanović et al. [33]:** Das Modul Fan entspricht den Massenanteilen *Fan*, *SND* und *Nebenstromkanal*. Das Gewicht der Wellen wurde der jeweiligen Turbine zugeordnet. Das Modul Weiteres entspricht dem Massenanteil *Nicht modelliert*. Der Massenanteil *Nacelle* wird nicht berücksichtigt.

Die deutlichste Abweichung zeigt sich beim Fan-Modul, das in dieser Arbeit 31,1 % des Gesamtgewichts ausmacht, während es bei Greitzer et al. 27,0 % und bei Pijanović et al. 23,7 % beträgt. Auch die Verdichter werden in dieser Arbeit schwerer geschätzt als in den vergleichenden Arbeiten. Der Niederdruckverdichter weist eine um etwa 30 kg höhere Masse auf, was einer Abweichung von +24,4 % entspricht. Beim Hochdruckverdichter liegen die Abweichungen bei +24 kg (+8,4 %) zu Greitzer et al. und +15 kg (+5,1 %) zu Pijanović et al.. Die Hochdruckturbine wird hingegen in dieser Arbeit 14 % leichter geschätzt als bei Greitzer et al. und 45 % leichter als bei Pijanović et al.. Im Gegensatz dazu wird die Niederdruckturbine etwas schwerer eingeschätzt, wobei die Abweichung zu Greitzer et al. mit nur 2 kg (+0,4 %) gering ist. Das Modul „Weiteres“ wird in dieser Arbeit deutlich leichter geschätzt, mit Abweichungen von –63 kg (–18,5 %) zu Greitzer et al. und –145 kg (–42,3 %) zu Pijanović et al..

Aus Abbildung 4.2 wird deutlich, dass die Gewichtsverteilung der Module in den verschiedenen Modellen jeweils sehr ähnlich ist. Der Niederdruckverdichter hat in dieser Arbeit einen Anteil von 5,4 % am Gesamtgewicht, mit Abweichungen von –1,3 % zu Greitzer et al. und –0,9 % zu Pijanović et al. Für den Hochdruckverdichter, dessen Anteil in dieser Arbeit 12,4 % beträgt, liegen die Abweichungen bei –0,1 % (Greitzer et al.) und +0,9 % (Pijanović et al.). Die Brennkammer zeigt mit einem Anteil von 6,4 % Abweichungen von –0,8 % zu Greitzer et al. und –0,7 % zu Pijanović et al.. In dieser Arbeit wird ein Anteil von 8,4 % für die Hochdruckturbine ermittelt, während die Abweichungen hier mit +3,9 % zu Greitzer et al. und +2,4 % zu Pijanović et al. etwas höher ausfallen. Die Niederdruckturbine hat in dieser Arbeit einen Anteil von 21,4 %, mit Abweichungen von +0,2 % (Greitzer et al.) und +3,4 % (Pijanović et al.).

Abbildung 4.3 vergleicht die rotierenden Massen der einzelnen Module. Die rotierende Masse eines Moduls setzt sich jeweils aus den Laufschaufeln, Scheiben und rotierenden Dichtungen des Moduls zusammen, das Gewicht der Wellen konnte der Vergleichbarkeit wegen nicht miteinbezogen werden. In dieser Aufstellung wird der Anteil der rotierenden Masse des Fans mit 162 kg geringer geschätzt als bei Greitzer et al. (+65 kg) und Sauer (+6 kg). Das hohe Gesamtgewicht des Fanmoduls (siehe Abbildung 4.2) ist somit auf die statischen Bauteile des Moduls zurückzuführen. Die rotierenden Massen

der Verdichter werden in dieser Arbeit, wie bereits die Verdichtermodule in Abbildung 4.2, schwerer eingeschätzt als in den vergleichbaren Studien. Der Niederdruckverdichter wird um 52 kg schwerer eingeschätzt als im Modell von Greitzer et al. und um 33 kg schwerer als im Modell von Sauer. Beim Hochdruckverdichter nehmen Greitzer et al. 2 kg mehr an, Sauer 16 kg und Pijanovic et al. 29 kg. Für die Turbinen liegen die Gewichtsschätzungen innerhalb des Wertebereichs der anderen Modelle. Die rotierenden Bauteile der Hochdruckturbinen werden von Greitzer et al. 16 kg leichter geschätzt, während Sauer diese 72 kg schwerer einschätzt. Die Niederdruckturbinen werden von Greitzer et al. und Sauer etwa 25 % leichter geschätzt, während Pijanović et al. diese lediglich um 0,9 kg schwerer annehmen.

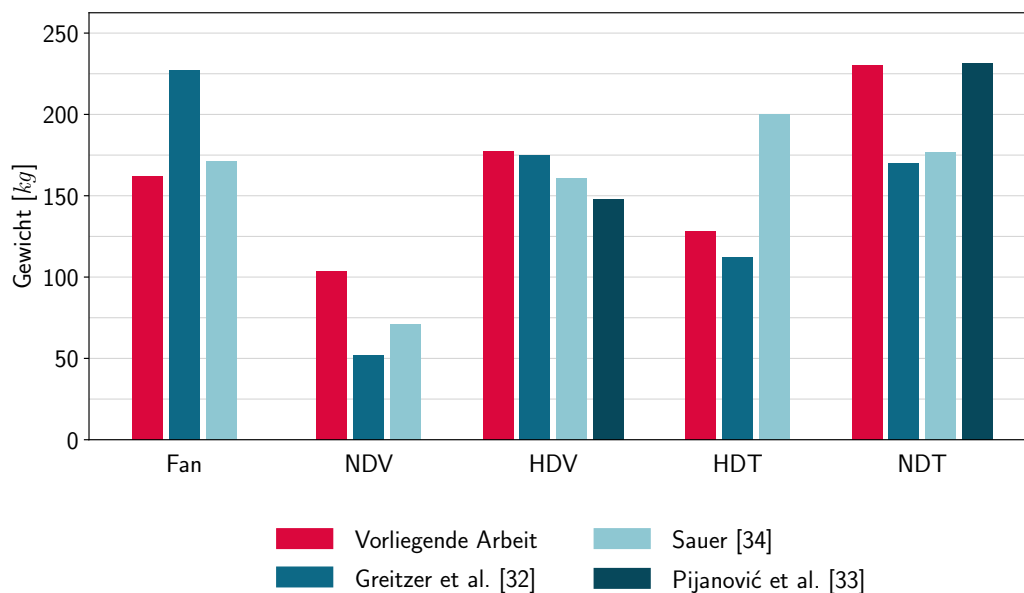


Abbildung 4.3: Abschätzungen der rotierenden Massen des Turbofantriebwerks V2500

Die Genauigkeit der Massenabschätzung in der vorliegenden Arbeit wird auf Basis der Vergleiche und Auswertungen aus den Abbildungen 4.2 und 4.3 als hinreichend genau bewertet. Besonders die geringen Abweichungen der Gewichtsanteile der Module am Gesamtgewicht zwischen den verschiedenen Modellen untermauern diese Einschätzung. Zur vergleichenden Auswertung der angenommenen Materialzusammensetzung oder der Fertigung und Fertigungsenergie sind keine entsprechenden Referenzen bekannt.

Module	Bauteile	Gewicht [kg]	Legierungen [%]	Fertigung [kWh]
Fan	Fan Blades, Fan Disc	162	Ti-6Al-4V 100	Schmieden 595 Gießen 0 Zerspanen 25
Niederdruck- verdichter	Fan Case, Fan Frame, LP Stub Shaft, LPC Disk Stage 1.5 to 2.5, LPC Blades Stage 1,5 bis Stage 2,5, Inlet Guide Vane, LPC Vanes Stage 1,5	675	Ti-6Al-4V 97 CrMoV Steel 3	Schmieden 2740 Gießen 2012 Zerspanen 246
Hochdruck- verdichter	HPC Disk Stage 3 to 8 und Stage 9 to 12, Rear Rotating Seal, Front Compressor Case, Inner und Outer Rear Case, Rear Shaft, HPC Blades Stage 3 bis Stage 12, HPC Vane VIGV, HPC Vane Stage 3 bis Stage 11	284	Ti-6Al-4V 58 Inconel 718 30 Hastelloy X 12	Schmieden 916 Gießen 0 Zerspanen 60
Brennkammer	Inner und Outer Combustion Liner, Bearing 4 Front Compartment, HPC Diffusor, Diffuser Case	147	Hastelloy X 63 Inconel 718 30 Haynes 188 7	Schmieden 0 Gießen 1018 Zerspanen 53
Hochdruck- turbine	HPT Disk Stage 1 und 2, HPT Duct Segment Stage 1 und 2, Inner und Outer HPT Seal Stage 1 und 2, HPT Plate Stage 2, HPT Case, HPT Blades Stage 1 und 2, HPT Vane Stage 1 und 2	194	Inconel 718 77 PWA 1484 14 Haynes 188 9	Schmieden 437 Gießen 315 Zerspanen 43
Niederdruck- turbine	LPT Disk Stage 3 bis Stage 7, LPT Seal Stage 3 bis 7, LPT Inner Seal Stage 6, Turbine Exhaust Case, LPT Inner and Outer Duct, LPT Case, LPT Shaft, LPT Blades Stage 3 bis 7, LPT Vanes Stage 3 bis Stage 7	491	Inconel 718 60 Inconel 713 23 CrMoV Steel 9 MAR-M247 6 Inconel 100 2	Schmieden 378 Gießen 1952 Zerspanen 144

Tabelle 4.1: Bauteile, Gewichte, Materialzusammensetzungen und Fertigungsenergien der Module des Turbofantriebwerkes V2500

4.2 Anwendung auf das Turboproptriebwerk PW100

Das Triebwerk PW100 des Herstellers Pratt & Whitney Canada ist ein Turboproptriebwerk mit einer Wellenleistung von 1.340 -2.180 kW (1.800 -2.920 shaft horse power) [81]. Es existieren über 40 verschiedene Versionen dieses Triebwerks, welches mehr als 80 Flugzeugtypen Schub liefert [82]. Dazu gehören die Regionalflugzeuge DeHavilland Dash 8, Embraer EMB 120 sowie die Maschinen ATR42 und ATR 72 des Herstellers Avions de Transport Régional [83]. In dieser Arbeit wird die Version PW127 mit einer Wellenleistung von 2.050 kW (2.750 shaft horse power) [81] und einem Gewicht von 480,8 kg [81], aufgrund der speziell für diese Serie verfügbaren öffentliche Dokumentation [36, 84, 85], näher betrachtet.

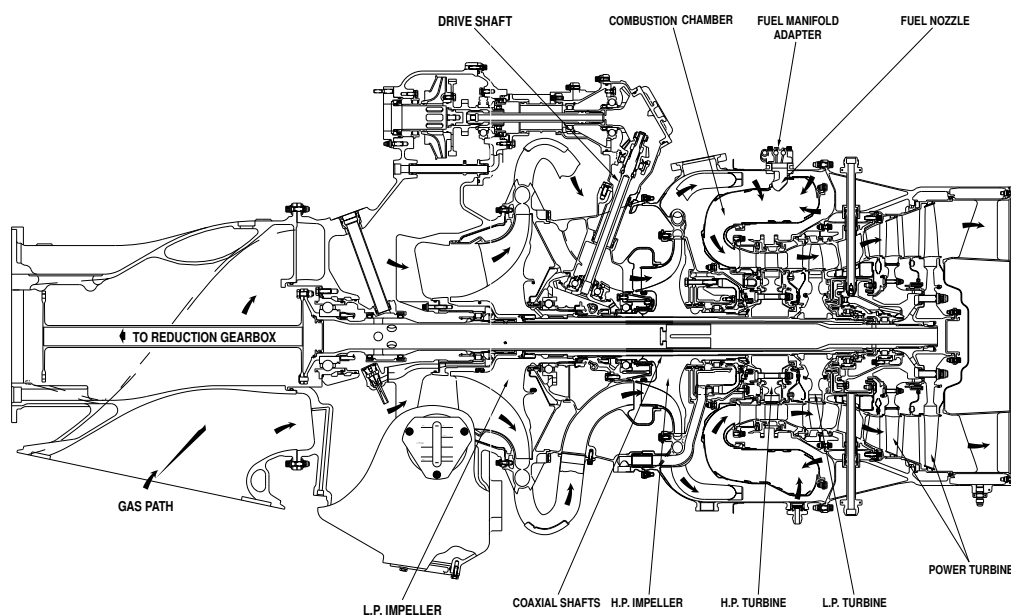


Abbildung 4.4: Schnittbild des Turboproptriebwerks PW100 [36, Figure 37]

Das Triebwerk PW100 setzt sich aus zwei Hauptmodulen zusammen: dem Untersetzungsgetriebe und der Turbomaschine [82]. Die Turbomaschine wiederum lässt sich aufteilen in den Einlauf, einen jeweils einstufigen, radialen Nieder- und Hochdruckverdichter, die Brennkammer, eine jeweils einstufige Hoch- und Niederdruckturbine sowie eine zweistufige Arbeitsturbine, welche den Propeller antreibt [82]. Die Abbildungen 4.4 und 4.5 zeigen die Schnittbilder der Turbomaschine und des Untersetzungsgetriebes. Weitere Schnitte des Untersetzungsgetriebes gehen aus Schnittzeichnungen des Wartungshandbuches *Maintenance Manual* des Herstellers [36, Figure 8] hervor. Die Skalierung der Schnittzeichnungen erfolgte mithilfe einer bemaßten Abbildung des Rotors der zweiten Stufe der Arbeitsturbine in [86, Figure 1 (a)]. Dessen Radius beträgt bis zur Schaufelspitze, gemessen an der Hinterkante der Schaufel, 201,49 mm.

Es wurden 61 Bauteile identifiziert, die sich mithilfe des in Kapitel 3 vorgestellten Ansatzes unter Verwendung der in Tabelle A.12 angegebenen Annahmen analysieren lassen. Sofern die abzuschätzenden Größen aus der Dokumentation hervorgehen, ist dessen Herkunft in der Tabelle A.12 referenziert. Die Benennung der Bauteile, deren Bezeichnungen zur eindeutigen Zuordnung nicht aus dem Englischen übersetzt wurden, erfolgte anhand der Dokumentation. Die berechneten Gewichte und die Energiebedarfe der Fertigung sind in Tabelle A.13 für jedes Bauteil gelistet. Nach dem Prinzip der Verbindung der Konzepte zur Sachbilanzierung und Wirkungsabschätzung aus Unterkapitel 3.5 ergeben sich die Umwelteinwirkungen jedes Bauteils, welche in Tabelle A.14 aufgeführt sind und auf die in Abschnitt 5.2.2 eingegangen wird.

Unter Verwendung von Abbildungen der Impeller, konnte die Anzahl der Schaufeln bestimmt werden. So verfügt der Niederdruckimpeller (*LP Impeller*) über 30 Schaufeln [87, S. 182] und der Hochdruckimpeller (*HP Impeller*) über 26 Schaufeln [87, S. 184]. Jeweils die Hälfte der Schaufeln sind verkürzte Splitter-Schaukeln, deren im Schnittbild erkennbare Fläche, auf Basis der im Wartungshandbuch *Maintenance Manual* angegebenen Dimensionen [85, S. 20], mit 68 % der Fläche der vollen Schaufeln angenommen wird.

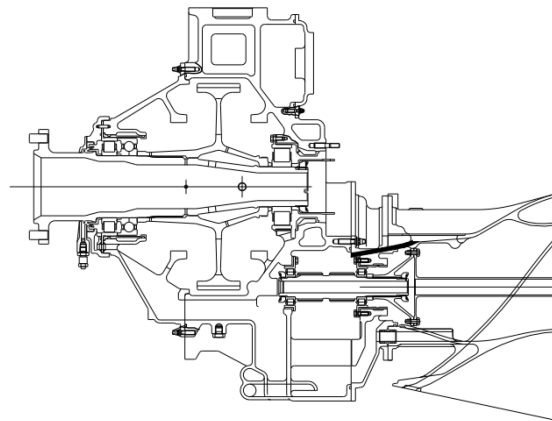


Abbildung 4.5: Schnittbild des Untersetzungsgetriebes des Turboproptriebwerks PW100 nach Pratt & Whitney Canada [85, Figure 620]

Die Volumen der Gehäuse (*Housing*) des Untersetzungsgetriebes sind aufgrund ihrer komplexen Form durch ein CAD-Modell auf Basis des Schnittbilds in Abbildung 4.5 angenähert worden. Dabei wurden die Gehäuse durch mehrere geschnittene rotations-symmetrische Körper approximiert. Der vordere Teil des Einlaufgehäuses (*Front Inlet Case*) ist ebenfalls aufgrund seiner komplexen Formgebung mittels eines CAD-Modells analysiert worden. Neben dem Schnittbild des Triebwerks aus Abbildung 4.4, ist dafür ein weiterer Schnitt des Bauteils [85, Figure 620, View A] und die Abbildung des Bauteils [87, S. 178] verwendet worden.

Tabelle 4.2 listet für jedes Modul des Triebwerks PW100 die analysierten Bauteile, das Modulgewicht sowie die Materialzusammensetzung des Moduls und die benötigte Fertigungsenergie. Zur Fertigung des gesamten Triebwerks wird, nach der in dieser Arbeit betrachteten Fertigungsprozesse, eine Energie von 2.201 kWh benötigt. Die betrachteten Bauteile summieren sich zu einem Gewicht von 294 kg. Zusammen mit dem Hilfsgeräteträger und weiteren Anbauteilen, deren Gewicht auf 15 % des Gesamtgewichts geschätzt wird (Abschnitt 3.1.5), ergibt sich ein ermitteltes Gesamtgewicht des Turboproptriebwerks PW100 von 346 kg. Das entspricht einer relativen Abweichung von 28,1 % zu dem vom Hersteller angegebenen Gesamtgewicht des Triebwerks.

Die größere Abweichung im Vergleich zum Turbofan lässt sich darauf zurückführen, dass das Turboproptriebwerk PW100 weniger rotationssymmetrische Bauteile aufweist.

Diese werden in dem angewendeten Ansatz jedoch vereinfachend als solche angenommen. So sind beispielsweise die Gehäuse (*Cases*) der radialen Verdichter aufgrund der komplexeren Strömungsführung, der Einlauf sowie die Gehäuse (*Housing*) des Untersetzungsgetriebes keine rotationssymmetrischen Bauteile, werden aber als solche modelliert. Eine weitere Unsicherheit stellt die Skalierung des Schnittbilds dar, da dieser lediglich eine nicht validierbare Referenz zugrunde liegt. Auch das insgesamt geringere Gesamtgewicht führt zu größeren relativen Abweichungen in der Massenabschätzung. Aufgrund der Tatsache, dass für das Triebwerk PW100 und auch für Turboproptriebwerke im Allgemeinen keine vergleichbaren Massenverteilungen bekannt sind, ist das in dieser Arbeit vorgestellte Modell als die beste verfügbare Annäherung zu betrachten. Es wird im weiteren Verlauf der Arbeit verwendet, um die Umwelteinwirkungen der Herstellung des Triebwerks PW100 abzuschätzen.

Module	Bauteile	Gewicht [kg]	Legierungen [%]			Fertigung [kWh]	
Untersetzungs- getriebe	Front-, Rear- und Input Drive Housing, Torque-, First Stage-, Helical Input- und Propeller Shaft First Stage Helical Gear, Second Stage Pinion Gear, Second Stage Bull Gear	94	SAE 9310	57		Schmieden	351
			ZE41A	27		Gießen	359
			CrMoV Steel	16		Zerspanen	18
Einlauf	Front und Rear Inlet Case, Bearing No.1 und No.2, Coupling Shaft	42	Ti-6Al-4V	83		Schmieden	24
			CrMoV Steel	14		Gießen	373
			SAE 4340	3		Zerspanen	22
Niederdruck- verdichter	LP Shroud Housing, LP Impeller, LP Diffuser Case, Bearing No.3	22	Ti-6Al-4V	97		Schmieden	82
			SAE 4340	3		Gießen	81
						Zerspanen	9
Hochdruck- verdichter	Intercompressor Case, HP Shroud Housing, HP Impeller, Bearing No.4 und No.5	15	Ti-6Al-4V	49		Schmieden	41
			Ti 6242	45		Gießen	70
			SAE 4340	3		Zerspanen	6
			Inconel 718	3			
Brennkammer	Gas Generator Case, Inner und Outer Combustion Liner, Small Exit Duct	34	AISI Type 410	66		Schmieden	0
			Haynes 188	34		Gießen	245
						Zerspanen	10
Hochdruck- turbine	HP Stubshaft, HPT Front und Rear Cover, HP Disk, Interstage Air Seal, HP Nozzle Housing, HP Vane, HP Shroud Segments, HP Blade, Turbine Support Case	25	Ti-6Al-4V	53		Schmieden	24
			Inconel 718	32		Gießen	156
			Inconel 792	9		Zerspanen	10
			Waspaloy	3			
			MAR-M200	3			
Niederdruck- turbine	LP Shaft, LP Disk, LP Inner und Outer Air Seal, LP Vane, LP Vane Air Seal, LP Shroud Segment, LP Blade, LP Turbine Housing	18	Inconel 718	67		Schmieden	42
			17-22A (S)	20		Gießen	44
			Inconel 792	9		Zerspanen	4
			Inconel 100	4			
Arbeits- turbine	Interstage Turbine Case, PT Shaft, PT Front und Rear Seal, PT Disk Stage 1 und Stage 2, PT Intermediate Seal, PT Vane Stage 1 und Stage 2, PT Blade Stage 1 und Stage 2, Turbine Rear Frame, Bearing No.6 und No.7	43	Inconel 718	39		Schmieden	58
			Inconel 713	37		Gießen	158
			17-22A (S)	18		Zerspanen	12
			AISI Type 410	6			

Tabelle 4.2: Bauteile, Gewichte, Materialzusammensetzungen und Fertigungsenergien der Module des Turboproptriebwerks PW100

5 Auswertung des Ansatzes

Nach der Anwendung des entwickelten Ansatzes auf die Herstellung der Triebwerke V2500 und PW100 erfolgt in diesem Kapitel die Auswertung der Wirkungsabschätzung. Hierzu werden die Einflüsse der verwendeten Materialien sowie der jeweiligen Fertigungsverfahren untersucht. Exemplarisch werden für jedes Triebwerk zwei ausgewählte Wirkungskategorien näher betrachtet, um deren spezifische Umweltauswirkungen zu analysieren. Die vollständigen Ergebnisse aller Bauteile in den angewandten Wirkungskategorien sind in für das Turbofantriebwerk V2500 in Tabelle A.11 und das Turbo-proptriebwerk PW100 in Tabelle A.14 zu finden.

5.1 Auswertung der Materialien

Die verwendeten Materialien haben einen großen Einfluss auf die Umwelteinwirkungen eines Triebwerks. Um die Einflüsse von luftfahrt- und triebwerksspezifischen Werkstoffen abzubilden, wurden diese anhand ihrer elementaren Bestandteile analysiert (Unterkapitel 3.3). Die Vereinfachung hochlegierter Werkstoffe auf ihr jeweiliges Basiselement zu reduzieren beschreibt diese oft unzureichend: So variiert beispielsweise der Nickel-Massenanteil der zwölf in dieser Arbeit betrachteten Nickel-Basislegierungen lediglich zwischen 46,8 % und 64,1 %. Abbildung 5.2 stellt die Materialkompositionen als Massenanteile der Elemente aller 19 in dieser Arbeit betrachteten Legierungen dar. Die entsprechenden Werte sind Tabelle A.2 zu entnehmen. Die in Abbildung 5.1 dargestellte farbliche Kodierung der Elemente in den Abbildungen folgt der Farbzuoordnung des Softwareprogramms *Jmol* zur Darstellung chemischer Strukturen [88].

Al	Cu	Mo	S	V
B	Fe	Nb	Si	W
C	Hf	Ni	Sn	Zn
Co	Mg	P	Ta	Zr
Cr	Mn	Re	Ti	$E_{Schmelz}$

Abbildung 5.1: Farbkodierung der Elemente

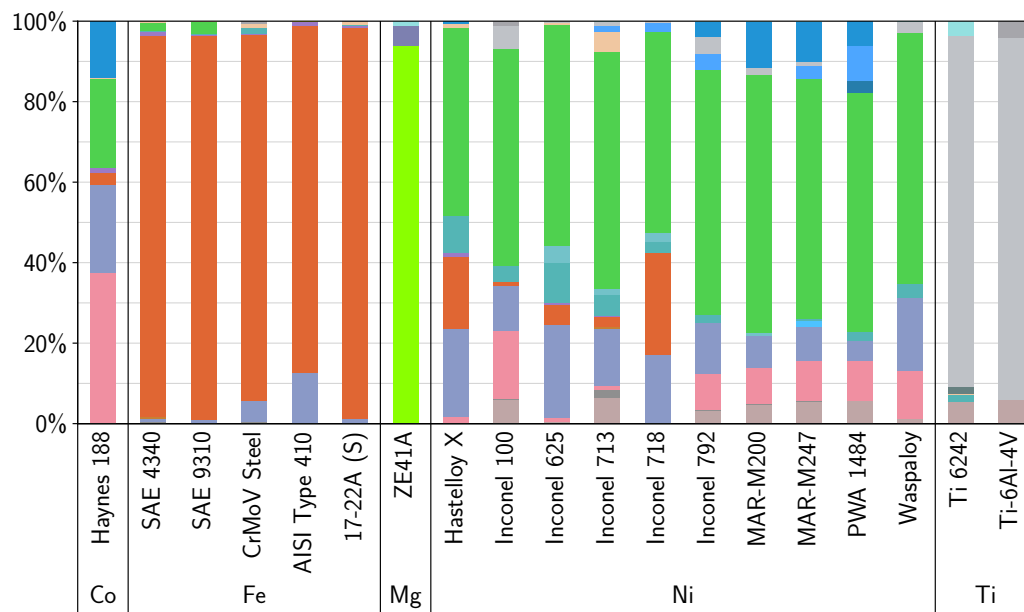


Abbildung 5.2: Massenverteilungen der Elemente in den Legierungen

Die wohl bekannteste Wirkungskategorie zur Beschreibung von Umwelteinwirkungen ist die in der Einheit $\text{kg CO}_2 \text{Äquivalent}$ quantifizierte Kategorie Klimawandel. Diese Wirkungskategorie berücksichtigt alle In- und Outputs, die zu Treibhausgasemissionen führen [5]. Die Folgen des Klimawandels sind unter anderem steigende globale Durchschnittstemperaturen und plötzliche regionale Klimaveränderungen [5]. Sie setzt sich aus den Unterkategorien Klimawandel - fossil, - biogen und - Landnutzung zusammen, wobei 99 % der Umwelteinwirkungen der betrachteten Legierungen auf die Unterkategorie Klimawandel - fossil zurückzuführen sind. Diese umfasst Treibhausgasemissionen, welche durch Oxidation, Reduktion, Umwandlung oder Abbau von fossilen Brennstoffen entstehen [5].

Abbildung 5.3 stellt die Treibhausgasemissionen der untersuchten Legierungen, normiert auf 1 kg der Legierung dar. Die höchsten Emissionen weisen Titanlegierungen wie Ti 6242 mit $47 \text{ kg CO}_2 \text{Äq.}$ und Ti-6Al-4V mit $48 \text{ kg CO}_2 \text{Äq.}$ auf, welche hauptsächlich auf das Basiselement Titan (■) zurückzuführen sind. Darauf folgen die Legierungen Haynes 188 mit $29 \text{ kg CO}_2 \text{Äq.}$ und ZE41A mit $28 \text{ kg CO}_2 \text{Äq.}$, deren Umwelteinwirkungen sich ebenfalls größtenteils von den Basiselementen Kobalt (■) und Magnesium

(■) ableiten. So ist Kobalt mit einem Massenanteil von 37,29 % an der Haynes 188-Legierung für 60,1 % der Treibhausgasemissionen verantwortlich. Magnesium, welches 93,74 % der ZE41A-Legierung ausmacht, erzeugt 99,3 % der Treibhausgasemissionen. Die betrachteten Nickellegierungen weisen in der Wirkungskategorie Klimawandel Emissionen zwischen 26 kg CO₂ Äq. (Inconel 100) und 17 kg CO₂ Äq. (Inconel 718) auf. Die betrachteten Eisenlegierungen haben – in allen 16 Wirkungskategorien – im Vergleich zu den anderen Legierungen die geringsten Emissionen. Die Treibhausgasemissionen bewegen sich zwischen 6 kg CO₂ Äq. (AISI Type 410) und 3 kg CO₂ Äq. (17-22A (S)).

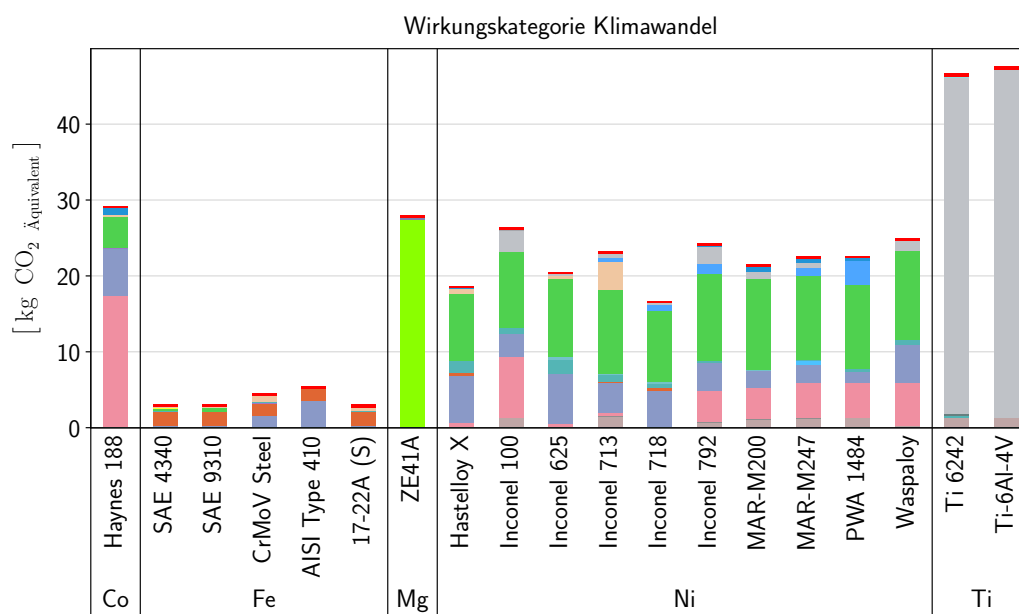


Abbildung 5.3: Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Klimawandel

Die Rohstoffherzeugung (Unterkapitel 3.3), modelliert durch den Energiebedarf des Einschmelzens der Legierung $E_{Schmelz}$ (■), benötigt 0,52 kWh bis 0,91 kWh pro kg zu schmelzender Legierung (Tabelle A.4). Dies entspricht – nach dem verwendeten Ecoinvent-Prozess, welcher den deutschen Strommix modelliert (Tabelle A.7) – Treibhausgasemissionen von 0,25 kg CO₂ Äq. bis 0,44 kg CO₂ Äq.. Die Rohstoffherzeugung hat damit für die Eisenlegierungen, mit relativ geringen Gesamtemissionen in der Wirkungskategorie Klimawandel, einen Emissionsanteil zwischen 14,5 % (17-22A (S)) und

5,7 % (AISI Type 410). Die Nickellegierungen kommen auf Anteile zwischen 1,6 % (Inconel 718) und 1,1 % (Waspaloy). Die betrachteten Legierungen mit den Basiselementen Titan und Kobalt kommen auf einen Anteil von jeweils 0,9 %. Diese Ergebnisse stimmen überein mit den Erkenntnissen von Musacchio et al. [29], welche zwischen verschiedenen Legierungen leichte Schwankungen im Energiebedarf des Einschmelzens, bei einem Anteil dieser Energie an den Klimawandelemissionen von 13 % für Stähle und 2 - 3 % für andere Legierungen, feststellen. In den meisten der anderen Wirkungskategorien ist der Einfluss der Rohstoffherzeugung, im Verhältnis zum Einfluss der Legierungselemente, vernachlässigbar klein. Lediglich in den Wirkungskategorien Eutrophierung - Süßwasser und Ressourcennutzung - fossil überschreitet der Einfluss der Schmelzenergie für alle Legierungen einen Anteil von 1 %.

Die Wirkungskategorie Versauerung ermittelt die Versauerung von Böden und Gewässern, die zu Waldsterben und zur Versauerung von Seen führt [5]. Betrachtet werden Emissionen von Stickstoffoxiden (NO_x), Ammoniak (NH_3) und Schwefeloxiden (SO_x), welche Wasserstoffionen (H^+) freisetzen, wenn sie mineralisiert werden [5]. Diese Protonen tragen dann in Gebieten mit niedriger Pufferkapazität zur Versauerung von Böden und Gewässern bei, weshalb die Versauerung in der Einheit $\text{mol H}^+ \text{Äquivalent}$ angegeben wird [5].

In Abbildung 5.4 ist die Versauerung, die durch die Rohstoffherstellung der betrachteten Legierungen verursacht wird, dargestellt. Der mit Abstand größte Beitrag zur Versauerung entsteht durch die Verwendung von Nickel (■). Demnach erzeugen auch die Nickellegierungen die stärkste Versauerung. Die Legierung MAR-M200, hat mit $1,37 \text{ mol H}^+ \text{Äq.}$ den größten Einfluss auf die Versauerung. Dabei entfallen 94,1 % der Emissionen dieser Legierung auf den Nickelanteil, welcher 64,09 % der Legierungsmasse ausmacht.

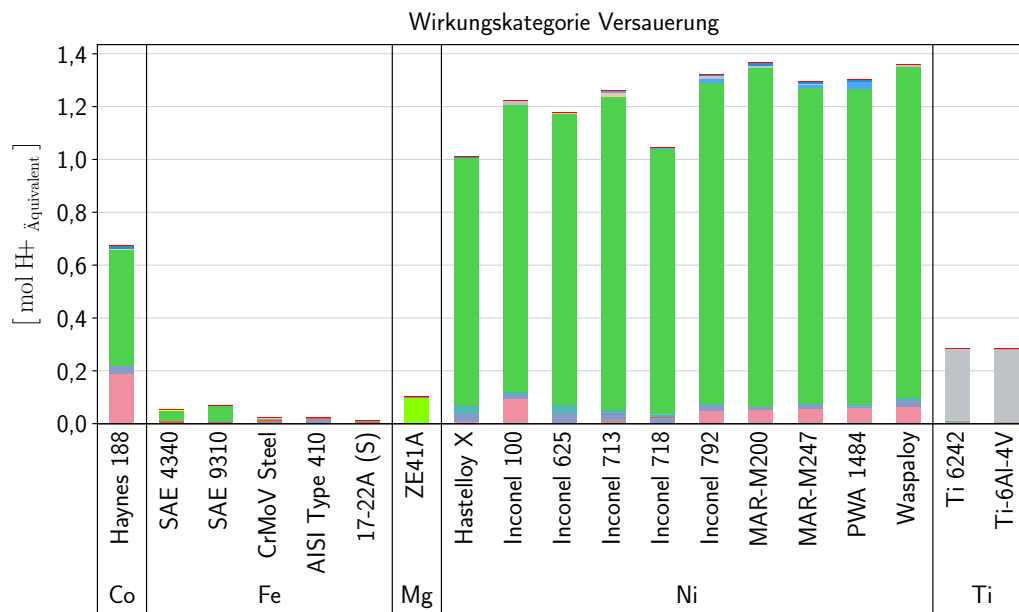


Abbildung 5.4: Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Versauerung

Ähnliche Zusammenhänge, in denen der Einfluss eines Elements für die Umwelteinwirkungen einer Wirkungskategorie ausschlaggebend ist, finden sich auch für die Wirkungskategorien Ozonabbau und Feinstaub. Die Wirkungskategorie Ozonabbau (Abbildung A.1) bezieht den Abbau des stratosphärischen Ozons durch ozonabbauende Stoffe. Diese werden in $\text{kg FCKW-11}_{\text{Äquivalent}}$ (Fluorchlorkohlenwasserstoffe) angegeben. Der Großteil dieser Emissionen entsteht durch den Einfluss von Titan (■), wodurch die beiden Titanlegierungen mit $4 \cdot 10^{-6} \text{ kg FCKW-11}_{\text{Äq.}}$ die höchsten Emissionen erzeugen, gefolgt von ZE41A mit $0,8 \cdot 10^{-6} \text{ kg FCKW-11}_{\text{Äq.}}$. Eben jenes ZE41A erzielt durch dessen Basiselement Magnesium (■) in der Wirkungskategorie Feinstaub (Abbildung A.2) eine Krankheitsinzidenz von $1,95 \cdot 10^{-5}$, welche um eine Potenz höher ist als die der anderen Legierungen.

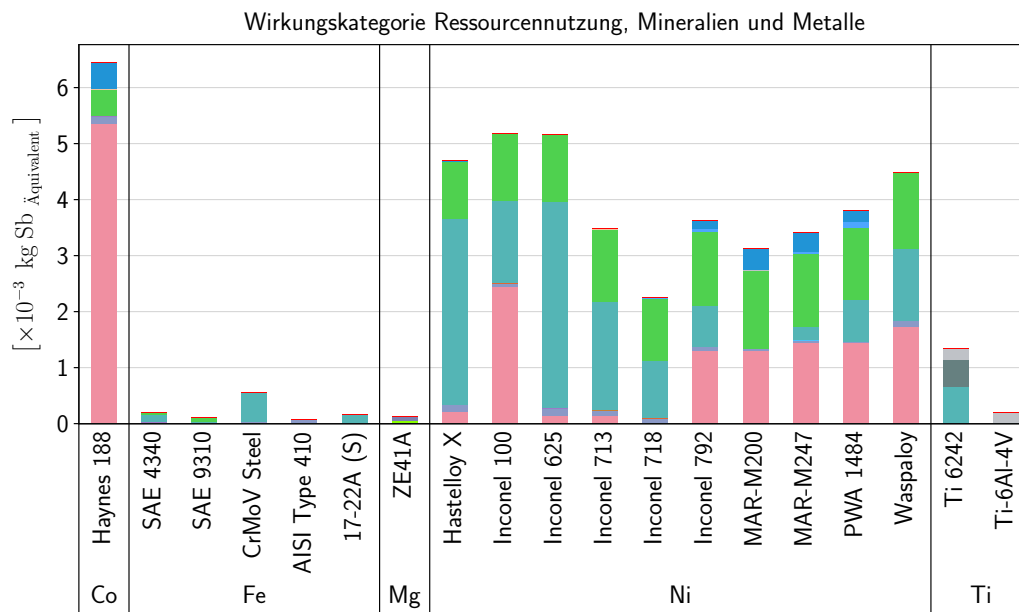


Abbildung 5.5: Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle

Die Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle bemisst die Ressourcenerschöpfung von abiotischen natürlichen Stoffen – von Mineralien und Metallen [5]. Die Ressourcenerschöpfung wird als Verhältnis des jährlichen Verbrauchs zu den nachgewiesenen Reserven eines Stoffes berechnet [89]. Als Referenzgröße wird dieses Verhältnis auf das Element Antimon (Sb) bezogen, weshalb die abiotische Ressourcenerschöpfung in $\text{kg Sb}_{\text{Äquivalent}}$ angegeben wird [5, 89]. Da die Nutzung von Metallen Kernbestandteil der vorliegenden Auswertung ist, werden die Legierungen auch in dieser Wirkungskategorie betrachtet. So erzeugen besonders die Legierungselemente Kobalt (■), Molybdän (■) und Zinn (■) einen überproportionalen Anteil der Ressourcenerschöpfung der Legierungen. Die Ressourcenerschöpfung von $1,3 \cdot 10^{-3} \text{ kg Sb}_{\text{Äq.}}$, verursacht durch 1 kg der Titanlegierung Ti 6242, entfällt zu 49% auf Molybdän und zu 36% auf Zinn, obwohl diese Elemente jeweils nur 1,8% der Legierungsmasse abbilden. Die höchste Ressourcenerschöpfung entsteht mit $6,4 \cdot 10^{-3} \text{ kg Sb}_{\text{Äq.}}$ durch Haynes 188. Hier dominieren die Einflüsse des Baselements Kobalt mit 83% der Ressourcennutzung bei einem Massenanteil von 27,29%. Auch für die Nickellegierungen übersteigen die Einflüsse von Kobalt und Molybdän die des Baselements Nickel (■).

Diese Auswertungen bestätigen, wie bereits eingangs vermutet, dass eine Reduktion der Legierung auf ihr Basiselement diese nicht hinreichend abbildet. Die in der Legierung vorkommenden Elemente haben unterschiedlich große Einflüsse auf die Umwelteinwirkungen in den verschiedenen Wirkungskategorien. Es ist zu beobachten, dass die Umwelteinwirkungen von Legierungen mit demselben Basiselement in vergleichbaren Größenordnungen liegen. Die Unterschiede zwischen diesen Legierungen mit dem selben Basiselement sind jedoch so groß, dass eine differenzierte Betrachtung angemessen ist. Während die Rohstoffgewinnung den überwiegenden Anteil der aus der Rohstoffherstellung entstehenden Umwelteinwirkungen verursacht, ist der nach Abschnitt 3.3 berechnete Anteil der Rohstofferzeugung in 13 der 16 Wirkungskategorien vernachlässigbar klein. Lediglich in den Wirkungskategorien Klimawandel, Eutrophierung - Süßwasser und Ressourcennutzung - fossil überschreitet der Einfluss der Schmelzenergie für eine Vielzahl von Legierungen einen Anteil von 1 % an den Umwelteinwirkungen der Legierung.

5.2 Auswertung der Triebwerke

5.2.1 Auswertung des Turbofantriebwerkes V2500

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Wirkungsabschätzung des Turbofantriebwerkes V2500 ausgewertet. Die vollständigen Ergebnisse der Wirkungsabschätzung aller Bauteile des Triebwerks befindet sich in Tabelle A.11. Die Umwelteinwirkungen des gesamten betrachteten Triebwerks belaufen sich auf die in Tabelle 5.1 angegebenen Größen.

Wie bereits in Unterkapitel 4.1 angeführt, lassen sich die Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500 auf sieben Module aufteilen, von denen die sechs Module der Turbomaschine betrachtet wurden. Diese Aufteilung basiert auf der Dokumentation des Herstellers und ist in Abbildung 5.6 dargestellt⁸. Die Gewichte der Module, die aus den Massen der zugehörigen Bauteile summiert wurden, sind in Tabelle 4.1 aufgeführt.

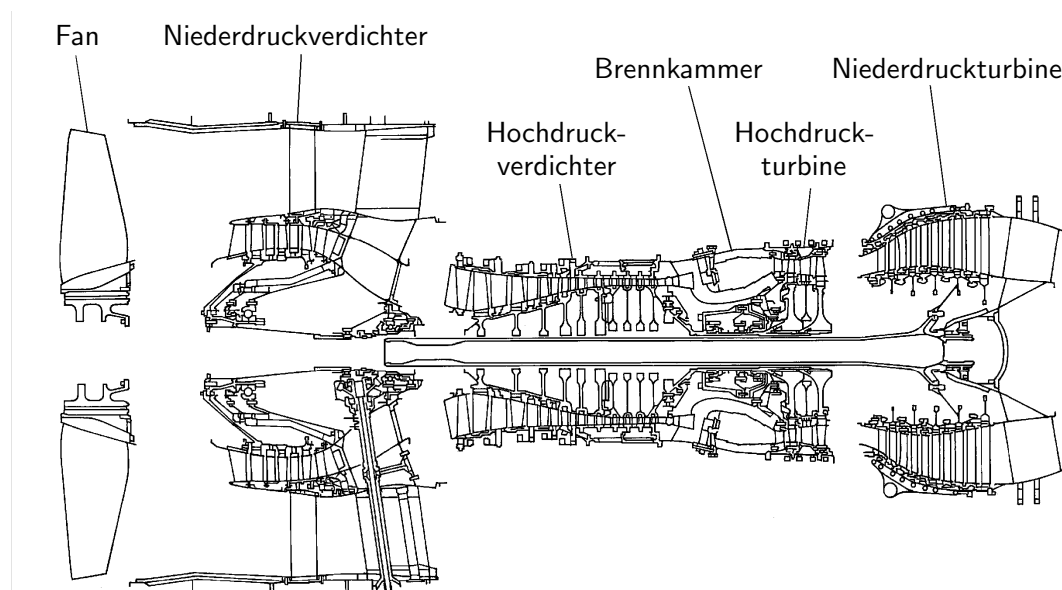


Abbildung 5.6: Module des Turbofantriebwerkes V2500 nach MTU Maintenance Hannover [74]

⁸Die in diesem Abschnitt verwendete Aufteilung des Triebwerks unterscheidet sich von der in Unterkapitel 4.1 herangezogenen Aufteilung, welche für den Vergleich mit anderen Gewichtungsmodellen genutzt wurde (vgl. Fußnote 6).

Die ermittelten Umwelteinwirkungen der Triebwerksbauteile und Module setzen sich zusammen aus den Prozessschritten der Rohstoffherstellung, welche im vorhergehenden Unterkapitel 5.1 ausgewertet worden ist, und der Fertigung. Neben der zur Fertigung benötigten Energie, wurde jedem Bauteil auch ein Buy-to-Fly-Verhältnis (BTF) zugeordnet, welches den Materialeinsatz der Fertigung mit dem Gewicht des Fertigteils in Zusammenhang setzt (Abschnitt 3.4.1). Der so festgestellte Materialbedarf zur Fertigung der Turbomaschine beläuft sich auf 5.330 kg, was einem Gesamt-BTF-Verhältnis von 2,7 entspricht. Die größten Anteile am benötigten Materialumfang haben die Titanlegierung Ti-6Al-4V mit 2.390 kg (45,7 %) und die drei Nickellegierungen Inconel 718 mit 1.590 kg (30,4 %) sowie Inconel 713 und Hastelloy X, welche mit jeweils 419 kg je 8 % der zur Fertigung benötigten Gesamtmasse ausmachen.

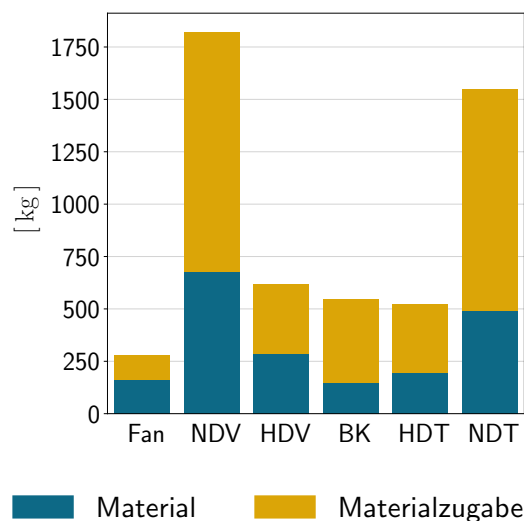


Abbildung 5.7: Materialbedarf zur Fertigung der Module des Turbofantriebwerks V2500

Abbildung 5.7 zeigt den Materialbedarf zur Fertigung der einzelnen Module, welche sich aus dem im Triebwerk verbauten Material und der zur Fertigung benötigten Materialzugabe summiert. Je nach angenommenem Fertigungsverfahren, der in den jeweiligen Modulen verbauten Bauteile, ergeben sich verschiedene BTF-Verhältnisse für die einzelnen Module. Das höchste BTF-Verhältnis weist die Brennkammer mit 3,7 (dem BTF-Verhältnis für Gussteile) auf, da alle vier Bauteile dieses Moduls als Gussteile angenommen werden. Die größten Materialbedarfe haben die Fertigung des Nieder-

Wirkungskategorie	Indikatorwert
Klimawandel	$1,725 \times 10^5$ kg CO ₂ Äq.
Ozonabbau	$1,073 \times 10^{-2}$ kg FCKW – 11 Äq.
Humantoxizität, kanzerogen	$7,025 \times 10^{-4}$ CTUh
Humantoxizität, nicht kanzerogen	$7,630 \times 10^{-3}$ CTUh
Feinstaub	$1,732 \times 10^{-2}$ Krankheitsinzidenz
Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit	$7,605 \times 10^3$ kBq U ²³⁵ Äq.
Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit	$9,090 \times 10^2$ kg NMVOC Äq.
Versauerung	$3,709 \times 10^3$ mol H ⁺ Äq.
Eutrophierung, Land	$2,173 \times 10^3$ mol N Äq.
Eutrophierung, Süßwasser	$1,009 \times 10^1$ kg P Äq.
Eutrophierung, Meer	$2,012 \times 10^2$ kg N Äq.
Ökotoxizität, Süßwasser	$1,131 \times 10^7$ CTUe
Landnutzung	$9,850 \times 10^5$ pt
Wassernutzung	$1,818 \times 10^5$ m ³ Wasser Äq.
Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle	9,219 kg Sb Äq.
Ressourcennutzung, fossil	$1,999 \times 10^6$ MJ

Tabelle 5.1: Umwelteinwirkungen der Herstellung des Turbofantriebwerks V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien

druckverdichters mit 1.820 kg (BTF = 2,7) und die Niederdruckturbine mit 1.547 kg (BTF = 3,2), welche sich auf die hohen Modulgewichte sowie bei der Niederdruckturbine auf den hohen Anteil von Gussteilen zurückführen lassen.

In der Wirkungskategorie Klimawandel erzeugt die Herstellung des Turbofantriebwerkes V2500 172.500 kg CO₂ Äq. Diese Emissionen entstehen zu 42,4 % durch das im Triebwerk eingesetzte Material, weitere 54,7 % durch die für die Fertigung benötigte Materialzugabe und 2,9 % durch die verwendete Fertigungsenergie. Der Anteil der Fertigungsenergie an diesen Umwelteinwirkungen ist klein, mit 5.003 kg CO₂ Äq. jedoch nicht zu vernachlässigen. Aufgeteilt auf die Module – wie in Abbildung 5.8 dargestellt – zeigt sich, dass 50,4 % der Treibhausgasemissionen durch die Herstellung des Niederdruckverdichters entstehen. Dieser besteht, den Annahmen aus Unterkapitel 4.1 folgend, zu 97,1 % aus Ti-6Al-4V, welches – wie im vorhergehenden Unterkapitel 5.1 diskutiert – von den betrachteten Legierungen die meisten Treibhausgasemissionen pro kg verursacht.

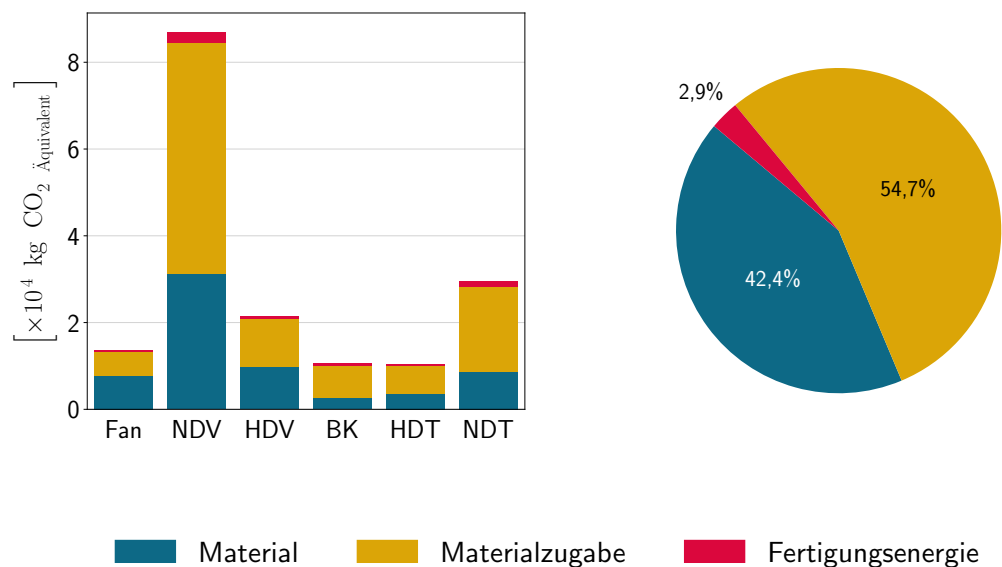


Abbildung 5.8: Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes V2500 in der Wirkungskategorie Klimawandel

Die Betrachtung der Bauteile des Niederdruckverdichters und deren Umwelteinwirkungen in der Wirkungskategorie Klimawandel (Abbildung 5.9) zeigt, dass die hohen Emissionsanteile des Niederdruckverdichters zu 88,5 % auf die Bauteile *Fan Case* und *Fan Frame* zurückzuführen sind, welche zusammen 81,8 % des Modulgewichts ergeben. Bezogen auf das gesamte Triebwerk bedeutet dies einen Anteil von 44,6 % der Emissionen dieser Wirkungskategorie. Aus den in Unterkapitel 4.1 angeführten Gegenüberstellungen geht hervor, dass das Gewicht eben dieser Bauteile in der vorliegenden Arbeit höher eingeschätzt wird als in vergleichbaren Abschätzungen. Die Größenordnung der hauptsächlich aus dem Bauteilgewicht abgeleiteten Umwelteinwirkungen ist deshalb in der Wirkungskategorie Klimawandel mit Vorbehalt zu interpretieren.

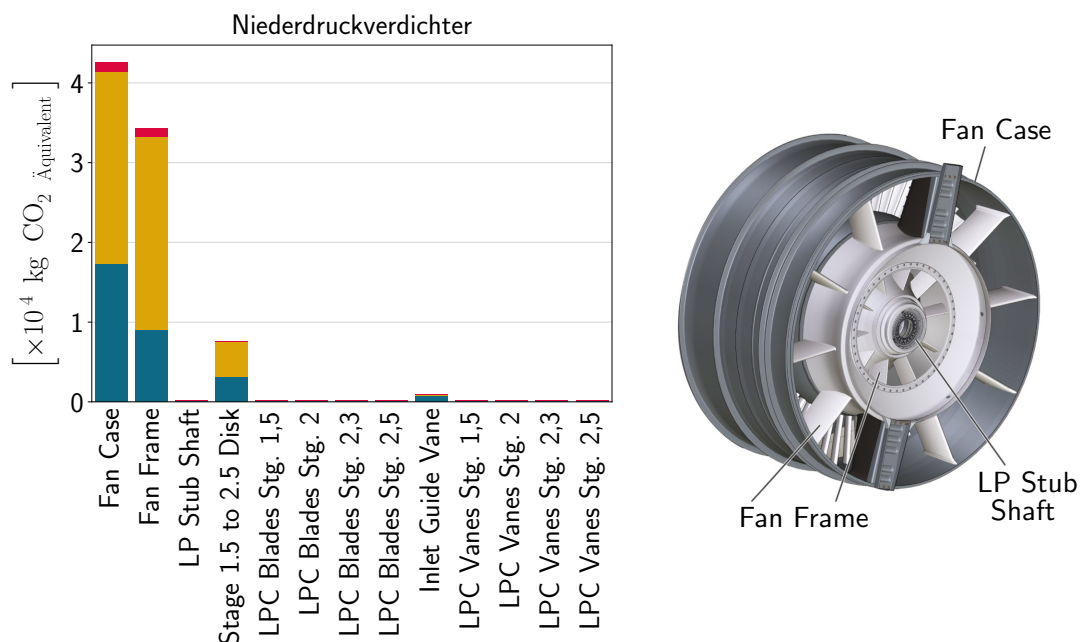


Abbildung 5.9: Umwelteinwirkungen der Bauteile des V2500 Niederdruckverdichters in der Wirkungskategorie Klimawandel und Abbildung des Niederdruckverdichters nach IAE [78]

Die Herstellung der Schaufeln, welche als Schmiedeteile angenommen werden, verursachen zusammen 2,6 % Treibhausgasemissionen des Niederdruckverdichters und somit 1,3 % der Umwelteinwirkungen bezogen auf das Gesamttriebwerk. Trotz der in

Abbildung 5.9 kaum erkennbaren, geringen Einzelemissionen ist der Anteil der Schaufeln nicht zu vernachlässigen. Alle Schaufeln des Triebwerks, einschließlich der Fan-Schaufeln mit einem Anteil von 3,1 %, tragen insgesamt 15,1 % zu den erzeugten Treibhausgasemissionen bei.

Die Versauerung, die durch die Herstellung des Turbofantriebwerks V2500 entsteht, beträgt $3.709 \text{ mol H}^+ \text{ Äq.}$. Es ist die Wirkungskategorie, in welcher die Materialzugabe mit 64,6 % den prozentual höchsten Anteil an den Umwelteinwirkungen hat. Dies ist davon abzuleiten, dass ein Großteil der Schmiedeteile (mit großem BTF-Verhältnis) aus Nickellegierungen gefertigt ist. Nickel hat, wie in Unterkapitel 5.1 gezeigt, einen dominierenden Einfluss auf die Umwelteinwirkungen in der Wirkungskategorie Versauerung. Es ist somit naheliegend, dass die Herstellung der Module mit den größten Anteilen an Nickellegierungen, namentlich Brennkammer sowie Hoch- und Niederdruckturbine, die höchsten Emissionen erzeugen. Aufgrund seiner hohen Masse ist der Einfluss des Niederdruckverdichters besonders ausgeprägt.

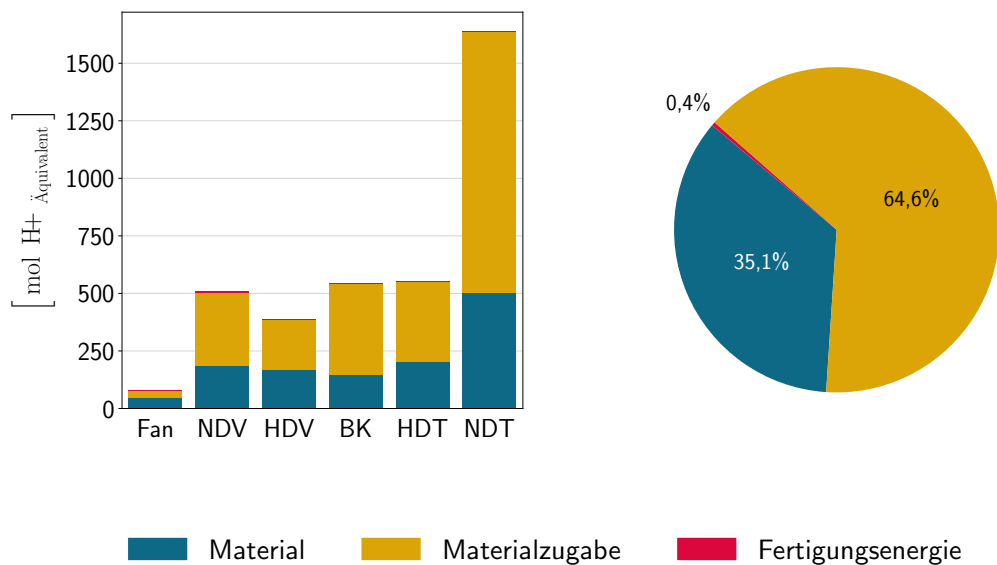


Abbildung 5.10: Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turbofantriebwerkes V2500 in der Wirkungskategorie Versauerung

Zur präziseren Betrachtung der Versauerungseinflüsse der Niederdruckturbine teilt Abbildung 5.11 diese auf die einzelnen Bauteile auf. Auch hier zeigt sich der große Einfluss eines schweren Einzelteils, dem *Turbine Exhaust Case*. Dieses 131 kg schwere, aus Inconel 718 gegossene Bauteil erzeugt 31 % der Umwelteinwirkungen des Niederdruckverdichters. Die ebenfalls als Gussteile aus Nickellegierungen angenommenen Schaufeln des Moduls benötigen für einen Anteil am Modulgewicht von 31,1 %, durch das hohe BTF-Verhältnis, 36,5 % des Materialbedarfes für die Fertigung und verursachen 43,7 % der Emissionen in der Wirkungskategorie Versauerung. Scheiben und rotierende Dichtungen – abgeschätzt als geschmiedete Nickellegierungen – verursachen hingegen bei 20,9 % des Modulgewichts durch den geringeren Materialaufschlag lediglich 16 % der Emissionen.

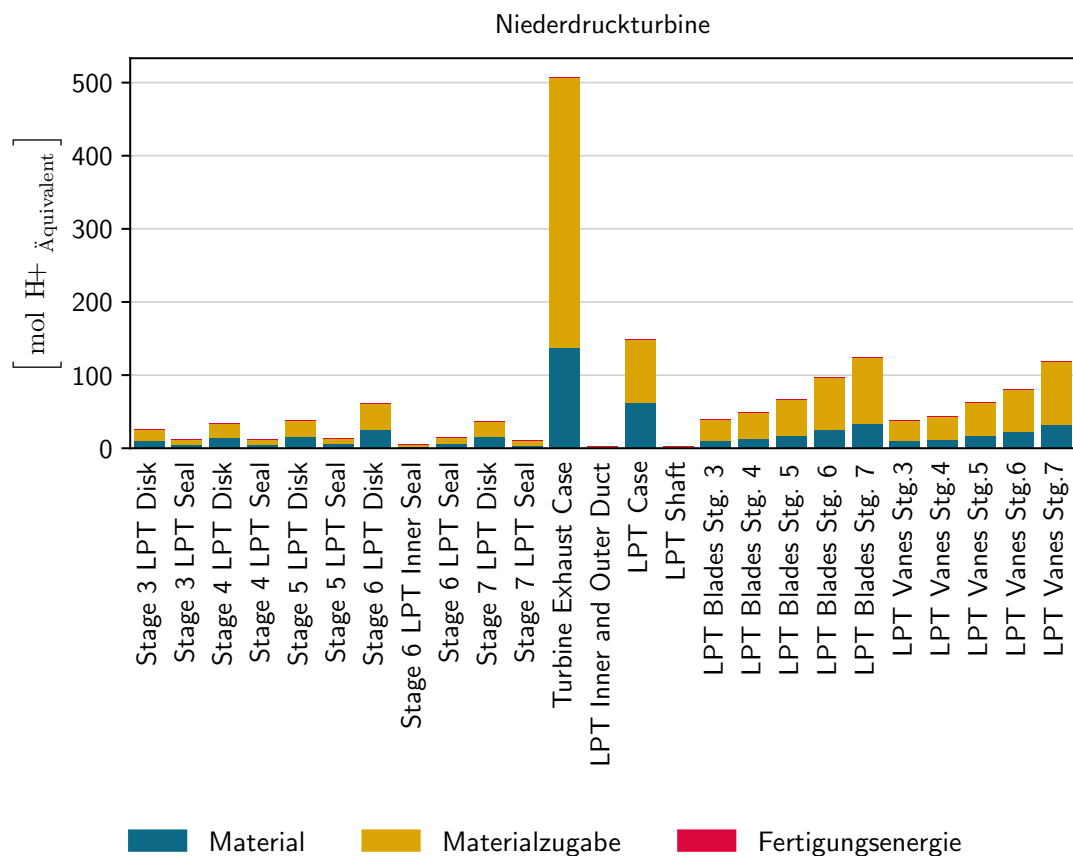


Abbildung 5.11: Umwelteinwirkungen der Bauteile der V2500 Niederdruckturbine in der Wirkungskategorie Versauerung

5.2.2 Auswertung des Turboproptriebwerkes PW100

Der entwickelte Ansatz der Lebenszyklusanalyse für die Herstellung von Luftfahrtantrieben ist in Unterkapitel 4.2 auf das Turboproptriebwerk PW100 angewendet worden. 61 Bauteile wurden im Rahmen dieser Anwendung betrachtet und deren Wirkung bezüglich der 16 vorgestellten Wirkungskategorien (Abschnitt 3.5) abgeschätzt. Eine vollständige Auflistung der Wirkungsabschätzung für jedes einzelne Bauteil findet sich in Tabelle A.14. Das gesamte Triebwerk, welches im Folgenden als Summe dieser Bauteile verstanden wird, unterteilt sich in acht Module, welche in Abbildung 5.12 zugeordnet, wie folgt benannt und abgekürzt werden: Untersetzungsgetriebe (UG), Einlauf (EL), Niederdruckverdichter (NDV), Hochdruckverdichter (HDV), Brennkammer (BK), Hochdruckturbine (HDT), Niederdruckturbine (NDT) und Arbeitsturbine (AT). Die Umwelteinwirkungen, welche bei der Herstellung des Turboproptriebwerks entstehen, sind in Tabelle 5.13 für alle betrachteten Wirkungskategorien aufgeführt.

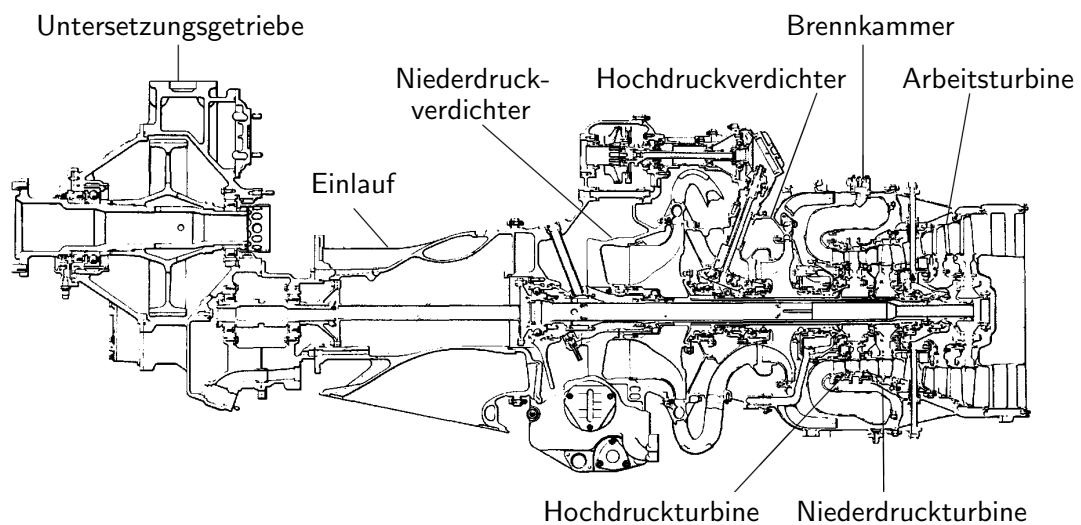


Abbildung 5.12: Module des Turboproptriebwerks PW100 nach Saravanamuttoo [90]

Wirkungskategorie	Indikatorwert
Klimawandel	$2,319 \times 10^4$ kg CO ₂ Äq.
Ozonabbau	$1,346 \times 10^{-3}$ kg FCKW – 11 Äq.
Humantoxizität, kanzerogen	$9,935 \times 10^{-5}$ CTUh
Humantoxizität, nicht kanzerogen	$9,659 \times 10^{-4}$ CTUh
Feinstaub	$3,794 \times 10^{-3}$ Krankheitsinzidenz
Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit	$9,398 \times 10^2$ kBq U ²³⁵ Äq.
Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit	$1,094 \times 10^2$ kg NMVOC Äq.
Versauerung	$3,404 \times 10^2$ mol H ⁺ Äq.
Eutrophierung, Land	$2,653 \times 10^2$ mol N Äq.
Eutrophierung, Süßwasser	1,305 kg P Äq.
Eutrophierung, Meer	$2,465 \times 10^1$ kg N Äq.
Ökotoxizität, Süßwasser	$1,195 \times 10^6$ CTUe
Landnutzung	$1,104 \times 10^5$ pt
Wassernutzung	$2,190 \times 10^4$ m ³ Wasser Äq.
Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle	$9,303 \times 10^{-1}$ kg Sb Äq.
Ressourcennutzung, fossil	$2,718 \times 10^5$ MJ

Tabelle 5.2: Umwelteinwirkungen der Herstellung des Turboproptriebwerks PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien

Der zur Fertigung des Triebwerks benötigte Materialumfang beläuft sich auf 905 kg und setzt sich zusammen aus dem im Triebwerk verbauten Material (294 kg) und der zur Fertigung benötigten Materialzugabe (611 kg). Das Buy-to-Fly-Verhältnis des gesamten Turboproptriebwerks beläuft sich so auf 3,1. Dieses hohe BTF-Verhältnis resultiert aus dem Umfang der Gussteile: 52,4 % der Masse des Triebwerks setzt sich aus gegossenen Bauteilen zusammen. Der gesamte zur Fertigung benötigte Materialbedarf besteht zu 33,6 % aus Eisenlegierungen, 31,3 % aus Titanlegierungen, 19,8 % aus Nickellegierungen, 10,5 % aus der Magnesiumlegierung ZE41A und 4,8 % aus der Kobaltlegierung Haynes 188.

Abbildung 5.13 zeigt den Materialbedarf zur Fertigung aufgeteilt auf die einzelnen Module. Den größten Materialbedarf (28,7 %) mit einem BTF-Verhältnis von 2,8 hat das Untersetzungsgetriebe, welches mit einem Anteil von 32,2 % am Gesamtgewicht auch das schwerste der Module ist. Darauf folgen Einlauf, Arbeitsturbine und Brennkammer mit Anteilen am Materialbedarf von 16,2 %, 14,6 % und 14,0 %.

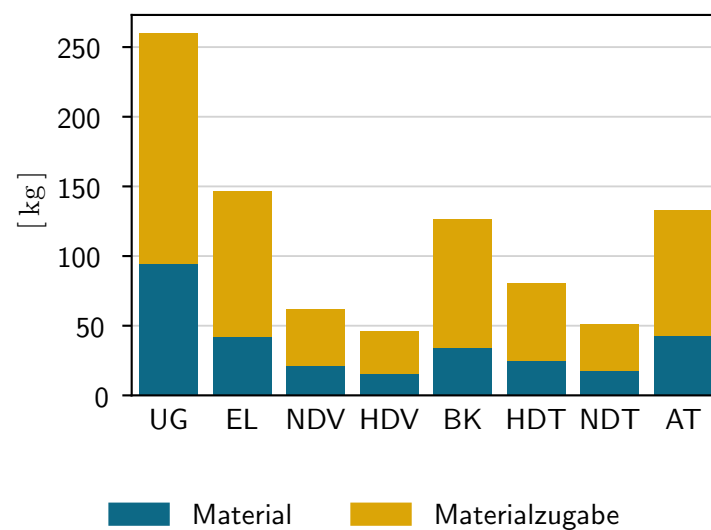


Abbildung 5.13: Materialbedarf zur Fertigung der Module des Turboproptriebwerks PW100

In der Wirkungskategorie Klimawandel verursacht die Herstellung des Turboproptriebwerks PW100 Treibhausgasemissionen im Umfang von 23.190 kg CO₂ Äq., welche zu

28,6 % auf die Umwelteinwirkungen des verbauten Materials zurückzuführen sind, zu 66,8 % aus dem Materialaufschlag und zu 4,6 % aus der Fertigungsenergie hervorgehen. Wiederum 33 % der Fertigungsenergie, und damit einhergehend auch 33 % der durch die Fertigungsenergie entstehenden Treibhausgasemissionen, entstehen durch die Fertigung des Untersetzungsgetriebes. Besonders die gegossenen Gehäuseteile (*Housings*) und die geschmiedeten Getriebezahnräder mit jeweils hohen Gewichten verursachen diesen Energiebedarf.

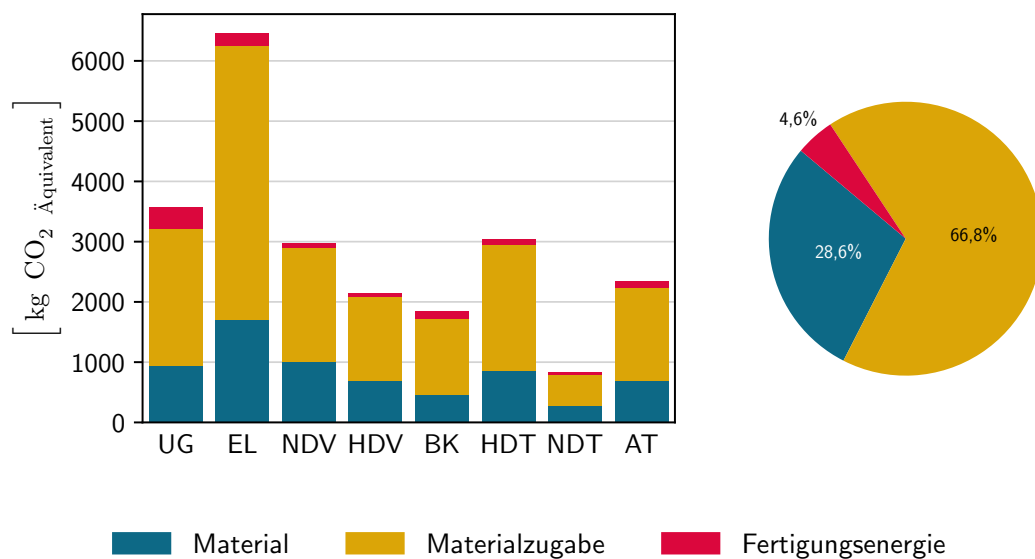


Abbildung 5.14: Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turboproptriebwerks PW100 in der Wirkungskategorie Klimawandel

Eine Unterteilung der Umwelteinwirkungen auf die einzelnen Module zeigt, dass der Einlauf mit 6.453 kg CO₂ Äq. unter den Modulen die meisten (27,8 %) Treibhausgasemissionen erzeugt. Gefolgt von dem Untersetzungsgetriebe (15,4 %), der Hochdruckturbinen (13,1 %) und dem Niederdruckverdichter (12,8 %).

Einer detaillierten Betrachtung der fünf Bauteile des Einlaufs (Abbildung 5.15) zeigt auf, dass die aus Ti-6Al-4V gegossenen Gehäuse (*Cases*) 88,4 % der Treibhausgasemissionen verursachen. Die hohen Umwelteinwirkungen der Legierung zusammen mit dem hohen BTF-Verhältnis des Schmiedens und dem hohen Eigengewicht der Gehäuse führen kombiniert bei diesen Bauteilen zu diesen hohen Emissionen.

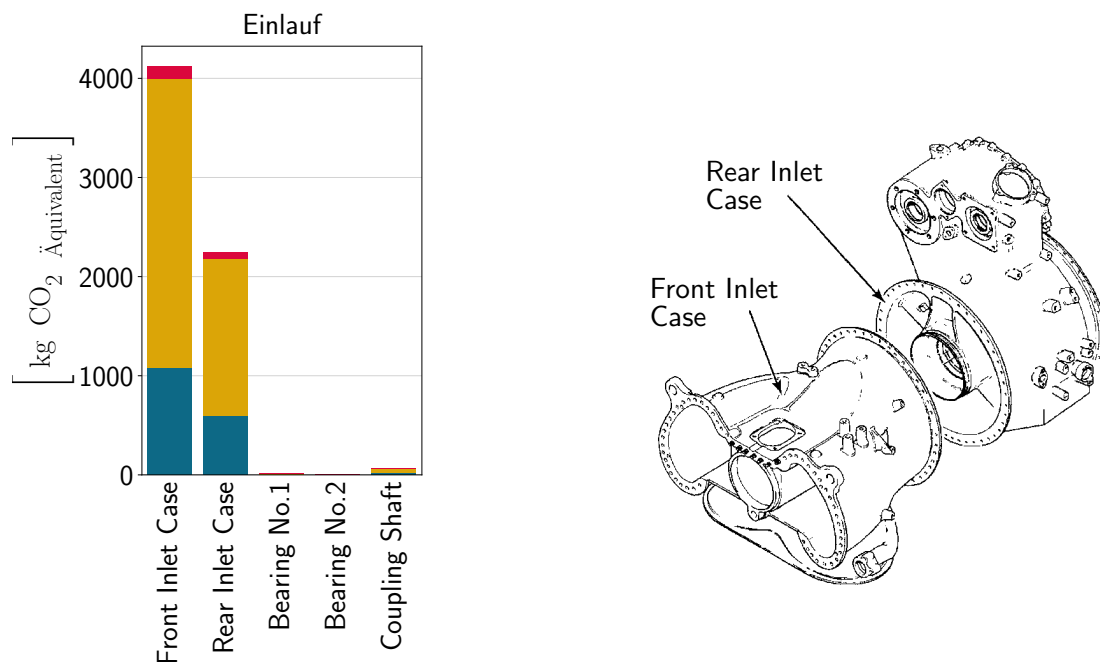


Abbildung 5.15: Umwelteinwirkungen der Bauteile des PW100 Einlaufs in der Wirkungskategorie Klimawandel und Abbildung des Einlaufs nach Pratt & Whitney Canada [87]

Die abiotische Ressourcenerschöpfung, die durch die Herstellung des Turboproptriebwerks PW100 entsteht, beträgt $0,93 \text{ kg Sb } \ddot{\text{A}}_{\text{q.}}$, wovon 31 % aus dem im Triebwerk verbauten Material und 69 % aus der Materialzugabe hervorgehen (Abbildung 5.16). Der Anteil der Fertigungsenergie ist in dieser Wirkungskategorie mit 0,1 % der Umwelteinwirkungen vernachlässigbar. Wie aus der Auswertung der Legierungen (Unterkapitel 5.1) hervorgeht, erzeugen besonders Kobalt- und Nickelbasislegierungen hohe Umwelteinwirkungen in der Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle. Aus diesem Grund verantworten die Module stromaufwärts der Brennkammer, mit wenig oder geringen Anteilen dieser Legierungen, zusammen nur 13,4 % der Ressourcenerschöpfung. Die Umwelteinwirkungen der Brennkammer, welche 30,6 % der Ressourcenerschöpfung verursachen, basieren auf den großen Einflüssen der Kobaltlegierung Haynes 188 in dieser Wirkungskategorie. Die hohen Umwelteinwirkungen der Arbeitsturbine lassen sich maßgeblich auf das Gewicht des *Interstage Turbine Case* zurückführen.

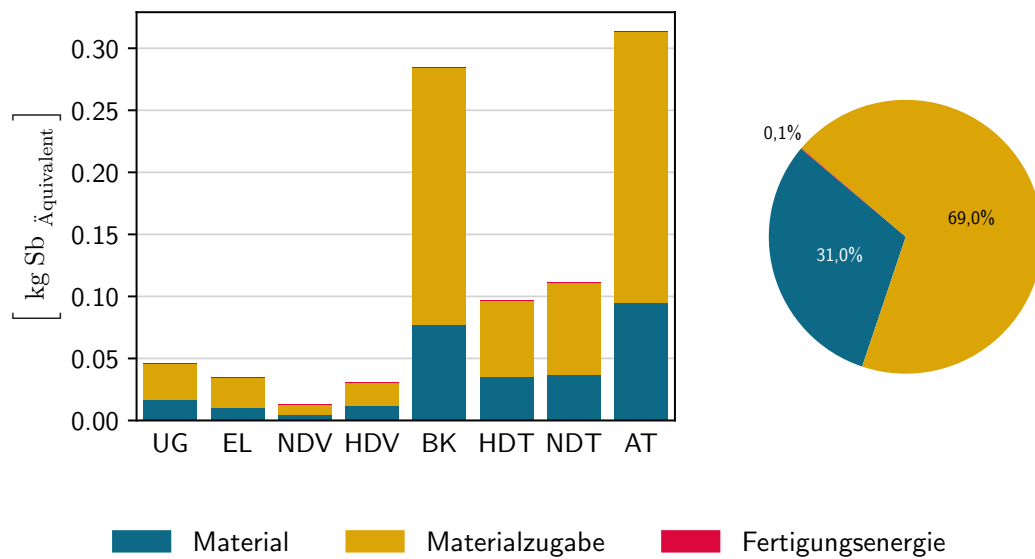


Abbildung 5.16: Zusammensetzung der Umwelteinwirkungen des Turboproptriebwerks PW100 in der Wirkungskategorie Ressourcennutzung - Mineralien und Metalle

5.2.3 Auswertung des entwickelten Ansatzes

Basierend auf der Auswertung der beiden untersuchten Triebwerke lassen sich wesentliche Erkenntnisse über die Stärken und Herausforderungen des entwickelten Ansatzes ableiten, die im Folgenden näher betrachtet werden. Die Analyse der Umwelteinwirkungen beider betrachteten Triebwerke zeigt, dass das Buy-to-Fly-Verhältnis und die daraus errechnete Materialzugabe, in allen Wirkungskategorien und für alle Module den größten Einfluss auf das Gesamtergebnis hat. Die Materialzugabe macht ein Vielfaches des im Triebwerk verbauten Materials aus. Die Fertigungsenergie hat in Bezug auf die Materialeinflüsse in allen Wirkungskategorien den geringsten Anteil an den Umwelteinwirkungen. Ihr Einfluss ist jedoch in einzelnen Wirkungskategorien mit Anteilen bis zu 10 % nicht zu vernachlässigen.

Da die Materialzugabe und daraus folgend das Buy-to-Fly-Verhältnis den größten Anteil an den Umwelteinwirkungen verursacht, hat die Abschätzung dieser Werte einen

großen Einfluss auf die Genauigkeit des angeführten Ansatzes. Die Datenlage zu BTF-Verhältnissen, besonders in Bezug auf spezifische Bauteile und Baugruppen von Luftfahrtantrieben, ist begrenzt. Diese eingeschränkte Verfügbarkeit erschwert eine genauere Betrachtung und Differenzierung des BTF-Verhältnisses zwischen verschiedenen Bauteiltypen. Die im vorgestellten Ansatz angewendeten Werte wurden konservativ angesetzt. Es ist jedoch davon auszugehen, dass für einige Bauteile die tatsächlich benötigte Materialzugabe deutlich höher ist [62]. Eine detailliertere Differenzierung der Buy-to-Fly-Verhältnisse hinsichtlich des Bauteiltyps und der angewendeten Fertigungsverfahren kann die Genauigkeit der Ergebnisse erheblich erhöhen.

Die Auswertung beider Triebwerke zeigt zudem, dass insbesondere große und schwere Bauteile einen besonders starken Einfluss auf die Umwelteinwirkungen haben. Dies ist sowohl der hohen Repräsentation Materialauswahl geschuldet, als auch der Berechnung der Fertigungsenergie, welche Volumen und Gewicht des Bauteils einbezieht. Diese Bauteile sind jedoch oft anspruchsvoll zu modellieren, da sie in der Regel nicht vollständig rotationssymmetrisch sind oder, wie im Falle von Lagerkammern, komplexe Geometrien aufweisen. Die entwickelte Volumenabschätzung kann diese Aspekte nur vereinfacht einbeziehen, wodurch potenzielle Abweichungen in der Abschätzung entstehen können.

Wie in Unterkapitel 5.1 beschrieben, haben bestimmte Legierungselemente in einzelnen Wirkungskategorien einen bedeutenden Einfluss auf die Umwelteinwirkungen. Wird für ein schweres Bauteil eine Legierung mit einem hohen Anteil eines solchen Elements angenommen, kann dieses Bauteil die Umwelteinwirkungen des gesamten Triebwerks in dieser spezifischen Wirkungskategorie stark beeinflussen. Daraus folgend ist die korrekte Materialabschätzung, insbesondere für große und schwere Bauteile entscheidend für eine genaue Bestimmung der Gesamtergebnisse.

Im angewendeten Ansatz wird die Fertigung sowohl über das BTF-Verhältnis als auch über die benötigte Fertigungsenergie dargestellt. Dabei zeigt sich, dass der Einfluss der elektrischen Energie im Vergleich zum Einfluss des Materials gering ist. Auch hier wurden Energiebedarfe und Wirkungsgrade eher konservativ angesetzt. Zudem sind die oft vielschrittigen und komplexen Fertigungsverfahren von Triebwerksbauteilen stark vereinfacht angenommen worden. Um ein umfassenderes Modell der Fertigung zu er-

halten, sollte in weiterführenden Abschätzungen neben der Fertigungsenergie auch der Einsatz von Verbrauchsstoffen wie Kühl- und Schmiermittel sowie der Werkzeugverbrauch einbezogen werden.

6 Fazit

In dieser Arbeit wurde ein Ansatz zur Anwendung der Lebenszyklusanalyse für die Herstellung von Luftfahrtantrieben entwickelt und auf das Turbofantriebwerk V2500 und das Turboproptriebwerk PW100 angewendet. Der Ansatz modelliert Triebwerke, deren Dimensionen aus dem Schnittbild des Triebwerks abgeleitet werden, auf Bauteilebene. Im Rahmen des Ansatzes wird für die betrachteten Bauteile eine Volumenabschätzung, eine Materialabschätzung und eine Fertigungsabschätzung durchgeführt. Daraus ergeben sich das Bauteilgewicht sowie die zur Fertigung benötigte Materialzugabe und Energie. Unter Verwendung der EF3.0-Wirkungskategorien erfolgt eine Lebenszyklusanalyse der Herstellung dieser Bauteile, welche die Lebensphasen der Rohstoffgewinnung, Rohstoffherzeugung und Fertigung umfasst. Dieser Ansatz stellt Vorschläge für die Material- und Fertigungsabschätzung bereit, welche es ermöglichen ein Triebwerk ausschließlich auf Basis dessen Schnittbildes zu analysieren. Gleichzeitig erlaubt dieser Aufbau, vorhandene triebwerksbezogene Informationen flexibel in die Modellierung zu integrieren. Die analysierten Triebwerke können in hohem Detailgrad abgebildet werden, wodurch es möglich ist die aus den Ergebnissen der Lebenszyklusanalyse hervorgehenden Umwelteinwirkungen weit aufzuschlüsseln. Die so gewonnenen Ergebnisse eignen sich sowohl zur Integration der Erkenntnisse über das Triebwerk in den Kontext der Betrachtung eines Flugzeuges als auch zur genaueren Untersuchung von Einflüssen von Einzelteilen für Instandhaltungs- und Wartungsprozesse.

Der entwickelte Ansatz konnte erfolgreich auf das Turbofantriebwerk V2500 und das Turboproptriebwerk PW100 angewendet und die Ergebnisse der Abschätzungen sowie die durch die Lebenszyklusanalyse ermittelten Umwelteinwirkungen auf Bauteilebene dokumentiert werden. Die durchgeführten Analysen haben gezeigt, dass die Materialkomposition der betrachteten Legierungen eine bedeutende Rolle bei der Abschätzung

der Umwelteinwirkungen spielt. Der große Einfluss des Materials entsteht in besonderem Maße durch das angewendete Buy-to-Fly-Verhältnis, welches die für die Fertigung benötigte Materialzugabe beeinflusst und sich als zentraler Faktor in den Umwelteinwirkungen herausstellt. Dabei konnte festgestellt werden, dass große und schwere Triebwerksbauteile aufgrund ihres hohen Materialeinsatzes und der damit verbundenen Fertigungsprozesse starken Einfluss auf die gesamten Umwelteinwirkungen der Triebwerke haben.

Die Qualität der Ergebnisse hängt stark von der verfügbaren Datenlage ab, insbesondere hinsichtlich der BTF-Verhältnisse, worüber nur eingeschränkt Literatur verfügbar ist. Zudem wurden in der ganzheitlichen Betrachtung des Triebwerks das Hilfsgerätegetriebe und weitere Anbaugeräte vernachlässigt, was zur Unterschätzung der Umwelteinwirkungen führen kann. Die Modellierung komplexer, besonders nicht rotationssymmetrischer Bauteile auf Grundlage des Schnittbildes des jeweiligen Triebwerks, erweist sich als herausfordernd. Ein wesentlicher Vorteil der entwickelten Methode liegt in der detaillierten Aufschlüsselung der Legierungen und der Triebwerkskomponenten bis auf die Bauteilebene. Dies stellt einen bedeutenden Fortschritt gegenüber bisherigen, weniger detaillierten Ansätzen dar.

Für zukünftige Arbeiten sind mehrere Erweiterungen denkbar. Zum Einen wäre eine detailliertere Untersuchung des BTF-Verhältnisses für spezifische Bauteilgruppen und Fertigungsverfahren sinnvoll, um genauere Abschätzungen der Umwelteinwirkungen zu ermöglichen. Zum Anderen könnte die Integration weiterer Fertigungsparameter, wie Schmier- und Kühlmittelverbrauch, die Genauigkeit der Fertigungsabschätzung weiter erhöhen. Darüber hinaus wäre die Anwendung auf Triebwerke ähnlicher Bauart von Interesse, mit dem Ziel, vergleichende Analysen durchzuführen und den entwickelten Ansatz weiter zu validieren.

Zusammenfassend liefert diese Arbeit eine fundierte Grundlage für die ökologische Bewertung von Luftfahrtantrieben und eröffnet neue Möglichkeiten zur Analyse der Umwelteinwirkungen in der Luftfahrtindustrie. Die gewonnenen Erkenntnisse können künftige Lebenszyklusanalysen von der Flugzeug- bis zur Bauteilebene bereichern und das Verständnis über die Umwelteinflüsse der Herstellung von Luftfahrtantrieben erweitern.

Literaturverzeichnis

- [1] European Union Aviation Safety Agency. European Aviation Environmental Report 2025, 2025.
<https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/eaer/downloads#download-summary-2025>.
- [2] DIN Deutsches Institut für Normung e. V.. Umweltmanagement – Ökobilanz – Grundsätze und Rahmenbedingungen (ISO 14040:2006); Deutsche und Englische Fassung EN ISO 14040:2006. Technischer Bericht, Berlin, 2009.
DIN EN ISO 14040:2009-11.
- [3] S. Hanesch. Erweiterung der Ökobilanzierung zur Bewertung zukünftiger Umweltauswirkungen von neuartigen Transporttechnologien am Beispiel elektrifizierter Flugzeuge. Dissertation, Fachbereich Bau- und Umweltingenieurwissenschaften, Technische Universität Darmstadt, Darmstadt, 2024.
<https://doi.org/10.26083/tuprints-00027572>.
- [4] DIN Deutsches Institut für Normung e. V.. Umweltmanagement – Ökobilanz – Anforderungen und Anleitungen (ISO 14044:2006); Deutsche und Englische Fassung EN ISO 14044:2006. Technischer Bericht, Berlin, 2006.
DIN EN ISO 14044:2006-10.

- [5] Europäische Kommission. Empfehlung (EU) 2021/2279 der Kommission vom 15. Dezember 2021 zur Anwendung der Methoden für die Berechnung des Umweltfußabdrucks zur Messung und Offenlegung der Umweltleistung von Produkten und Organisationen entlang ihres Lebenswegs. ABl. EU L471/1. 2021.
<http://data.europa.eu/eli/reco/2021/2279/oj>.
- [6] A. Johanning. Methodik zur Ökobilanzierung im Flugzeugvorentwurf. Dissertation, Fakultät für Maschinenwesen, Technische Universität München, München, 2017.
<https://d-nb.info/1133261876/34>.
- [7] J. Albano. Life Cycle Assessment Methodologies and Life Cycle Inventories for Aviation. 2023.
<https://elib.dlr.de/202627/>.
- [8] M. V. Chester. Life-cycle Environmental Inventory of Passenger Transportation in the United States. Dissertation, Institute of Transportation Studies, UC Berkeley, Berkeley, USA, 2008.
<https://escholarship.org/uc/item/7n29n303>.
- [9] S. Howe. Environmental impact assessment and optimisation of commercial aviation. Masterthesis, School of Engineering, Cranfield University, England, 2011.
<http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/7358>.
- [10] J. Lopes. Life Cycle Assessment of the Airbus A330-200 Aircraft. Masterthesis, Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, Lissabon, Portugal, 2010.
https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/395142223996/extended_abstract_JoaoVascoLopes.PDF.
- [11] R. E. Schafrik und R. Sprague. Gas turbine materials. Part III. In: *Advanced Materials & Processes*, Bd. 162, Nr. 3, S. 27–30, 2004.

- [12] M. Goedkoop, R. Heijungs, M. Huijbregts, A. De Schryver, J. Struijs und R. van Zelm. Recipe 2008: A life cycle impact assessment method which comprises harmonised category indicators at the midpoint and the endpoint level. Technischer Bericht, PRe Consultants, Radboud Universiteit Nijmegen und CE Delft, Niederlande, 2009.
<https://www.rivm.nl/documenten/a-lcia-method-which-comprises-harmonised-category-indicators-at-midpoint-and-endpoint>.
- [13] L. Meyer, G. Tsatsaronis, J. Buchgeister und L. Schebek. Exergoenvironmental analysis for evaluation of the environmental impact of energy conversion systems. In: *Energy*, Bd. 34, Nr. 1, S. 75–89, 2009.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2008.07.018>.
- [14] T. Mettier. Der Gewichtungsschritt in Eco-indicator 99 - Stand und Weiterentwicklung. In: *Eco-indicator 99 - eine schadensorientierte Bewertungsmethode Nachbereitung zum 12. Diskussionsforum Ökobilanzen vom 30. Juni 2000 an der ETH Zürich*, S. 17–24, Zürich, Schweiz, 2000.
- [15] Ministry of Housing, Spatial Planning and the Environment (VROM). The eco-indicator 99: A damage oriented method for life cycle impact assessment: Manual for designers. Technischer Bericht, Den Haag, Niederlande, 2000.
https://pre-sustainability.com/wp-content/uploads/2013/10/EI99_Manual.pdf.
- [16] R. Atılğan, Ö. Turan, Ö. Altuntaş, H. Aydın und K. Synylo. Environmental impact assessment of a turboprop engine with the aid of exergy. In: *Energy*, Bd. 58, S. 664–671, 2013.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.05.064>.
- [17] R. Atılğan, Ö. Turan, und H. Aydın. Dynamic exergo-environmental analysis of a turboprop aircraft engine at various torques. In: *Energy*, Bd. 186, 115894, 2019.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115894>.

- [18] H. Aygun und Ö. Turan. Environmental impact of an aircraft engine with exergo-life cycle assessment on dynamic flight. In: *Journal of Cleaner Production*, Bd. 279, 123729, 2021.
<https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2020.123729>.
- [19] O. Balli. Exergoenvironmental Analysis of Medium-Size Turboprop Engine (m-TPE)-Based Life Cycle Analysis (LCA) and Exergy. In: *Life Cycle Assessment in Aviation: Theory and Applications*, T. H. Karakoc, S. Ekici und A. Dalkiran (Hrsg.), S. 93–112. Springer Nature Switzerland, Cham, Schweiz, 2024.
https://doi.org/10.1007/978-3-031-52772-2_6.
- [20] K. Fricke, S. Gierlings, P. Ganzer, T. Venek und T. Bergs. Geometry Model and Approach for Future Blisk LCA. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Bd. 1024, 012067, 2021.
<https://doi.org/10.1088/1757-899X/1024/1/012067>.
- [21] K. Fricke, S. Gierlings, P. Ganzer, M. Seimann und T. Bergs. A Cradle to Gate Approach for Life-Cycle-Assessment of Blisk Manufacturing. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Bd. 7, S. 1–10, 2021.
<https://doi.org/10.1115/GT2021-59479>.
- [22] K. Fricke, T. Bergs, P. Ganzer und M. Seimann. Life cycle analysis results for engine blisk LCA. In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Bd. 96, Nr. 1, S. 2–13, 2024.
<https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2023-0108>.
- [23] T. Bergs, T. Grünebaum, K. Fricke, S. Barth und P. Ganzer. Life cycle assessment for milling of Ti- and Ni-based alloy aero engine components. In: *Procedia CIRP*, Bd. 98, S. 625–630, 2021.
<https://doi.org/10.1016/j.procir.2021.01.165>.
- [24] K. Fricke, T. Bergs, P. Ganzer, S. Gierlings und J. Albano. Life Cycle Inventories for Engine Blisk LCA. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Bd. 1226, 012103, 2022.
<https://doi.org/10.1088/1757-899X/1226/1/012103>.

- [25] R. Veeramanikandan, S. Nithish, G. Sivaraj und S. Vinodh. Life cycle assessment of an aircraft component: a case study. In: *International Journal of Industrial and Systems Engineering*, Bd. 27, Nr. 4, S. 485–499, 2017.
<https://doi.org/10.1504/IJISE.2017.087835>.
- [26] S. Torres-Carrillo, H. R. Siller, C. Vila, C. López und C. A. Rodríguez. Environmental analysis of selective laser melting in the manufacturing of aeronautical turbine blades. In: *Journal of Cleaner Production*, Bd. 246, 119068, 2020.
<https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2019.119068>.
- [27] M. Overcash, E. Griffing, E. Vozzola, J. Twomey, W. Flanagan und J. Isaacs. Advancements in Unit Process Life Cycle Inventories (UPLCI) Tools. In: *Procedia CIRP*, Bd. 69, S. 447–450, 2018.
<https://doi.org/10.1016/j.procir.2017.11.138>.
- [28] P. L. Y. Léonard und J. W. Nylander. Sustainability assessment of composites in aero-engine components. In: *Proceedings of the Design Society: DESIGN Conference*, Bd. 1, S. 1989–1998, 2020.
<https://doi.org/10.1017/dsd.2020.29>.
- [29] A. Musacchio, A. Corona, L. Cencioni, A. Serra, P. Bartocci und F. Fantozzi. Defining Key Environmental Performance Factors (KEPF) for Gas Turbines Eco-Design and Production Through Life Cycle Assessment. In: *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Bd. 3, 2020.
<https://doi.org/10.1115/GT2020-15335>.
- [30] P. Lolis. Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines. Dissertation, School of Engineering, Cranfield University, England, 2014.
<http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/9244>.
- [31] R. J. Pera, E. Onat, G. W. Klees und E. Tjonneland. A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines. Volume 1: Method of analysis. NASA, 1977.
<https://ntrs.nasa.gov/citations/19770018227>.

- [32] E. M. Greitzer et al.. N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies, Final Report: Volume 2: Appendices—Design Methodologies for Aerodynamics, Structures, Weight, and Thermodynamic Cycles. NASA, 2010.
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20100042401>.
- [33] B. Pijanović, J. Dehmel, D. Woelki und D. Peitsch. Komponentenbasierte Massenschätzung von Triebwerken zur Bewertung neuartiger Konzepte. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V.. 2020.
<https://doi.org/10.25967/530289>.
- [34] T. Sauer. Potentialbewertung einer Verdichterlaufschaukelverstellung in Gasturbinen. Dissertation, Fakultät V - Verkehrs- und Maschinensysteme, Technische Universität Berlin, Berlin, 2021.
<https://doi.org/10.14279/depositonce-12514>.
- [35] J. Kurzke. GasTurb Details 6: A Utility for GasTurb. Technischer Bericht, GasTurb GmbH, 2023.
<https://gasturb.com/Downloads/Manuals/GasTurbDetails6.pdf>.
- [36] Pratt & Whitney Canada. MAINTENANCE MANUAL; MANUAL PART NO. 3045542; 72-00 LEP, 2006. URL: <https://de.scribd.com/document/357880865/PW127-Maintenance-Manual-chapter-72-00-pdf>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [37] J. Häßy und J. Schmeink. Knowledge-Based Conceptual Design Methods for Geometry and Mass Estimation of Rubber Aero Engines. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2022*, 2022.
<https://elib.dlr.de/192376/>.
- [38] N. R. Muktinutalapati. Materials for Gas Turbines – An Overview. In: *Advances in Gas Turbine Technology*, E. Benini (Hrsg.), S. 293–314. IntechOpen, Rijeka, Indien, 2011.
<https://doi.org/10.5772/20730>.

- [39] A. P. Mouritz (Hrsg.). Introduction to Aerospace Materials. Woodhead Publishing, Philadelphia, USA, 2012.
<https://doi.org/10.1533/9780857095152>.
- [40] L. Piancastelli und S. Cassani. POWER SPEED REDUCTION UNITS FOR GENERAL AVIATION PART 4: SIMPLIFIED GEAR DESIGN FOR PISTON-POWERED, PROPELLER-DRIVEN "HEAVY DUTY" AIRCRAFTS AND HELICOPTERS. In: *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences*, Bd. 12, Nr. 5, S. 1533–1539, 2017.
https://www.arpnjournals.org/jeas/research_papers/rp_2017/jeas_0317_5792.pdf.
- [41] M. R. Sheikhi, H. Aygun und O. Altuntas. Aeroengines: Principles, Components, and Eco-friendly Trends. In: *Materials, Structures and Manufacturing for Aircraft*, M. C. Kuşhan, S. Gürgeç und M. A. Sofuoğlu (Hrsg.), S. 127–151. Springer International Publishing, Cham, Schweiz, 2022.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-91873-6_6.
- [42] K. Tani, S. Ishigai, T. Sato und Y. Tsumori. The Evolution of Near-net-shape Ring-rolling Processes for Large Rings Made of Ti-6Al-4V. In: *KOBELCO TECHNOLOGY REVIEW*, Bd. 26, S. 43–48, 2005.
https://www.kobelco.co.jp/english/ktr/pdf/ktr_26/043-048.pdf.
- [43] B. Sun, J. Wang und D. Shu (Hrsg.). Precision Forming Technology of Large Superalloy Castings for Aircraft Engines. Springer Singapore, Singapur, 2021.
https://doi.org/10.1007/978-981-33-6220-8_1.
- [44] W. Voice. Net-Shape Processing Applied to Aero-Engine Components. In: *Cost Effective Manufacture via Net-Shape Processing. Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-139*, Bd. 1, S. (1–1)–(1–12), Neuilly-sur-Seine, Frankreich, 2006.
<https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA521732.pdf>.

- [45] W. J. G. Bräunling. Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme. 4. Auflage. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2015.
<https://doi.org/10.1007/978-3-642-34539-5>.
- [46] L. Rupcic, E. Pierrat, K. Fricke, T. Moll, M. Z. Hauschild und A. Laurent. Improving environmental performances of integrated bladed rotors for aircraft. In: *CIRP Annals*, Bd. 71, Nr. 1, S. 13–16, 2022.
<https://doi.org/10.1016/j.cirp.2022.04.047>.
- [47] K. Raoufi, D. S. Harper und K. R. Haapala. Reusable unit process life cycle inventory for manufacturing: metal injection molding. In: *Production Engineering Research and Development*, Bd. 14, S. 707–716, 2020.
<https://doi.org/10.1007/s11740-020-00991-8>.
- [48] R. Fruehan, O. Fortini, H. Paxton und R. Brindle. Theoretical Minimum Energies to Produce Steel for Selected Conditions. Technischer Bericht, Energetics Inc., U.S. Department of Energy Office of Industrial Technologies, 2000.
<https://doi.org/10.2172/769470>.
- [49] X. Chamorro, N. Herrero-Dorca, D. Bernal und I. Hurtado. Induction Skull Melting of Ti-6Al-4V: Process Control and Efficiency Optimization. In: *Metals*, Bd. 9, Nr. 5, S. 539, 2022.
<https://doi.org/10.3390/met9050539>.
- [50] D. Politis. Process development for forging lightweight multi-material gears. Dissertation, Department Mechanical Engineering, Imperial College London, London, England, 2014.
<https://doi.org/10.25560/30731>.
- [51] Forecast International. Aviation Gas Turbine Forecast: Analysis 3: The Market for Aviation Turboprop Engines: 2010-2019. Technischer Bericht, 2010.
https://www.forecastinternational.com/samples/F641_CompleteSample.pdf.

- [52] A. Jayanthi, M. Anilkumar und B. Ravisankar. Selection of forging process for compressor disc for aero engine using finite element analysis. In: *Materials Today: Proceedings*, Bd. 60, Nr. 3, S. 2111–2116, 2022.
<https://doi.org/10.1016/j.matpr.2022.02.035>.
- [53] I. Inagaki, T. Takechi, Y. Shirai und N. Ariyasu. Application and Features of Titanium for the Aerospace Industry. In: *Nippon Steel & Sumitomo Metal Technical Report*, Bd. 106, 2014.
<https://www.nipponsteel.com/en/tech/report/nssmc/pdf/106-05.pdf>.
- [54] P.-B. Ebel, R. Schnell, D. Schönweitz und T. Kirmse. Structural Modelling and Validation of a V2500 Honeycomb Core Fan Blade. In: *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
<https://doi.org/10.2514/6.2016-0387>.
- [55] C. Lv, L. Zhang, Z. Mu, Q. Tai und Q. Zheng. 3D FEM simulation of the multi-stage forging process of a gas turbine compressor blade. In: *Journal of Materials Processing Technology*, Bd. 198, Nr. 1, S. 463–470, 2008.
<https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2007.07.032>.
- [56] Europäische Kommission. CORDIS - Forschungsergebnisse der EU: Advanced FORging of an Optimized Turbine casing, 2016. URL: <https://cordis.europa.eu/project/id/620120/reporting/de>.
Zugriff vom 28. Dezember 2024.
- [57] S. K. Panigrahi und N. Sarangi. Manufacturing of an Aero Engine Combustor Casing, the Experimental Evaluation of Its Fatigue Life, and Correlation with Numerical Results. In: *Aero Engine Combustor Casing: Experimental Design and Fatigue Studies*, S. 69–99. CRC Press, Boca Raton, USA, 2017.
<https://doi.org/10.1201/9781315116754>.
- [58] A. Burghardt, D. Szybicki, K. Kurc, M. Muszyńska und J. Mucha. Experimental Study of Inconel 718 Surface Treatment by Edge Robotic Deburring with Force Control. In: *Strength of Materials*, Bd. 49, Nr. 4, S. 594–604, 2017.
<https://doi.org/10.1007/s11223-017-9903-3>.

- [59] A. J. Torroba et al. Investment casting of nozzle guide vanes from nickel-based superalloys: part I – thermal calibration and porosity prediction. In: *Integrating Materials and Manufacturing Innovation*, Bd. 3, S. 344–368, 2014.
<https://doi.org/10.1186/s40192-014-0025-5>.
- [60] Bodycote plc. A component journey: Safety critical service – Engine shaft. URL: https://www.bodycote.com/wp-content/uploads/2024/01/ID189318_Safety_critical_service.pdf.
Zugriff vom 28. Dezember 2024.
- [61] S. Herranz et al.. The milling of airframe components with low rigidity: A general approach to avoid static and dynamic problems. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, Bd. 219, Nr. 11, S. 789–801, 2005.
<https://doi.org/10.1243/095440505X32742>.
- [62] J. C. Najmon, S. Raeisi und A. Tovar. 2 - Review of additive manufacturing technologies and applications in the aerospace industry. In: *Additive Manufacturing for the Aerospace Industry*, F. Froes und R. Boyer (Hrsg.), S. 7–31. Elsevier, 2019.
<https://doi.org/10.1016/B978-0-12-814062-8.00002-9>.
- [63] K. Salonitis, M. R. Jolly, B. Zeng und H. Mehrabi. Improvements in energy consumption and environmental impact by novel single shot melting process for casting. In: *Journal of Cleaner Production*, Bd. 137, S. 1532–1542, 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2016.06.165>.
- [64] D.-J. Cha, D.-K. Kim, J.-R. Cho und W.-B. Bae. Hot shape forging of gas turbine disk using microstructure prediction and finite element analysis. In: *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, Bd. 12, S. 331–336, 2011.
<https://doi.org/10.1007/s12541-011-0043-6>.

- [65] P. A. Kobryn, N. R. Ontko, L. P. Perikins und J. S. Tiley. Additive Manufacturing of Aerospace Alloys and Aircraft Structures. In: *Cost Effective Manufacture via Net-Shape Processing. Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-139*, Bd. 3, S. (3–1)–(3–14), Neuilly-sur-Seine, Frankreich, 2006.
<https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA521726.pdf>.
- [66] H. A. Mehrabi, K. Salonitis und M. Jolly. Sustainable Investment Casting. In: *14th WORLD CONFERENCE IN INVESTMENT CASTING*, In: *14th WORLD CONFERENCE IN INVESTMENT CASTING*, Paris, Frankreich, 2016.
<http://sure.sunderland.ac.uk/id/eprint/11947/>.
- [67] J. J. Buis, J. W. Sutherland und F. Zhao. Unit Process Life Cycle Inventory Models of Hot Forming Processes. In: *Proceedings of the ASME 2013 International Manufacturing Science and Engineering Conference collocated with the 41st North American Manufacturing Research Conference*, Bd. 2, Madison, Wisconsin, USA, 2013.
<https://doi.org/10.1115/MSEC2013-1054>.
- [68] R. Rajendran, M. Venkateshwarlu, V. Petley und S. Verma. Strain hardening exponents and strength coefficients for aeroengine isotropic metallic materials – a reverse engineering approach. In: *Journal of the Mechanical Behavior of Materials*, Bd. 23, Nr. 3-4, S. 101–106, 2014.
<https://doi.org/10.1515/jmbm-2014-0012>.
- [69] J. Wolf und W. F. Brown, Jr. (Hrsg.). Aerospace Structural Metals Handbook: Ferrous Alloys, Bd. 1. Mechanical Properties Data Center, Michigan, USA, 1972.
<https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/AD737970.xhtml>.
- [70] J. Wolf und W. F. Brown, Jr. (Hrsg.). Aerospace Structural Metals Handbook: Non-Ferrous, Light Metal Alloys, Bd. 3. Mechanical Properties Data Center, Michigan, USA, 1972.
<https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/AD737972.xhtml>.

- [71] J. Wolf und W. F. Brown, Jr. (Hrsg.). Aerospace Structural Metals Handbook: Non-Ferrous, Heat Resistant Alloys, Bd. 4. Mechanical Properties Data Center, Michigan, USA, 1972.
<https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/AD737973.xhtml>.
- [72] G. Wernet, C. Bauer, B. Steubing, J. Reinhard, E. Moreno-Ruiz und B. Weidema. The ecoinvent database version 3 (part i): overview and methodology. In: *The International Journal of Life Cycle Assessment*, Bd. 21, Nr. 9, S. 1218–1230, 2016.
<http://link.springer.com/10.1007/s11367-016-1087-8>.
- [73] S. Fazio, F. Biganzioli, V. D. Laurentiis, L. Zampori, S. Sala und E. Diaconu. Supporting information to the characterisation factors of recommended EF Life Cycle Impact Assessment methods, version 2, from ILCD to EF 3.0. EUR 29600 EN, Europäische Kommission, PUBSY No. JRC114822, 2018.
<https://doi.org/10.2760/002447>.
- [74] MTU Maintenance Hannover. V2500 A1 & A5/D5 Familiarization. URL: <https://de.scribd.com/document/710533925/V2500-FAM>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [75] IAE International Aero Engines AG. Embraer KC-390 with V2500-E5[®] Engines, 2016. URL: https://links.prattwhitney.com/i-a-e/pdf/V2500_E5_Product_Card_060716.pdf.
Zugriff vom 16. Januar 2025.
- [76] IAE International Aero Engines AG. IAE V2500 Line and Base Maintenance for Engineers, 2000. URL: <https://de.scribd.com/document/348552556/v2500lbmissue01-150709153241-lva1-app6891>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [77] IAE International Aero Engines AG. IAE V2500 Borescope Practices, 2000. URL: <https://de.scribd.com/document/465117064/v2500bsiissue01-150709152816-lva1-app6892-pdf>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.

- [78] IAE International Aero Engines AG. IAE V2500 Line and Base Maintenance; Chapter 4; Engine Construction; ATA72, 2016. URL: <https://de.scribd.com/document/515927383/544-04-Engine-Construction>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [79] European Union Aviation Safety Agency. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET No.IM.E.069 for Engine V2500-A5, V2500-D5, V2500-E5 Series, 2020.
<https://www.easa.europa.eu/en/downloads/7687/en>.
- [80] Pratt & Whitney Customer Training. V2500 Engine Familiarization V2500, 2009. URL: <https://de.scribd.com/document/710533925/V2500-FAM>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [81] FlightSafety International, Inc. und Pratt & Whitney Canada. P&WC PW100 MAINTENANCE TRAINING MANUAL, 2017. URL: <https://www.scribd.com/document/615179992/Technical-Maintenance-Vol-1>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [82] D. L. Cook. Development of the PW100 Turboprop Engines, SAE Technical Paper 850909. In: *General Aviation Aircraft Meeting and Exposition*, Wichita, Kansas, USA, 1985.
<https://doi.org/10.4271/850909>.
- [83] E. Hosking, D. P. Kenny, R. I. McCormick, S. H. Moustapha, P. Sampath und A. A. Smailys. The PW100 Engine: 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution. In: *RTO AVT Symposium on Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines*, S. (4–1)–(4–9), Toulouse, Frankreich, 1998.
- [84] Pratt & Whitney Canada. 72-00-00 Engine-Inspection/Check-2; MAINTENANCE MANUAL; Manual Part No. 3037332, Revision No. 55.5, 2017. URL: <https://de.scribd.com/document/635989763/Untitled>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.

- [85] Pratt & Whitney Canada. 72-00-00 Engine-Inspection/Check-1; MAINTENANCE MANUAL; Manual Part No. 3037332, Revision No. 59.0, 2018. URL: <https://de.scribd.com/document/447824555/BOROSCOPE-ATR-CHECK1-pdf>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [86] J. Van Dyke und M. Nganbe. Numerical assessment of blade deflection and elongation for improved monitoring of blade and TBC damage. In: *Engineering Research Express*, Bd. 3, Nr. 1, S. 015001, 2021.
<https://doi.org/10.1088/2631-8695/abd5a6>.
- [87] Pratt & Whitney Canada Customer Training. LARGE PW100 TRAINING MANUAL, 1997. URL: <https://de.scribd.com/document/472163176/lpw100>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.
- [88] Jmol. An an open-source Java viewer for chemical structures in 3D; Colors. URL: <https://jmol.sourceforge.net/jscolors/>.
Zugriff vom 02. Februar 2025.
- [89] J. Guinée und R. Heijungs. A proposal for the definition of resource equivalency factors for use in product life-cycle assessment. In: *Environmental Toxicology and Chemistry*, Bd. 14, Nr. 5, S. 917–925, 1995.
<https://doi.org/10.1002/etc.5620140525>.
- [90] H.I.H. Saravanamuttoo. Modern turboprop engines. In: *Progress in Aerospace Sciences*, Bd. 24, Nr. 3, S. 225–248, 1987.
[https://doi.org/10.1016/0376-0421\(87\)90008-X](https://doi.org/10.1016/0376-0421(87)90008-X).
- [91] Haynes International. Haynes® 188 alloy, 2018. URL: <https://haynesintl.com/en/alloys/alloy-portfolio/high-temperature-alloys/haynes-188/>.
Zugriff vom 16. Dezember 2024.
- [92] Service Steel Aerospace Corp. 9310 ALLOY STEEL – AMS 6265 VAR - UNS 93106. URL: <https://www.ssa-corp.com/en/9310-AMS-6265-UNS93106.php>.
Zugriff vom 23. Dezember 2024.

- [93] P. Karia. SAE - AISI 9310 Alloy Steel - Properties, Composition And Uses, 2023. URL: <https://blog.thepipingmart.com/grades/sae-aisi-9310-alloy-steel-properties-composition-and-uses/>.
Zugriff vom 30. Dezember 2024.
- [94] W. H. Cubberly, H. Baker, D. Benjamin, P. M. Unterweiser und C. W. Kirkpatrick (Hrsg.). Metals Handbook Ninth Edition: Volume 2: Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Pure Metals. American Society for Metals, Ohio, USA, 1979.
- [95] Yaang Pipe Industry Co. IN-792. URL: <https://www.yaang.com/data-center/High-alloy/in-792.html>.
Zugriff vom 16. Dezember 2024.
- [96] M. M. Cueto-Rodriguez et al. Numerical and Experimental Analyses of the Effect of Heat Treatments on the Phase Stability of Inconel 792. In: *Advances in Materials Science and Engineering*, Bd. 2018, 2018.
<https://doi.org/10.1155/2018/4535732>.
- [97] AZoNetwork. Super Alloy Mar M 247™. URL: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=7808>.
Zugriff vom 16. Dezember 2024.
- [98] R. Baldan et al. Solutioning and Aging of MAR-M247 Nickel-Based Superalloy. In: *Journal of Materials Engineering and Performance*, Bd. 22, Nr. 9, S. 2574–2579, 2013.
<https://doi.org/10.1007/s11665-013-0565-4>.
- [99] A. D. Cetel und D. N. Duhl. Second-Generation Nickel-Base: Single Crystal Superalloy. In: *Superalloys 1988*, S. 235–244, 1988.
https://doi.org/10.7449/1988/superalloys_1988_235_244.
- [100] MatWeb LLC. Magnesium ZE41A-T5, Cast. URL: <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=0d2a4c5a403c4d728b1af19ba7b818e0>.
Zugriff vom 21. Dezember 2024.

- [101] Ł. Rakoczy, M. Grudzień-Rakoczy, R. Cygan, T. Kargul, Ł. Maj und A. Zielińska-Lipiec. Analysis of the As-Cast Microstructure and Properties of the Ni-Based Superalloy MAR-M247[®] Produced Via Directional Solidification. In: *Metallurgical and Materials Transactions A*, Bd. 54, S. 3630–3652, 2023.
<https://doi.org/10.1007/s11661-023-07123-8>.
- [102] W. M. Haynes, D. R. Lide und T. J. Bruno (Hrsg.). CRC Handbook of Chemistry and Physics: 97th Edition. CRC Press, Boca Raton, USA, 2017.
<https://archive.org/details/CRCHandbookOfChemistryAndPhysics97thEdition2016>.
- [103] C. Mutel. Brightway: An open source framework for Life Cycle Assessment. In: *Journal of Open Source Software*, Bd. 2, Nr. 12, S. 236, 2017.
<https://doi.org/10.21105/joss.00236>.
- [104] P.-B. Ebel, R. Schnell, D. Schönweitz und T. Kirmse. Modelling and Validation of a V2500 Honeycomb Core Fan Blade. In: *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, Californien, USA, 2016.
<https://doi.org/10.2514/6.2016-0387>.
- [105] M. Pinakini und B. A. Reddy. Description and Operation of A320 Engine (IAE V2500). URL: <https://de.scribd.com/document/673163757/Description-and-Operation-of-a320-Engine-iae-v2500>.
Zugriff vom 13. Januar 2025.
- [106] D. F. Paulonis und J. J. Schirra. Alloy 718 at Pratt Whitney: Historical Perspective and Future Challenges. In: *Superalloys 718, 625, 706 and Various Derivatives*, S. 13–23, 2001.
http://www.tms.org/superalloys/10.7449/2001/Superalloys_2001_13_23.pdf.
- [107] J. Gier. Design moderner Niederdruckturbinen, 2024.
- [108] Pratt & Whitney Canada. SMALL PW100 SERIES, 2006. URL: <https://de.scribd.com/document/668688583/Small-Pw100-PDF-Free>.
Zugriff vom 10. Januar 2025.

Zur sprachlichen Überprüfung und Verbesserung der Texte wurde das generative KI-Tool mit dem Produktnamen ChatGPT in der Softwareversion GPT-4o des Herstellers OpenAI in dem Zeitraum Januar 2025 bis Februar 2025 verwendet. Ich verantworte die Auswahl, die Übernahme und sämtliche Ergebnisse des von mir verwendeten KI-generierten Outputs vollumfänglich selbst.

Anhänge

A.1 Anhang zu Kapitel 2 – Literaturübersicht

Umrechnung der funktionellen Einheit für Tabelle 2.2

Lopes gibt die Gesamtemissionen der Herstellung des Airbus A330-200 in der Kategorie Klimawandel mit $1,54 \cdot 10^6 \text{ kg CO}_2 \text{ Äquivalenten}$ an [10, Table 5.9]. Die durch die Herstellung des Triebwerks verursachten Umwelteinwirkungen pro Personenkilometer (PSK) sind in *Table 5.3, Zeile: Aircraft A330* [10] für alle Wirkungskategorien aufgeführt. Für die Wirkungskategorie Klimawandel verursacht diese Herstellung $5,9 \cdot 10^{-9} \text{ kg CO}_2 \text{ Äquivalenten/PSK}$. Mit diesen Angaben lässt sich die von Lopes für die Lebenszeit des Flugzeugs angenommene Gesamtanzahl der Personenkilometern ermitteln.

$$PSK_{gesamt} = \frac{1,54 \cdot 10^6 \text{ kg CO}_2 \text{ Äquivalenten}}{5,9 \cdot 10^{-9} \text{ kg CO}_2 \text{ Äquivalenten/PSK}} \quad (\text{A.1})$$

Ist der durch die Triebwerke verursachte prozentuale Anteil an den Umwelteinwirkungen für eine Wirkungskategorie bekannt, lassen sich die absoluten Umwelteinwirkungen mithilfe der Angaben für die Herstellung des Flugzeugs aus *Table 5.3, Zeile: Aircraft A330* [10] berechnen. Da der Airbus A330 über zwei Triebwerke verfügt, muss zur Betrachtung eines Triebwerks der errechnete Wert halbiert werden:

Umwelteinw. Triebwerk

$$= \frac{1}{2} \cdot PSK_{gesamt} \cdot \text{Umwelteinw. Flugzeug} \cdot \text{Anteil Triebwerk} \quad (\text{A.2})$$

A.2 Anhang zu Kapitel 3

– Entwicklung des Ansatzes

A.2.1 Anhang zum Unterkapitel 3.3

– Konzept zur Abschätzung der Rohstoffherstellung

Basis	Legierung	Dichte [g/cm ³]	Schmelz- temperatur [°C]	Referenz Dichte	Referenz Schmelzt.
Co	Haynes 188	8,98	1 410	[91]	
Fe	SAE 4340	7,83	1 504	[69, Nr. 1206]	
Fe	SAE 9310	7,85	1 504	[92]	[93]
Fe	CrMoV Steel	7,75	1 426	[69, Nr. 1218]	
Fe	AISI Type 410	7,75	1 532	[69, Nr. 1401]	
Fe	17-22A (S)	7,85	1 593	[69, Nr. 1210]	
Mg	ZE41A	1,82	645	[94, S. 591]	
Ni	Hastelloy X	8,23	1 287	[71, Nr. 4112]	
Ni	Inconel 100	7,75	1 335	[71, Nr. 4212]	
Ni	Inconel 625	8,44	1 348	[71, Nr. 4117]	
Ni	Inconel 713	7,91	1 287	[71, Nr. 4119]	
Ni	Inconel 718	8,21	1 315	[71, Nr. 4103]	
Ni	Inconel 792	7,80	1 370	[95]	[96]
Ni	MAR-M200	8,53	1 371	[71, Nr. 4211]	
Ni	MAR-M247	7,80	1 360	[97]	[98]
Ni	PWA 1484	8,94	1 338	[99]	
Ni	Waspaloy	8,20	1 357	[71, Nr. 4208]	
Ti	Ti 6242	4,54	1 648	[70, Nr. 3718]	
Ti	Ti-6Al-4V	4,47	1 648	[70, Nr. 3707]	

Tabelle A.1: Materialdichten und Schmelztemperaturen

Elemente		Haynes 188 [91]	SAE 4340 [69, Nr. 1206]	SAE 9310 [69, Nr. 1209]	CrMoV Steel [69, Nr. 1218]	AISI Type 410 [69, Nr. 1401]	17-22A (S) [69, Nr. 1210]	Ze41A [100]	Hastelloy X [71, Nr. 4112]	Inconel 100 [71, Nr. 4212]	Inconel 625 [71, Nr. 4117]	Inconel 713 [71, Nr. 4119]	Inconel 718 [71, Nr. 4103]	Inconel 792 [95]	MAR-M200 [71, Nr. 4211]	MAR-M247 [101]	PWA 1484 [99]	Waspaloy [71, Nr. 4208]	Ti 6242 [70, Nr. 3718]	Ti-6Al-4V [70, Nr. 3707]
Al	Aluminium	-	-	-	-	-	-	-	-	6,00	0,400	6,500	0,20	3,20	4,75	5,500	5,60	1,20	5,50	6,00
B	Bor	0,015	-	-	-	-	-	-	-	0,02	-	0,015	-	0,02	0,01	0,015	-	0,00	-	-
C	Kohlenstoff	0,100	0,43	0,07	0,430	0,15	0,28	-	0,10	0,20	0,100	2,000	-	0,21	0,12	0,150	-	0,04	-	-
Co	Kobalt	37,285	-	-	-	-	-	-	1,50	17,00	1,000	1,000	-	9,00	9,00	10,000	10,00	12,00	-	-
Cr	Chrom	22,000	0,90	1,00	5,250	12,50	1,00	-	22,00	11,00	23,000	14,000	17,00	12,70	8,00	8,400	5,00	18,00	-	-
Cu	Kupfer	-	0,35	-	-	-	-	0,10	-	-	-	0,500	-	-	-	-	-	-	-	-
Fe	Eisen	3,000	94,70	95,30	90,890	86,28	97,12	-	18,00	1,00	5,000	2,500	25,20	-	-	-	-	-	-	-
Hf	Hafnium	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1,400	0,10	-	-	-
Mg	Magnesium	-	-	-	-	-	-	93,74	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Mn	Mangan	1,250	0,90	0,40	0,400	1,00	0,45	0,15	1,00	-	0,500	0,250	-	-	-	-	-	-	-	-
Mo	Moblybdän	-	0,35	0,08	1,400	-	0,40	-	9,00	4,00	10,000	5,200	2,80	2,00	-	0,650	2,00	3,50	1,80	-
N	Stickstoff	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Nb	Niob	-	-	-	-	-	-	-	-	-	4,150	1,400	2,25	-	0,75	-	-	-	-	-
Ni	Nickel	22,000	2,00	3,00	-	-	-	0,01	46,80	54,08	54,935	59,070	50,00	60,77	64,09	59,735	59,60	62,49	-	-
P	Phosphor	-	0,01	-	0,015	0,04	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Re	Rhenium	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	3,00	-	-	-
S	Schwefel	-	0,01	-	0,015	0,03	-	-	-	-	0,015	0,015	-	-	-	-	-	-	-	-
Si	Silicium	0,350	0,35	0,15	1,000	-	0,55	-	1,00	-	0,500	5,000	-	-	-	-	-	-	0,06	-
Sn	Zinn	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1,80	-
Ta	Tantal	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1,400	2,25	3,90	-	3,000	8,70	-	-	-
Ti	Titan	-	-	-	-	-	-	-	-	5,50	0,400	1,000	0,30	4,20	1,75	1,100	-	2,75	87,24	90,00
V	Vanadium	-	-	-	0,600	-	0,20	-	-	1,20	-	-	-	-	-	-	-	-	-	4,00
W	Wolfram	14,000	-	-	-	-	-	-	0,60	-	-	-	-	3,90	11,50	10,000	6,00	-	-	-
Zn	Zink	-	-	-	-	-	-	5,00	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Zr	Ziconium	-	-	-	-	-	-	1,00	-	-	-	0,150	-	0,10	0,03	0,050	-	0,02	3,60	-

Tabelle A.2: Materialkompositionen in %

Elemente		M [g/mol]	T_{fus} [°C]	c [kJ/kg·K]	h_{fus} [g/mol]	h_{fus} [kJ/kg]
Al	Aluminium	26,9815	660	0,897	10,71	396,94
B	Bor	10,8100	2 077	1,026	50,20	4 643,85
C	Kohlenstoff	12,0110	4 489	0,709	117,40	9 774,37
Co	Kobalt	58,9331	1 495	0,421	16,20	274,89
Cr	Chrom	51,9961	1 907	0,449	21,00	403,88
Cu	Kupfer	63,5460	1 085	0,385	13,26	208,67
Fe	Eisen	55,8450	1 538	0,449	13,81	247,29
Hf	Hafnium	178,4900	2 233	0,144	27,20	152,39
Mg	Magnesium	24,3050	650	1,023	8,48	348,90
Mn	Mangan	54,9380	1 246	0,479	12,91	234,99
Mo	Molybdän	95,9500	2 622	0,251	37,48	390,62
Nb	Niob	92,9064	2 477	0,265	30,00	322,91
Ni	Nickel	58,6934	1 455	0,444	17,48	297,82
P	Phosphor	30,9738	579	0,769	0,66	21,28
Re	Rhenium	186,2070	3 185	0,137	34,08	183,02
S	Schwefel	32,0600	115	0,708	1,72	53,68
Si	Silicium	28,0850	1 414	0,712	50,21	1 787,79
Sn	Zinn	118,7100	232	0,227	7,15	60,23
Ta	Tantal	180,9479	3 017	0,140	36,57	202,10
Ti	Titan	47,8670	1 670	0,524	14,15	295,61
V	Vanadium	50,9415	1 910	0,489	21,50	422,05
W	Wolfram	183,8400	3 414	0,132	52,31	284,54
Zn	Zink	65,3800	419	0,388	7,07	108,11
Zr	Zirkonium	91,2240	1 854	0,278	21,00	230,20

Tabelle A.3: Stoffwerte von Legierungselementen nach [102]

M molare Masse
 c spezifische Wärmekapazität
 h_{fus} spezifische Schmelzenthalpie
 T_{fus} Schmelztemperatur

Basis	Legierung	$E_{Schmelz}$ [kWh/kg]
Co	Haynes 188	0,53
Fe	SAE 4340	0,65
Fe	SAE 9310	0,65
Fe	CrMoV Steel	0,62
Fe	AISI Type 410	0,65
Fe	17-22A (S)	0,91
Mg	ZE41A	0,60
Ni	Hastelloy X	0,52
Ni	Inconel 100	0,61
Ni	Inconel 625	0,54
Ni	Inconel 713	0,60
Ni	Inconel 718	0,53
Ni	Inconel 792	0,57
Ni	MAR-M200	0,57
Ni	MAR-M247	0,56
Ni	PWA 1484	0,54
Ni	Waspaloy	0,57
Ti	Ti 6242	0,84
Ti	Ti-6Al-4V	0,87

Tabelle A.4: Energiebedarf der Rohstoffherzeugung

A.2.2 Anhang zum Unterkapitel 3.4

– Konzept zur Fertigungsabschätzung

Basis	Legierung	K [MPa]	n [–]
Fe	SAE 4340	947,873	0,1122
Fe	SAE 9310	1 330,647	0,0471
Fe	CrMoV Steel	718,931	0,1152
Fe	AISI Type 410	1 639,176	0,0456
Fe	17-22A (S)	1 128,808	0,1149
Ni	Hastelloy X	987,200	0,2470
Ni	Inconel 718	993,085	0,0216
Ni	Inconel 792	784,256	0,1681
Ni	Waspaloy	1 455,713	0,1039
Ti	Ti 6242	1 012,097	0,0019
Ti	Ti-6Al-4V	965,808	0,0134

Tabelle A.5: Verfestigungsexponenten und werkstoffabhängige Konstanten

K Verfestigungsexponent
 n werkstoffabhängige Konstante

Basis	Legierung	c [kJ/kg·K]	Referenz
Fe	SAE 4340	0,448	[69, Nr. 1206]
Fe	CrMoV Steel	0,461	[69, Nr. 1218]
Fe	AISI Type 410	0,523	[69, Nr. 1401]
Ni	Hastelloy X	0,440	[71, Nr. 4112]
Ni	Inconel 792	0,500	[95]
Ti	Ti 6242	0,586	[70, Nr. 3718]
Ti	Ti-6Al-4V	0,586	[70, Nr. 3707]

Tabelle A.6: Spezifische Wärmekapazitäten von Legierungen

c spezifische Wärmekapazität

A.2.3 Anhang zum Unterkapitel 3.5

– Verbindung der Konzepte zur Sachbilanzierung und Wirkungsabschätzung

		Ecoinvent Prozess		
		Name	Einheit	Geographie
Al	Aluminium	market for aluminium, primary, ingot	kg	RoW
B	Bor	market for boron carbide	kg	GLO
C	Kohlenstoff	market for carbon black	kg	GLO
Co	Kobalt	market for Kobalt	kg	GLO
Cr	Chrom	market for chromium	kg	GLO
Cu	Kupfer	market for copper-rich materials	kg	GLO
Fe	Eisen	market for cast iron	kg	GLO
Hf	Hafnium	market for hafnium sponge	kg	GLO
Mg	Magnesium	market for magnesium	kg	GLO
Mn	Mangan	market for manganese	kg	GLO
Mo	Moblybdän	market for molybdenum	kg	GLO
Nb	Niob	market for ferroniobium, 66% Nb	kg	GLO
Ni	Nickel	market for nickel, class 1	kg	GLO
P	Phosphor	market for phosphoric acid, industrial grade, without water, in 85% solution state	kg	GLO
Re	Rhenium	-	-	-
S	Schwefel	market for sulfur	kg	GLO
Si	Silicium	market for silicon, multi-Si, casted	kg	RER
Sn	Zinn	market for tin	kg	GLO
Ta	Tantal	market for tantalum concentrate, 30% Ta ₂ O ₅	kg	GLO
Ti	Titan	market for titanium	kg	GLO
V	Vanadium	vanadium-titanomagnetite mine operation and beneficiation	kg	CN
W	Wolfram	market for tungsten concentrate	kg	GLO
Zn	Zink	market for zinc	kg	GLO
Zr	Ziconium	market for zirconium oxide	kg	GLO
Elektrische Energie		market for electricity, high voltage	kWh	DE

Tabelle A.7: Verwendete Ecoinvent Prozesse [72] abgerufen mit Brightway [103]

		Klimawandel [kg CO ₂ Äquivalent]	Ozonabbau [×10 ⁻⁸ kg FCKW – 11 Äquivalent]	Humantoxizität, kanzerogen [×10 ⁻⁸ CTUh]	Humantoxizität, nicht kanzerogen [×10 ⁻⁸ CTUh]	Feinstaub [×10 ⁻⁷ Krankheitsinzidenz]	Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit [×10 ⁻¹ U ²³⁵ Äquivalent]	Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit [×10 ⁻² kg NMVOC Äquivalent]	Versauerung [×10 ⁻² mol H ⁺ Äquivalent]
Al	Aluminium	22,901	19,165	2,359	50,817	18,420	0,683	7,640	14,415
B	Bor	19,332	15,688	1,262	53,381	10,215	5,423	7,416	14,589
C	Kohlenstoff	2,479	8,863	0,071	2,007	2,905	0,118	1,198	1,007
Co	Kobalt	46,600	133,664	106,514	658,155	49,677	115,233	22,460	50,483
Cr	Chrom	28,158	33,000	21,565	37,420	13,777	10,216	8,662	13,639
Cu	Kupfer	5,427	11,383	13,893	614,750	9,556	8,091	6,816	40,396
Fe	Eisen	1,872	3,465	2,487	33,031	1,761	0,234	0,889	0,761
Hf	Hafnium	32,634	459,360	5,611	287,799	23,743	723,239	20,213	19,200
Mg	Magnesium	29,295	78,743	14,766	38,169	208,431	3,134	13,779	10,576
Mn	Mangan	5,657	3,172	30,530	7,991	4,189	1,775	2,922	3,971
Mo	Moblybdän	17,135	17,682	6,264	325,248	25,765	5,179	23,815	31,518
Nb	Niob	11,998	22,542	27,700	57,459	8,707	0,900	5,063	8,527
Ni	Nickel	18,736	34,511	21,833	169,480	31,044	21,034	24,008	200,411
P	Phosphor	1,403	3,759	0,589	14,205	1,712	0,500	0,770	3,384
Re	Rhenium	-	-	-	-	-	-	-	-
S	Schwefel	0,188	0,272	0,005	0,117	1,542	0,004	0,213	2,453
Si	Silicium	74,782	215,924	4,337	90,685	31,578	40,500	21,324	32,256
Sn	Zinn	10,660	10,167	1,147	71,723	14,561	3,645	9,209	12,823
Ta	Tantal	35,586	45,268	3,877	211,207	51,792	6,188	29,107	33,262
Ti	Titan	50,841	450,204	7,655	168,372	49,255	11,693	19,797	30,378
V	Vanadium	0,272	0,104	0,005	3,279	0,202	0,021	0,208	0,138
W	Wolfram	5,788	7,096	0,812	35,924	11,809	0,701	8,639	10,490
Zn	Zink	2,743	4,222	1,536	45,105	1,288	2,706	1,792	2,595
Zr	Ziconium	4,219	108,332	0,256	10,045	2,481	1,200	1,867	3,006
Elektrische Energie		0,484	0,394	0,011	0,401	0,039	0,268	0,067	0,100

Tabelle A.8: Wirkungsabschätzung für je 1kg bzw. 1kWh der in Tabelle A.7 aufgeführten Ecoinvent-Prozesse in den EF3.0-Wirkungskategorien nach [72] abgerufen mit Brightway [103]

		Eutrophierung, Land [$\times 10^{-2}$ mol N $\ddot{\text{A}}$ quivalent]	Eutrophierung, Süßwasser [$\times 10^{-4}$ kg P $\ddot{\text{A}}$ quivalent]	Eutrophierung, Meer [$\times 10^{-3}$ kg N $\ddot{\text{A}}$ quivalent]	Ökotoxizität, Süßwasser [CTU ₅₀]	Landnutzung [pt]	Wassernutzung [m ³ Wasser $\ddot{\text{A}}$ quivalent]	Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle [$\times 10^{-5}$ kg Sb $\ddot{\text{A}}$ quivalent]	Ressourcennutzung, fossil [MJ]
Al	Aluminium	25,248	6,820	22,843	607,822	39,306	3,263	1,531	203,957
B	Bor	23,542	6,912	21,131	558,289	64,844	7,450	706,896	191,747
C	Kohlenstoff	1,663	0,124	1,719	66,598	5,372	0,155	0,857	79,140
Co	Kobalt	63,075	49,000	82,653	5 867,116	253,950	409,841	1 438,208	899,985
Cr	Chrom	27,350	10,679	24,092	722,536	59,537	6,428	57,697	348,634
Cu	Kupfer	20,879	12,711	16,390	2 622,536	130,810	28,793	595,344	84,482
Fe	Eisen	1,911	0,815	1,707	54,651	4,972	0,340	0,235	20,236
Hf	Hafnium	32,893	14,781	30,039	873,131	279,499	14,064	20,718	413,850
Mg	Magnesium	27,045	12,870	24,304	752,390	63,803	2,946	4,872	345,560
Mn	Mangan	9,929	2,294	8,872	221,097	28,893	1,098	1,628	60,172
Mo	Moblybdän	120,872	66,265	79,183	16 440,046	747,420	6,991	3 690,272	192,703
Nb	Niob	13,882	11,115	12,937	753,597	86,410	12,259	10,726	121,619
Ni	Nickel	37,045	19,832	37,702	3 623,707	123,138	75,358	218,023	263,446
P	Phosphor	1,978	0,891	1,799	76,546	56,030	5,179	9,467	15,145
Re	Rhenium	-	-	-	-	-	-	-	-
S	Schwefel	0,161	0,011	0,151	2,393	0,222	0,012	0,041	2,381
Si	Silicium	64,961	39,977	58,641	1 250,565	234,364	316,543	11,758	1 022,910
Sn	Zinn	40,043	12,396	29,175	3 783,722	89,455	7,702	2 691,480	132,500
Ta	Tantal	97,751	23,753	96,837	1 812,414	2 259,514	5,410	115,216	439,044
Ti	Titan	53,258	18,852	48,488	1 409,479	238,619	13,340	22,621	533,246
V	Vanadium	0,265	0,054	0,241	7,236	1,462	0,028	0,017	2,545
W	Wolfram	39,538	19,764	28,727	4 424,012	199,789	5,927	338,696	63,168
Zn	Zink	6,608	2,647	5,955	822,029	18,908	3,607	151,343	40,913
Zr	Zirconium	6,421	2,798	6,048	125,192	135,527	3,737	5,784	51,776
Elektrische Energie		0,242	0,726	0,193	4,257	1,000	0,087	0,039	7,345

Tabelle A.8: Wirkungsabschätzung für je 1kg bzw. 1kWh der in Tabelle A.7 aufgeführten Ecoinvent-Prozesse in den EF3.0-Wirkungskategorien nach [72] abgerufen mit Brightway [103] (Fortsetzung)

A.3 Anhang zu Kapitel 4

– Anwendung des Ansatzes

A.3.1 Anhang zum Unterkapitel 4.1

– Anwendung auf das Turbofantriebwerk V2500

Modul	Bauteil	Quantität	Basis	Material- abschätzung	Volumen- abschätzung	Fertigungs- abschätzung
Fan	Fan Blade	22 [78, S. (4-21)]	Ti	Ti-6Al-4V [104]	CAD-Modell	Schmieden
	Fan Disc	1	Ti [105, (2.2.2)]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
Niederdruckverdichter	Fan Case	1	Ti	Ti-6Al-4V [42]	Rotationssym.	Schmieden [42, 53]
	Fan Frame	1	Ti	Ti-6Al-4V	Gehäuse (Frames)	Gießen
	LP Stub Shaft	1	Fe	CrMoV Steel	Rotationssym.	Schmieden
	LPC Disk Stage 1.5 to 2.5	1	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
	LPC Blade Stage 1,5	58 [77, S. (4-5)]	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Blade Stage 2	78 [77, S. (4-5)]	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Blade Stage 2,3	88 [77, S. (4-5)]	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Blade Stage 2,5	72 [77, S. (4-5)]	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	Inlet Guide Vane	110 [78, S. (4-23)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	LPC Vane Stage 1,5	59	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Vane Stage 2	79	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Vane Stage 2,3	89	Ti [78, S. (4-26)]	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
	LPC Vane Stage 2,5	73	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden [53]
Hochdruckverdichter	HPC Disk Stage 3 to 8	1	Ti	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
	HPC Disk Stage 9 to 12	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	Rear Rotating Seal	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	Front Compressor Case	1	Ti	Ti-6Al-4V [44]	Rotationssym.	Schmieden [44]
	Rear Outer Case	1	Ti	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
	Rear Inner Case	1	Ni	Hastelloy X	Rotationssym.	Schmieden
	Rear Shaft	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPC Blade Stage 3	31 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 4	38 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 5	64 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 6	79 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 7	93 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 8	84 [77, S. (4-11)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 9	89 [77, S. (4-11)]	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 10	85 [77, S. (4-11)]	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 11	78 [77, S. (4-11)]	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Blade Stage 12	71 [77, S. (4-11)]	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane VIGV	40 [78, S. (4-29)]	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 3	41	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 4	67	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 5	83	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 6	97	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 7	89	Ti	Ti-6Al-4V	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 8	97	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 9	89	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 10	79	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
	HPC Vane Stage 11	73	Ni	Hastelloy X	Schaufel	Schmieden
Brenn- kammer	Outer Combustion Liner	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	Inner Combustion Liner	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	Centre Bearing Compartment	1	Ni	Hastelloy X	Gehäuse (Frames)	Gießen
	HPC Diffusor	1	Ni	Hastelloy X	Rotationssym.	Gießen
	Diffuser Case	1	Ni	Inconel 718 [106]	Rotationssym.	Gießen [106]
Hochdruckturbine	HPT Disk Stage 1	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Disk Stage 2	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Stage 1 Duct Segment	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	HPT Stage 2 Duct Segment	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	HPT Inner Seal Stage 1	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Outer Seal Stage 1	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Seal Stage 2	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Plate Stage 2	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Case	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Blade Stage 1	64 [78, S. (4-42)]	Ni [76, S. (3-25)]	PWA 1484	Schaufel	Gießen [78, S. (4-42)]
	HPT Blade Stage 2	72 [78, S. (4-42)]	Ni [76, S. (3-25)]	PWA 1484	Schaufel	Gießen [78, S. (4-42)]
Niederdruckturbine	HPT Vane Stage 1	40 [74, S. 56]	Co [74, S. 56]	Haynes 188	Schaufel	Gießen
	HPT Vane Stage 2	73	Ni	PWA 1484	Schaufel	Gießen
	LPT Disk Stage 3	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Seal Stage 3	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Disk Stage 4	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Seal Stage 4	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Disk Stage 5	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Seal Stage 5	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Disk Stage 6	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Inner Seal Stage 6	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Seal Stage 6	1	Ni	Waspaloy [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Disk Stage 7	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Seal Stage 7	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	Turbine Exhaust Case	1	Ni	Inconel 718	Gehäuse (Frames)	Gießen
	LPT Inner and Outer Duct	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Case	1	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 718 [107, S. 97]	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Shaft	1	Fe	CrMoV Steel	Rotationssym.	Schmieden
	LPT Blade Stage 3	97 [107, S. 97]	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 100 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Blade Stage 4	99 [107, S. 97]	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Blade Stage 5	87 [107, S. 97]	Ni [76, S. (3-37)]	MAR-M247 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Blade Stage 6	85 [107, S. 97]	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Blade Stage 7	89 [107, S. 97]	Ni [76, S. (3-37)]	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Vane Stage 3	87 [107, S. 97]	Ni	MAR-M247 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Vane Stage 4	90 [107, S. 97]	Ni	MAR-M247 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Vane Stage 5	93 [107, S. 97]	Ni	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Vane Stage 6	99 [107, S. 97]	Ni	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen
	LPT Vane Stage 7	96 [107, S. 97]	Ni	Inconel 713 [107, S. 97]	Schaufel	Gießen

Tabelle A.9: Annahmen zur Betrachtung der Bauteile des Turbofantriebwerks V2500

Modul	Bauteile	Gewicht [kg]	Schmieden [kWh]	Gießen [kWh]	Zerspanen [kWh]	Fertigungs- energie [kWh]
Fan	Fan Blades	92,113	285,92	-	4,01	289,92
	Fan Disc	69,827	309,04	-	21,26	330,30
Niederdruckverdichter	Fan Case	362,754	2 379,75	-	110,46	2 490,21
	Fan Frame	189,359	-	2 011,52	111,20	2 122,72
	LP Stub Shaft	19,256	22,64	-	2,90	25,54
	LPC Disk Stage 1.5 to 2.5	65,392	213,03	-	19,91	232,95
	LPC Blades Stage 1,5	3,708	20,63	-	0,16	20,79
	LPC Blades Stage 2	2,540	12,90	-	0,11	13,01
	LPC Blades Stage 2,3	2,310	11,58	-	0,10	11,68
	LPC Blades Stage 2,5	3,369	14,93	-	0,15	15,08
	Inlet Guide Vane	15,321	12,18	-	0,67	12,84
	LPC Vanes Stage 1,5	2,177	12,76	-	0,09	12,85
	LPC Vanes Stage 2	2,428	11,61	-	0,11	11,72
	LPC Vanes Stage 2,3	2,829	12,65	-	0,12	12,77
	LPC Vanes Stage 2,5	3,611	15,43	-	0,16	15,58
Hochdruckverdichter	HPC Disk Stage 3 to 8	59,969	297,33	-	18,26	315,59
	HPC Disk Stage 9 to 12	64,484	191,81	-	12,22	204,02
	Rear Rotating Seal	1,751	1,79	-	0,33	2,12
	Front Compressor Case	33,159	82,36	-	10,10	92,45
	Rear Outer Case	24,739	58,56	-	7,53	66,10
	Rear Inner Case	28,095	37,06	-	5,31	42,37
	Rear Shaft	18,823	19,21	-	3,57	22,78
	HPC Blades Stage 3	6,545	40,85	-	0,28	41,13
	HPC Blades Stage 4	4,924	23,22	-	0,21	23,43
	HPC Blades Stage 5	3,014	11,61	-	0,13	11,74
	HPC Blades Stage 6	1,464	5,16	-	0,06	5,22
	HPC Blades Stage 7	0,840	2,69	-	0,04	2,73
	HPC Blades Stage 8	0,586	1,64	-	0,03	1,67
	HPC Blades Stage 9	0,828	1,93	-	0,02	1,95
	HPC Blades Stage 10	0,718	1,62	-	0,02	1,64
	HPC Blades Stage 11	0,682	1,49	-	0,02	1,51
	HPC Blades Stage 12	0,589	1,36	-	0,02	1,38
	HPC Vane VIGV	6,983	47,95	-	0,30	48,25
	HPC Vane Stage 3	10,490	42,28	-	0,46	42,74
	HPC Vane Stage 4	5,560	19,58	-	0,24	19,82
	HPC Vane Stage 5	2,733	8,75	-	0,12	8,87
	HPC Vane Stage 6	1,907	5,26	-	0,08	5,34
	HPC Vane Stage 7	1,229	3,16	-	0,05	3,21
	HPC Vane Stage 8	1,537	3,42	-	0,04	3,46
	HPC Vane Stage 9	0,894	2,12	-	0,02	2,15
	HPC Vane Stage 10	0,766	2,09	-	0,02	2,11
	HPC Vane Stage 11	0,545	1,50	-	0,01	1,51
Brenn- kammer	Outer Combustion Liner	5,597	-	42,16	1,87	44,03
	Inner Combustion Liner	4,020	-	30,28	1,34	31,62
	Centre Bearing Compartment	86,866	-	597,80	31,66	629,47
	HPC Diffuser	6,091	-	41,92	2,22	44,14
	Diffuser Case	44,414	-	305,65	16,23	321,88
Hochdruckturbine	HPT Disk Stage 1	54,333	169,91	-	10,29	180,21
	HPT Disk Stage 2	41,821	130,78	-	7,92	138,71
	HPT Stage 1 Duct Segment	4,001	-	30,13	1,34	31,47
	HPT Stage 2 Duct Segment	8,164	-	61,49	2,73	64,22
	HPT Inner Seal Stage 1	1,802	5,64	-	0,34	5,98
	HPT Outer Seal Stage 1	9,424	29,47	-	1,79	31,26
	HPT Seal Stage 2	16,420	51,35	-	3,11	54,46
	HPT Plate Stage 2	3,297	10,31	-	0,62	10,31
	HPT Case	22,550	39,47	-	4,27	43,74
	HPT Blades Stage 1	5,008	-	34,46	1,68	36,14
	HPT Blades Stage 2	12,537	-	86,28	4,21	90,49
	HPT Vane Stage 1	4,802	-	36,17	1,60	37,78
	HPT Vanes Stage 2	9,640	-	66,34	3,24	69,58
Niederdruckturbine	LPT Disk Stage 3	10,314	10,93	-	1,95	12,88
	LPT Seal Stage 3	4,536	4,80	-	0,86	5,66
	LPT Disk Stage 4	13,717	16,04	-	2,60	18,64
	LPT Seal Stage 4	4,589	5,37	-	0,87	6,23
	LPT Disk Stage 5	15,094	17,86	-	2,86	20,72
	LPT Seal Stage 5	5,306	6,28	-	1,01	7,28
	LPT Disk Stage 6	24,130	26,18	-	4,57	30,75
	LPT Inner Seal Stage 6	1,922	2,08	-	0,36	2,45
	LPT Seal Stage 6	4,629	5,38	-	0,88	6,26
	LPT Disk Stage 7	14,421	45,52	-	2,73	48,25
	LPT Seal Stage 7	3,993	12,60	-	0,76	13,36
	Turbine Exhaust Case	130,857	-	900,55	47,82	948,37
	LPT Inner and Outer Duct	0,871	1,43	-	0,17	1,60
	LPT Case	58,957	148,05	-	11,17	159,22
	LPT Shaft	44,890	75,51	-	6,76	82,27
	LPT Blades Stage 3	8,787	-	60,47	3,40	63,87
	LPT Blades Stage 4	10,318	-	71,01	3,91	74,92
	LPT Blades Stage 5	13,774	-	94,79	5,30	100,09
	LPT Blades Stage 6	20,560	-	141,49	7,80	149,29
	LPT Blades Stage 7	26,521	-	182,51	10,06	192,57
	LPT Vanes Stage 3	7,975	-	54,88	3,07	57,95
	LPT Vanes Stage 4	9,006	-	61,98	3,46	65,44
	LPT Vanes Stage 5	13,338	-	91,79	5,06	96,85
	LPT Vanes Stage 6	17,253	-	118,73	6,54	125,28
	LPT Vanes Stage 7	25,309	-	174,17	9,60	183,77

Tabelle A.10: Ermittelte Gewichte und Energiebedarfe der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500

Modul	Bauteile	Klimawandel [kg CO ₂ Äquivalent]	Ozonabbau [$\times 10^{-8}$ kg FCKW – 11 Äq.]	Humantoxizität, kanzerogen [$\times 10^{-8}$ CTU _h]	Humantoxizität, nicht kanzerogen [$\times 10^{-8}$ CTU _h]	Feinstaub [$\times 10^{-7}$ Krankheitsinzidenz]	Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit [$\times 10^{-1}$ U ₂₃₅ Äquivalent]	Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit [$\times 10^{-2}$ kg NMVOC Äq.]	Versauerung [$\times 10^{-2}$ mol H ⁺ Äquivalent]
Fan	Fan Blades	5 398	45 067	782	17 256	5 038	1 271	2 047	3 157
	Fan Disc	8 130	68 283	1 184	26 118	7 634	1 898	3 096	4 775
Niederdruckverdichter	Fan Case	42 613	355 041	6 158	135 997	39 689	10 068	16 136	24 884
	Fan Frame	34 351	285 768	4 957	109 492	31 945	8 134	12 993	20 038
	LP Stub Shaft	221	361	169	1 755	142	72	88	107
	LPC Disk Stage 1.5 to 2.5	7 577	63 916	1 108	24 429	7 146	1 757	2 894	4 464
	LPC Blades Stage 1,5	222	1 818	32	698	203	54	83	128
	LPC Blades Stage 2	151	1 244	22	478	139	36	57	88
	LPC Blades Stage 2,3	137	1 132	20	434	127	33	52	80
	LPC Blades Stage 2,5	200	1 650	29	633	184	48	75	116
	Inlet Guide Vane	881	7 482	130	2 856	837	202	338	522
	LPC Vanes Stage 1,5	130	1 067	19	410	119	32	49	75
	LPC Vanes Stage 2	144	1 189	21	456	133	35	54	84
	LPC Vanes Stage 2,3	168	1 386	24	532	155	40	63	97
	LPC Vanes Stage 2,5	214	1 768	31	678	198	51	81	124
Hochdruckverdichter	HPC Disk Stage 3 to 8	6 998	58 656	1 017	22 444	6 558	1 639	2 661	4 104
	HPC Disk Stage 9 to 12	2 673	4 314	2 498	17 941	3 195	2 035	2 373	16 226
	Rear Rotating Seal	71	116	68	486	87	54	64	440
	Front Compressor Case	3 830	32 401	561	12 377	3 623	884	1 466	2 261
	Rear Outer Case	2 856	24 172	419	9 233	2 703	659	1 093	1 687
	Rear Inner Case	1 277	2 045	1 210	9 056	1 444	1 016	1 089	6 815
	Rear Shaft	762	1 245	729	5 222	931	584	690	4 733
	HPC Blades Stage 3	393	3 210	56	1 234	359	96	147	226
	HPC Blades Stage 4	292	2 412	42	926	270	70	110	170
	HPC Blades Stage 5	178	1 475	26	565	165	42	67	104
	HPC Blades Stage 6	86	717	12	275	80	20	33	50
	HPC Blades Stage 7	49	411	7	157	46	12	19	29
	HPC Blades Stage 8	34	287	5	110	32	8	13	20
	HPC Blades Stage 9	19	31	18	134	21	15	16	101
	HPC Blades Stage 10	17	27	15	116	18	13	14	87
	HPC Blades Stage 11	16	25	15	110	18	13	13	83
	HPC Blades Stage 12	14	22	13	95	15	11	11	71
	HPC Vane VIGV	422	3 427	60	1 319	383	103	157	242
	HPC Vane Stage 3	619	5 136	89	1 969	574	147	234	360
	HPC Vane Stage 4	327	2 721	47	1 043	304	77	124	191
	HPC Vane Stage 5	160	1 337	23	512	150	38	61	94
	HPC Vane Stage 6	111	933	16	357	104	26	42	65
	HPC Vane Stage 7	72	601	10	230	67	17	27	42
	HPC Vane Stage 8	36	57	33	249	40	28	30	187
	HPC Vane Stage 9	21	33	19	145	23	17	17	109
	HPC Vane Stage 10	18	28	16	124	20	14	15	93
	HPC Vane Stage 11	13	20	12	88	14	10	11	66
Brenn- kammer	Outer Combustion Liner	625	1 401	1 033	6 180	629	1 052	354	1 405
	Inner Combustion Liner	449	1 006	742	4 439	452	756	254	1 009
	Bearing 4 Front Compartment	6 294	9 916	5 770	43 337	6 900	4 956	5 221	32 525
	HPC Diffusor	441	695	405	3 039	484	348	366	2 281
	Diffuser Case	2 889	4 623	2 654	19 092	3 397	2 189	2 527	17 239
Hochdruckturbine	HPT Disk Stage 1	2 256	3 639	2 105	15 120	2 693	1 717	2 000	13 672
	HPT Disk Stage 2	1 737	2 801	1 620	11 638	2 073	1 322	1 540	10 524
	HPT Stage1 Duct Segment	447	1 001	738	4 418	449	752	253	1 004
	HPT Stage2 Duct Segment	912	2 043	1 507	9 014	917	1 535	516	2 049
	HPT Inner Seal Stage 1	75	121	70	501	89	57	66	453
	HPT Outer Seal Stage 1	391	631	365	2 622	467	298	347	2 371
	HPT Seal Stage 2	682	1 100	636	4 569	814	519	604	4 132
	HPT Plate Stage 2	137	221	128	917	163	104	121	830
	HPT Case	921	1 498	873	6 263	1 116	704	828	5 671
	HPT Blades Stage1	436	793	471	3 703	575	494	392	2 416
	HPT Blades Stage2	1 092	1 986	1 179	9 271	1 440	1 238	980	6 049
	HPT Vane Stage 1	536	1 202	886	5 302	539	903	304	1 205
	HPT Vanes Stage2	840	1 527	907	7 129	1 107	952	754	4 651
Niederdruckturbine	LPT Disk Stage 3	418	682	399	2 862	510	320	378	2 593
	LPT Seal Stage 3	184	300	176	1 258	224	141	166	1 140
	LPT Disk Stage 4	557	908	531	3 806	679	426	503	3 449
	LPT Seal Stage 4	186	304	178	1 273	227	143	168	1 154
	LPT Disk Stage 5	613	999	585	4 189	747	469	554	3 795
	LPT Seal Stage 5	215	351	205	1 472	263	165	195	1 334
	LPT Disk Stage 6	978	1 597	934	6 695	1 194	749	885	6 067
	LPT Inner Seal Stage 6	78	127	74	533	95	60	70	483
	LPT Seal Stage 6	280	636	342	2 319	337	329	231	1 511
	LPT Disk Stage 7	599	966	559	4 013	715	456	531	3 629
	LPT Seal Stage 7	166	267	155	1 111	198	126	147	1 005
	Turbine Exhaust Case	8 513	13 620	7 820	56 252	10 009	6 450	7 445	50 793
	LPT Inner and Outer Duct	36	58	34	242	43	27	32	219
	LPT Case	2 431	3 934	2 284	16 392	2 920	1 853	2 168	14 832
	LPT Shaft	525	850	395	4 101	332	173	207	251
	LPT Blades Stage 3	887	2 364	1 078	7 621	1 031	1 095	665	3 984
	LPT Blades Stage 4	922	1 766	704	5 617	1 011	699	739	4 825
	LPT Blades Stage 5	1 197	2 672	1 328	9 782	1 507	1 845	1 035	6 616
	LPT Blades Stage 6	1 838	3 519	1 402	11 193	2 015	1 393	1 473	9 615
	LPT Blades Stage 7	2 370	4 539	1 809	14 438	2 599	1 796	1 900	12 402
	LPT Vanes Stage 3	693	1 547	769	5 664	872	1 068	599	3 830
	LPT Vanes Stage 4	782	1 747	868	6 396	985	1 206	676	4 326
	LPT Vanes Stage 5	1 192	2 283	910	7 262	1 307	903	955	6 238
	LPT Vanes Stage 6	1 542	2 953	1 177	9 393	1 691	1 169	1 236	8 068
	LPT Vanes Stage 7	2 262	4 332	1 726	13 778	2 480	1 714	1 813	11 835

Tabelle A.11: Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien

Modul	Bauteile	Eutrophierung, Land [$\times 10^{-2}$ mol N $\dot{A}_q$]	Eutrophierung, Süßwasser [$\times 10^{-4}$ kg P $\dot{A}_q$]	Eutrophierung, Meer [$\times 10^{-3}$ kg N $\dot{A}_q$]	Ökotoxizität, Süßwasser [CTUe]	Landnutzung [pt]	Wassernutzung [m ³ Wasser $\dot{A}_q$ äquivalent]	Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle [$\times 10^{-5}$ kg Sb $\dot{A}_q$]	Ressourcennutzung, fossil [MJ]
Fan	Fan Blades	5 560	2 201	5 051	145 923	24 391	1 382	2 276	57 246
	Fan Disc	8 403	3 258	7 636	220 771	36 871	2 086	3 446	85 990
Niederdruckverdichter	Fan Case	43 844	17 486	39 819	1 150 217	192 319	10 905	17 933	452 408
	Fan Frame	35 312	14 158	32 068	926 149	154 889	8 786	14 436	364 950
	LP Stub Shaft	270	161	221	15 551	1 007	186	2 546	2 720
	LPC Disk Stage 1.5 to 2.5	7 851	2 995	7 136	206 424	34 452	1 947	3 224	79 967
	LPC Blades Stage 1,5	226	95	205	5 914	991	56	92	2 372
	LPC Blades Stage 2	155	64	140	4 045	677	39	63	1 615
	LPC Blades Stage 2,3	140	58	127	3 678	616	35	57	1 468
	LPC Blades Stage 2,5	204	84	186	5 356	897	51	83	2 127
	Inlet Guide Vane	916	340	833	24 120	4 022	227	377	9 262
	LPC Vanes Stage 1,5	133	56	120	3 474	582	33	54	1 397
	LPC Vanes Stage 2	148	61	134	3 863	647	37	60	1 539
	LPC Vanes Stage 2,3	172	70	156	4 498	753	43	70	1 787
	LPC Vanes Stage 2,5	219	89	199	5 738	960	55	89	2 275
Hochdruckverdichter	HPC Disk Stage 3 to 8	7 225	2 821	6 564	189 740	31 697	1 795	2 961	74 084
	HPC Disk Stage 9 to 12	4 675	2 475	4 428	383 786	23 106	6 138	34 850	35 551
	Rear Rotating Seal	126	65	120	10 405	624	166	946	940
	Front Compressor Case	3 975	1 500	3 614	104 566	17 445	985	1 634	40 362
	Rear Outer Case	2 965	1 117	2 696	78 000	13 012	735	1 219	30 091
	Rear Inner Case	2 481	1 339	2 204	234 553	9 958	3 158	31 737	17 142
	Rear Shaft	1 356	696	1 285	111 871	6 708	1 788	10 171	10 107
	HPC Blades Stage 3	400	171	363	10 456	1 754	100	163	4 219
	HPC Blades Stage 4	299	123	272	7 834	1 312	75	122	3 118
	HPC Blades Stage 5	182	74	166	4 784	800	45	75	1 889
	HPC Blades Stage 6	89	35	80	2 322	388	22	36	915
	HPC Blades Stage 7	51	20	46	1 331	223	13	21	523
	HPC Blades Stage 8	35	14	32	928	155	9	14	363
	HPC Blades Stage 9	37	21	33	3 464	148	47	468	262
	HPC Blades Stage 10	32	18	28	3 002	128	40	406	227
	HPC Blades Stage 11	30	17	27	2 853	122	38	386	215
	HPC Blades Stage 12	26	15	23	2 461	105	33	333	186
	HPC Vane VIGV	428	186	388	11 175	1 875	107	174	4 533
	HPC Vane Stage 3	636	258	577	16 660	2 788	158	260	6 591
	HPC Vane Stage 4	336	135	305	8 818	1 475	84	137	3 473
	HPC Vane Stage 5	165	66	150	4 331	724	41	68	1 701
	HPC Vane Stage 6	115	45	104	3 019	504	29	47	1 180
	HPC Vane Stage 7	74	29	67	1 945	325	18	30	759
	HPC Vane Stage 8	68	38	61	6 424	275	87	868	486
	HPC Vane Stage 9	40	22	35	3 739	160	50	505	284
	HPC Vane Stage 10	34	19	30	3 202	137	43	432	245
	HPC Vane Stage 11	24	14	22	2 279	98	31	308	174
Brenn- kammer	Outer Combustion Liner	917	619	1 021	78 348	3 455	3 583	13 349	10 429
	Inner Combustion Liner	659	444	734	56 276	2 482	2 573	9 588	7 491
	Bearing 4 Front Compartment	11 928	6 691	10 589	1 119 828	47 894	15 089	151 295	84 848
	HPC Diffusor	836	469	742	78 519	3 358	1 058	10 608	5 949
	Diffuser Case	4 990	2 704	4 722	407 961	24 640	6 526	37 009	38 522
Hochdruckturbin	HPT Disk Stage 1	3 941	2 091	3 733	323 404	19 477	5 172	29 364	30 016
	HPT Disk Stage 2	3 034	1 610	2 873	248 930	14 992	3 981	22 602	23 104
	HPT Stage1 Duct Segment	655	442	730	56 004	2 470	2 561	9 542	7 455
	HPT Stage2 Duct Segment	1 337	902	1 490	114 279	5 040	5 225	19 471	15 211
	HPT Inner Seal Stage 1	131	69	124	10 726	646	172	974	995
	HPT Outer Seal Stage 1	684	363	647	56 092	3 378	897	5 093	5 206
	HPT Seal Stage 2	1 191	632	1 128	97 736	5 886	1 563	8 874	9 071
	HPT Plate Stage 2	239	127	226	19 624	1 182	314	1 782	1 821
	HPT Case	1 628	845	1 543	134 090	8 053	2 144	12 186	12 229
	HPT Blades Stage1	836	445	842	66 332	6 119	1 623	7 059	6 307
	HPT Blades Stage2	2 092	1 115	2 109	166 070	15 319	4 063	17 674	15 790
Niederdruckturbin	HPT Vane Stage 1	787	531	876	67 224	2 965	3 074	11 453	8 948
	HPT Vanes Stage2	1 609	857	1 622	127 697	11 780	3 125	13 590	12 141
	LPT Disk Stage 3	743	382	704	61 302	3 676	980	5 573	5 541
	LPT Seal Stage 3	327	168	310	26 959	1 617	431	2 451	2 437
	LPT Disk Stage 4	988	508	937	81 532	4 890	1 303	7 412	7 380
	LPT Seal Stage 4	331	170	313	27 274	1 636	436	2 480	2 469
	LPT Disk Stage 5	1 088	560	1 031	89 720	5 382	1 434	8 156	8 123
	LPT Seal Stage 5	382	197	362	31 536	1 892	504	2 867	2 855
	LPT Disk Stage 6	1 738	893	1 648	143 420	8 601	2 293	13 039	12 969
	LPT Inner Seal Stage 6	138	71	131	11 421	685	183	1 038	1 033
	LPT Seal Stage 6	466	266	471	41 382	1 694	1 091	4 989	4 084
	LPT Disk Stage 7	1 046	555	991	85 837	5 170	1 373	7 794	7 970
	LPT Seal Stage 7	290	154	274	23 767	1 431	380	2 158	2 207
	Turbine Exhaust Case	14 701	7 968	13 913	1 201 988	72 597	19 228	109 040	113 499
	LPT Inner and Outer Duct	63	33	60	5 179	311	83	471	472
	LPT Case	4 268	2 243	4 043	350 773	21 098	5 609	31 862	32 303
	LPT Shaft	635	393	520	36 350	2 370	435	5 935	6 507
	LPT Blades Stage 3	1 421	852	1 457	124 199	5 344	3 660	16 840	13 084
	LPT Blades Stage 4	1 544	848	1 440	127 312	6 708	2 546	13 325	12 317
	LPT Blades Stage 5	2 113	1 192	2 131	177 749	10 594	4 489	17 381	17 276
	LPT Blades Stage 6	3 078	1 691	2 869	253 685	13 367	5 073	26 552	24 544
	LPT Blades Stage 7	3 970	2 181	3 701	327 235	17 242	6 543	34 250	31 660
	LPT Vanes Stage 3	1 223	690	1 234	102 913	6 134	2 599	10 063	10 003
	LPT Vanes Stage 4	1 382	779	1 393	116 217	6 927	2 935	11 364	11 296
	LPT Vanes Stage 5	1 997	1 097	1 861	164 583	8 672	3 291	17 226	15 923
	LPT Vanes Stage 6	2 583	1 419	2 407	212 883	11 217	4 257	22 281	20 596
	LPT Vanes Stage 7	3 788	2 081	3 532	312 285	16 455	6 244	32 685	30 213

Tabelle A.11: Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turbofantriebwerkes V2500 in den EF3.0-Wirkungskategorien (Fortsetzung)

A.3.2 Anhang zum Unterkapitel 4.2

– Anwendung auf das Turboproptriebwerk PW100

Modul	Bauteil	Quantität	Basis	Material- abschätzung	Volumen- abschätzung	Fertigungs- abschätzung
Untersetzungsgetriebe	Front Housing	1	Mg [51]	ZE41A [36, S. 235]	CAD-Modell	Gießen [51]
	Rear Housing	1	Mg [51]	ZE41A [36, S. 235]	CAD-Modell	Gießen [51]
	Input Drive Housing	1	Mg [51]	ZE41A [36, S. 235]	CAD-Modell	Gießen [51]
	Torque Shaft	1	Fe	SAE 9310	Rotationssym.	Schmieden
	First Stage Shaft	1	Fe	SAE 9310	Rotationssym.	Schmieden
	Helical Input Shaft	1	Fe	SAE 9310 [36, S. 239]	Rotationssym.	Schmieden
	Propeller Shaft	1	Fe	CrMoV Steel	Rotationssym.	Schmieden
	First Stage Helical Gear	2 [108, S. (4.3)]	Fe	SAE 9310 [36, S. 239]	Rotationssym.	Schmieden
	Second Stage Pinion Gear	2 [108, S. (4.3)]	Fe	SAE 9310 [36, S. 239]	Rotationssym.	Schmieden
Einlauf	Second Stage Bull Gear	1	Fe	SAE 9310	Rotationssym.	Schmieden
	Front Inlet Case	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	CAD-Modell	Gießen
	Rear Inlet Case	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Gießen
	Bearing No.1	1	Fe	SAE 4340 [36, S. 240]	Rotationssym.	Schmieden
	Bearing No.2	1	Fe	SAE 4340 [36, S. 240]	Rotationssym.	Schmieden
Nieder- druck- verd.	Coupling Shaft	1	Fe	CrMoV Steel	Rotationssym.	Schmieden
	LP Shroud Housing	1	Ti	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
	LP Impeller	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden [51]
	LP Diffuser Case	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Gießen
Hoch- druck- verdichter	Bearing No.3	1	Fe	SAE 4340 [36, S. 240]	Rotationssym.	Schmieden
	Intercompressor Case	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Gießen [51]
	HP Shroud Housing	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Schmieden
	HP Impeller	1	Ti	Ti 6242 [36, S. 236]	Rotationssym.	Schmieden
	Bearing No.4	1	Fe	SAE 4340	Rotationssym.	Schmieden
Brenn- kammer	Bearing No.5	1	Ni	Inconel 718 [36, S. 237]	Rotationssym.	Schmieden
	Gas Generator Case	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 238]	Rotationssym.	Gießen
	Inner Combustion Liner	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	Outer Combustion Liner	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
Hochdruckturbine	Small Exit Duct	1	Co	Haynes 188	Rotationssym.	Gießen
	HP Stubshaft	1	Ni	Waspaloy [36, S. 238]	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Front Cover	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HP Disk	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HPT Rear Cover	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	Interstage Air Seal	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	HP Nozzle Housing	1	Ni	Inconel 792	Rotationssym.	Gießen
	HP Vane	24 [108, S. (3.6)]	Ni	Inconel 792 [51]	Schaufel	Gießen [51]
	HP Shroud Segment	14 [108, S. (3.6)]	Ni	Inconel 792	Rotationssym.	Schmieden
	HP Blade	38 [108, S. (3.6)]	Ni	MAR-M200 [51]	Schaufel	Gießen [51]
Niederdruckturbine	Turbine Support Case	1	Ti [51]	Ti-6Al-4V	Rotationssym.	Gießen
	LP Shaft	1	Fe	17-22A (S) [36, S. 239]	Rotationssym.	Schmieden
	LP Disk	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LP Outer Air Seal	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LP Inner Air Seal	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LP Vane	24 [87, S. 204]	Ni	Inconel 792 [51]	Schaufel	Gießen [51]
	LP Vane Air Seal	1	Ni	Inconel 792	Rotationssym.	Schmieden
	LP Shroud Segment	14 [108, S. (3.8)]	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	LP Blade	53 [108, S. (3.8)]	Ni	Inconel 100 [51]	Schaufel	Gießen [51]
Arbeits-turbine	LP Turbine Housing	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Gießen
	Interstage Turbine Case	1	Ni	Inconel 713 [51]	Rotationssym.	Gießen
	PT Shaft	1	Fe	17-22A (S)	Rotationssym.	Schmieden
	PT Front Seal	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 237]	Rotationssym.	Schmieden
	PT Disk Stage 1	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	PT Intermediate Seal	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 237]	Rotationssym.	Schmieden
	PT Disk Stage 2	1	Ni	Inconel 718	Rotationssym.	Schmieden
	PT Rear Seal	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 237]	Rotationssym.	Schmieden
	PT Vane Stage 1	60 [87, S. 209]	Ni	Inconel 713 [51]	Schaufel	Gießen [51]
	PT Vane Stage 2	54 [87, S. 211]	Ni	17-22A (S) [51]	Schaufel	Gießen [51]
	PT Blade Stage 1	66 [108, S. (3.12)]	Ni	Inconel 713 [51]	Schaufel	Gießen [51]
	PT Blade Stage 2	71 [108, S. (3.12)]	Ni	Inconel 713 [51]	Schaufel	Gießen [51]
	Turbine Rear Frame	1	Ni	Inconel 718 [51]	Rotationssym.	Gießen [51]
	Bearing No.6	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 236]	Rotationssym.	Schmieden
	Bearing No.7	1	Fe	AISI Type 410 [36, S. 236]	Rotationssym.	Schmieden

Tabelle A.12: Annahmen zur Betrachtung der Bauteile des Turboproptriebwerks PW100

Modul	Bauteile	Gewicht [kg]	Schmieden [kWh]	Gießen [kWh]	Zerspanen [kWh]	Fertigungs- energie [kWh]
Untersetzungsgetriebe	Front Housing	8,415	-	117,88	2,43	120,31
	Rear Housing	13,795	-	193,26	3,98	197,24
	Input Drive Housing	3,400	-	47,63	0,98	48,61
	Torque Shaft	0,491	3,06	-	0,07	3,13
	First Stage Shaft	3,448	21,47	-	0,51	21,98
	Helical Input Shaft	2,594	14,20	-	0,39	14,59
	Propeller Shaft	15,219	41,21	-	2,29	43,50
	First Stage Helical Gears	12,129	54,59	-	1,80	56,39
	Second Stage Pinion Gears	9,988	54,06	-	1,48	55,55
	Second Stage Bull Gear	25,011	162,38	-	3,72	166,09
Einlauf	Front Inlet Case	22,703	-	241,17	13,33	254,50
	Rear Inlet Case	12,405	-	131,77	7,28	139,06
	Bearing No.1	1,219	4,65	-	0,18	4,83
	Bearing No.2	0,185	0,93	-	0,03	0,96
	Coupling Shaft	5,717	18,68	-	0,86	19,54
Nieder- druck- verd.	LP Shroud Housing	1,904	10,46	-	0,58	11,04
	LP Impeller	11,638	69,18	-	3,54	72,72
	LP Diffuser Case	7,613	-	80,87	4,47	85,34
	Bearing No.3	0,557	2,13	-	0,08	2,21
Hoch- druck- verdichter	Intercompressor Case	6,617	-	70,29	3,89	74,17
	HP Shroud Housing	1,008	5,40	-	0,31	5,70
	HP Impeller	6,987	32,70	-	2,09	34,79
	Bearing No.4	0,410	1,62	-	0,06	1,68
	Bearing No.5	0,447	1,50	-	0,08	1,58
Brenn- kammer	Gas Generator Case	22,530	-	156,90	6,54	163,44
	Inner Combustion Liner	3,343	-	25,18	1,12	26,29
	Outer Combustion Liner	6,491	-	48,89	2,17	51,06
	Small Exit Duct	1,847	-	13,91	0,62	14,53
Hochdruckturbine	HP Stubshaft	0,678	2,93	-	0,13	3,06
	HPT Front Cover	0,531	1,17	-	0,10	1,27
	HP Disk	6,383	14,13	-	1,21	15,34
	HPT Rear Cover	0,467	1,02	-	0,09	1,11
	Interstage Air Seal	0,602	1,76	-	0,11	1,88
	HP Nozzle Housing	0,856	-	5,89	0,33	6,22
	HP Vanes	0,499	-	3,43	0,19	3,62
	HP Shroud Segments	0,977	3,03	-	0,19	3,23
	HP Blades	0,818	-	5,63	0,29	5,92
	Turbine Support Case	13,315	-	141,45	7,82	149,27
Niederdruckturbine	LP Shaft	3,543	21,67	-	0,53	22,20
	LP Disk	4,871	11,49	-	0,92	12,41
	LP Outer Air Seal	0,369	1,38	-	0,07	1,45
	LP Inner Air Seal	0,303	1,34	-	0,06	1,40
	LP Vanes	0,523	-	3,60	0,20	3,80
	LP Vane Air Seal	1,159	2,84	-	0,23	3,07
	LP Shroud Segments	1,135	3,47	-	0,22	3,69
	LP Blades	0,681	-	4,68	0,26	4,95
	LP Turbine Housing	5,197	-	35,76	1,90	37,66
	Interstage Turbine Case	11,328	-	77,96	4,30	82,25
Arbeits-turbine	PT Shaft	4,757	16,65	-	0,71	17,36
	PT Front Seal	0,472	1,41	-	0,07	1,48
	PT Disk Stage 1	6,774	17,20	-	1,28	18,49
	PT Intermediate Seal	1,207	3,99	-	0,18	4,17
	PT Disk Stage 2	5,872	14,85	-	1,11	15,97
	PT Rear Seal	0,146	0,92	-	0,02	0,94
	PT Vanes Stage 1	1,212	-	8,34	0,46	8,80
	PT Vanes Stage 2	2,865	-	19,72	1,09	20,81
	PT Blades Stage 1	1,438	-	9,89	0,55	10,44
	PT Blades Stage 2	2,010	-	13,83	0,76	14,59
	Turbine Rear Frame	4,166	-	28,67	1,52	30,19
	Bearing No.6	0,317	1,89	-	0,05	1,93
	Bearing No.7	0,214	1,57	-	0,03	1,60

Tabelle A.13: Ermittelte Gewichte und Energiebedarfe der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100

Modul	Bauteile	Klimawandel [kg CO ₂ Äquivalent]	Ozonabbau [× 10 ⁻⁸ kg FCKW – 11 Äq.]	Humantoxizität, kanzerogen [× 10 ⁻⁸ CTU _h]	Humantoxizität, nicht kanzerogen [× 10 ⁻⁸ CTU _h]	Feinstaub [× 10 ⁻⁷ Krankheitsinzidenz]	Ionisierende Strahlung, menschliche Gesundheit [× 10 ⁻¹ U ²³⁵ Äquivalent]	Fotochemische Bildung von Ozon, menschliche Gesundheit [× 10 ⁻² kg NMVOC _{Äq.}]	Versauerung [× 10 ⁻² mol H ⁺ Äquivalent]
Untersetzungsgetriebe	Front Housing	928	2 394	437	1 263	6 092	134	415	330
	Rear Housing	1 522	3 925	716	2 071	9 987	219	681	540
	Input Drive Housing	375	967	177	510	2 461	54	168	133
	Torque Shaft	5	7	4	46	3	2	2	9
	First Stage Shaft	36	52	28	320	25	16	16	60
	Helical Input Shaft	26	39	21	240	18	11	12	45
	Propeller Shaft	186	294	134	1 397	113	63	71	87
	First Stage Helical Gears	117	176	99	1 118	85	50	55	210
	Second Stage Pinion Gears	101	148	82	924	71	44	46	174
	Second Stage Bull Gear	266	382	205	2 325	178	117	117	438
Einlauf	Front Inlet Case	4 118	34 262	594	13 127	3 830	975	1 558	2 402
	Rear Inlet Case	2 250	18 720	325	7 173	2 093	533	851	1 313
	Bearing No.1	11	18	10	116	8	5	5	16
	Bearing No.2	2	3	1	18	1	1	1	2
	Coupling Shaft	71	112	50	526	43	24	27	33
Niederdruckverd.	LP Shroud Housing	223	1 863	32	713	208	52	85	130
	LP Impeller	1 364	11 388	197	4 360	1 273	321	517	798
	LP Diffuser Case	1 381	11 488	199	4 402	1 284	327	522	806
	Bearing No.3	5	8	5	53	4	2	2	7
Hochdruckverdichter	Intercompressor Case	1 200	9 986	173	3 826	1 116	284	454	700
	HP Shroud Housing	118	986	17	378	110	28	45	69
	HP Impeller	800	6 699	117	2 656	753	189	311	478
	Bearing No.4	4	6	3	39	3	2	2	5
	Bearing No.5	19	30	17	124	22	14	16	112
Brennkammer	Gas Generator Case	538	683	432	2 860	283	183	171	222
	Inner Combustion Liner	373	837	617	3 691	375	629	211	839
	Outer Combustion Liner	725	1 624	1 198	7 167	729	1 221	410	1 629
	Small Exit Duct	206	462	341	2 039	207	347	117	464
Hochdruckturbine	HP Stubshaft	42	94	50	341	50	49	34	222
	HPT Front Cover	22	35	21	147	26	17	20	133
	HP Disk	262	425	247	1 774	316	200	235	1 606
	HPT Rear Cover	19	31	18	130	23	15	17	117
	Interstage Air Seal	25	40	23	167	30	19	22	151
	HP Nozzle Housing	80	191	83	611	98	82	66	419
	HP Vanes	47	111	49	356	57	48	39	244
	HP Shroud Segments	58	141	62	452	72	61	49	310
	HP Blades	68	144	78	550	87	78	61	414
	Turbine Support Case	2 415	20 095	349	7 699	2 246	572	914	1 409
Niederdruckturbine	LP Shaft	37	54	24	304	19	13	12	13
	LP Disk	200	325	189	1 354	241	153	179	1 225
	LP Outer Air Seal	15	25	14	103	18	12	14	93
	LP Inner Air Seal	13	20	12	84	15	10	11	76
	LP Vanes	49	117	51	373	60	50	40	256
	LP Vane Air Seal	69	167	73	536	86	72	58	368
	LP Shroud Segments	47	76	44	316	56	36	42	286
	LP Blades	69	183	83	590	80	85	51	309
	LP Turbine Housing	338	541	311	2 234	397	256	296	2 017
	Interstage Turbine Case	1 013	1 939	773	6 167	1 110	767	811	5 297
Arbeits-turbine	PT Shaft	43	68	32	403	26	14	15	16
	PT Front Seal	7	9	6	39	4	2	2	3
	PT Disk Stage 1	279	452	262	1 883	336	213	249	1 704
	PT Intermediate Seal	18	23	15	99	10	6	6	8
	PT Disk Stage 2	242	392	227	1 633	291	185	216	1 477
	PT Rear Seal	2	3	2	12	1	1	1	1
	PT Vanes Stage 1	108	207	83	660	119	82	87	567
	PT Vanes Stage 2	42	65	30	376	24	14	15	16
	PT Blades Stage 1	128	246	98	783	141	97	103	672
	PT Blades Stage 2	180	344	137	1 094	197	136	144	940
	Turbine Rear Frame	271	434	249	1 791	319	205	237	1 617
	Bearing No.6	5	6	4	26	3	2	2	2
	Bearing No.7	4	4	3	18	2	1	1	1

Tabelle A.14: Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien

Modul	Bauteile	Eutrophierung, Land [$\times 10^{-2} \text{ mol N } \dot{A}_q$]	Eutrophierung, Süßwasser [$\times 10^{-4} \text{ kg P } \dot{A}_q$]	Eutrophierung, Meer [$\times 10^{-3} \text{ kg N } \dot{A}_q$]	Ökotoxizität, Süßwasser [CTU _e]	Landnutzung [pt]	Wassernutzung [m ³ Wasser $\dot{A}_q$ äquivalent]	Ressourcennutzung, Mineralien und Metalle [$\times 10^{-5} \text{ kg Sb } \dot{A}_q$]	Ressourcennutzung, fossil [MJ]
Untersetzungsgetriebe	Front Housing	836	482	748	23 972	2 079	106	404	11 192
	Rear Housing	1 371	790	1 227	39 302	3 408	174	663	18 350
	Input Drive Housing	338	195	302	9 686	840	43	163	4 522
	Torque Shaft	5	5	5	233	16	4	12	67
	First Stage Shaft	35	33	32	1 639	111	28	86	471
	Helical Input Shaft	26	23	23	1 225	81	21	65	340
	Propeller Shaft	219	144	179	12 390	819	149	2 013	2 321
	First Stage Helical Gears	118	101	107	5 676	369	98	303	1 503
	Second Stage Pinion Gears	100	90	90	4 713	313	81	250	1 305
	Second Stage Bull Gear	256	245	231	11 916	811	206	627	3 466
Einlauf	Front Inlet Case	4 234	1 697	3 845	111 040	18 570	1 053	1 731	43 755
	Rear Inlet Case	2 313	927	2 101	60 670	10 146	576	946	23 907
	Bearing No.1	12	10	11	626	42	10	59	146
	Bearing No.2	2	2	2	96	7	1	9	24
	Coupling Shaft	83	57	68	4 668	311	56	756	895
Nieder- druck- verd.	LP Shroud Housing	230	90	209	6 030	1 008	57	94	2 360
	LP Impeller	1 405	556	1 276	36 873	6 163	349	575	14 462
	LP Diffuser Case	1 420	569	1 289	37 233	6 227	353	580	14 672
	Bearing No.3	6	5	5	286	19	4	27	67
	Intercompressor Case	1 234	495	1 121	32 363	5 412	307	504	12 753
Hoch- druck- verdichter	HP Shroud Housing	122	48	110	3 192	533	30	50	1 248
	HP Impeller	867	343	777	27 582	3 913	212	2 264	8 488
	Bearing No.4	4	3	4	211	14	3	20	50
	Bearing No.5	32	17	31	2 659	160	43	241	247
	Gas Generator Case	484	330	423	12 582	1 222	111	628	6 748
Brenn- kammer	Inner Combustion Liner	548	369	610	46 792	2 064	2 140	7 972	6 228
	Outer Combustion Liner	1 063	717	1 184	90 861	4 007	4 155	15 481	12 094
	Small Exit Duct	303	204	337	25 852	1 140	1 182	4 405	3 441
	HP Stubshaft	69	41	69	6 072	250	160	731	614
Hochdruckturbine	HPT Front Cover	38	20	36	3 157	190	50	287	290
	HP Disk	462	241	437	37 968	2 282	607	3 449	3 483
	HPT Rear Cover	34	18	32	2 777	167	44	252	255
	Interstage Air Seal	44	23	41	3 581	216	57	325	332
	HP Nozzle Housing	137	75	137	11 036	729	269	1 147	1 130
	HP Vanes	80	44	80	6 426	424	157	668	658
	HP Shroud Segments	101	55	101	8 165	538	199	849	826
	HP Blades	118	69	119	10 556	420	264	949	980
	Turbine Support Case	2 483	996	2 255	65 125	10 891	618	1 015	25 663
	LP Shaft	33	34	28	1 268	114	21	134	475
Niederdruckturbine	LP Disk	352	185	334	28 978	1 742	463	2 632	2 663
	LP Outer Air Seal	27	14	25	2 199	133	35	200	206
	LP Inner Air Seal	22	12	21	1 803	109	29	164	170
	LP Vanes	83	46	84	6 746	446	165	701	691
	LP Vane Air Seal	119	64	120	9 684	638	236	1 007	975
	LP Shroud Segments	82	44	78	6 755	407	108	613	626
	LP Blades	110	66	113	9 619	414	283	1 304	1 013
	LP Turbine Housing	584	316	553	47 736	2 883	764	4 330	4 508
Arbeits-turbine	Interstage Turbine Case	1 696	931	1 581	139 775	7 365	2 795	14 629	13 523
	PT Shaft	41	36	35	1 650	140	27	180	547
	PT Front Seal	6	4	6	168	16	1	9	86
	PT Disk Stage 1	490	258	465	40 301	2 424	644	3 661	3 713
	PT Intermediate Seal	16	10	14	431	41	4	22	223
	PT Disk Stage 2	425	223	403	34 936	2 101	559	3 173	3 218
	PT Rear Seal	2	2	2	54	5	0	3	30
	PT Vanes Stage 1	181	100	169	14 950	788	299	1 565	1 446
	PT Vanes Stage 2	39	37	33	1 552	135	26	167	542
	PT Blades Stage 1	215	118	201	17 738	935	355	1 857	1 716
	PT Blades Stage 2	301	165	280	24 796	1 307	496	2 595	2 399
	Turbine Rear Frame	468	254	443	38 265	2 311	612	3 471	3 613
	Bearing No.6	5	3	4	117	12	1	6	65
	Bearing No.7	3	2	3	80	8	1	4	46

Tabelle A.14: Wirkungsabschätzung der Bauteile des Turboproptriebwerkes PW100 in den EF3.0-Wirkungskategorien (Fortsetzung)

A.4 Anhang zu Kapitel 5

– Auswertung des Ansatzes

A.4.1 Anhang zum Unterkapitel 5.1

– Auswertung der Materialien

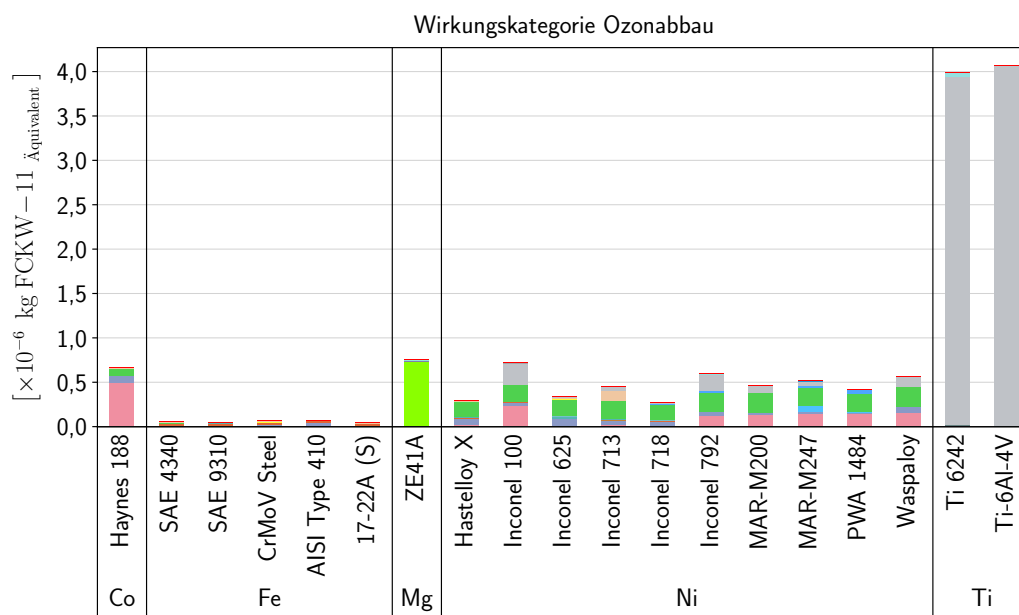


Abbildung A.1: Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Ozonabbau

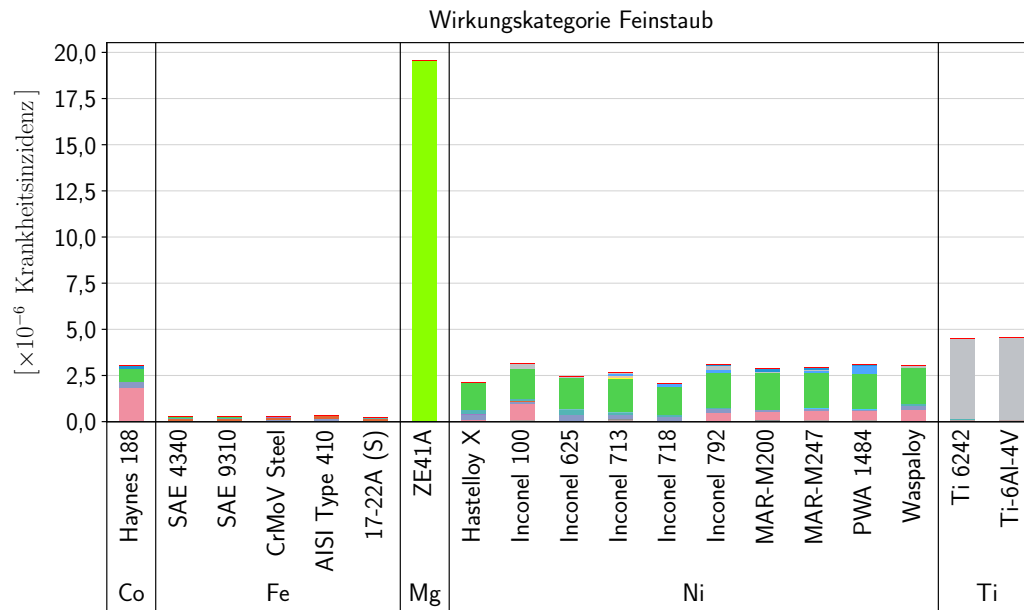


Abbildung A.2: Umwelteinwirkungen der Legierungen pro 1 kg in der Wirkungskategorie Feinstaub