

TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Lehrstuhl für Flugantriebe

**Potenzial zukünftiger Hubschrauber-Triebwerke  
der 300 kW-Leistungsklasse durch Einsatz  
optimierter rekuperativer Systeme**

**Anne Catherine Stroh**

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen  
der Technischen Universität München  
zur Erlangung des akademischen Grades eines  
**Doktor-Ingenieurs**  
genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. M. Hajek

Prüfer der Dissertation:

1. apl. Prof. Dr.-Ing. habil. H. Rick

2. Univ.-Prof. W. Polifke, Ph.D.

Die Dissertation wurde am 09.03.2015 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 01.07.2015 angenommen.



## Danksagung

Die vorliegende Dissertation entstand während meiner Tätigkeit als Doktorandin in der Abteilung „Vorauslegung“ der Firma MTU Aero Engines AG.

An erster Stelle möchte ich mich bei Herrn Dr.-Ing. Erich Steinhardt bedanken, der diese Arbeit in der Firma ermöglicht hat, sowie bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Hans-Peter Kau für die Annahme dieser externen Promotion und die Betreuung. Leider konnte dieser Letzte die Fertigstellung der Arbeit nicht mehr miterleben.

Mein herzlicher Dank richtet sich ebenso an Herrn Prof. Dr.-Ing. Hans Rick für die aktive Übernahme der Betreuung sowie Erstkorrektur und an Herrn Dr.-Ing. Klaus-Peter Rüd für seine Betreuung in der Firma.

Zudem gilt mein Dank Herrn Prof. Wolfgang Polifke für die Erstellung des Zweitgutachtens und Herrn Prof. Dr.-Ing. Manfred Hajek für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Außerdem möchte ich mich bei den beteiligten Mitarbeitern der MTU Aero Engines AG für die gute Zusammenarbeit bedanken. Ohne die zahlreichen und fruchtbaren Diskussionen wäre diese Arbeit sicher nicht entstanden. Herrn Dr.-Ing. Reinhold Schaber und Herrn Hermann Klingels gilt dabei mein besonderer Dank. Ihre Unterstützung sowie ihr Engagement waren mir stets eine große Hilfe.

Des Weiteren möchte ich mich bei Herrn Dr.-Ing. Andreas Hupfer, Herrn Dr.-Ing. Wolfgang Erhard und allen Mitarbeiter des Lehrstuhls für Flugantriebe bedanken. Ihre Hilfsbereitschaft aber auch ihre nette Art mich immer wieder einzubeziehen und mich am Lehrstuhlleben teilhaben zu lassen, weiß ich sehr zu schätzen.

Schließlich möchte ich mich ganz besonders bei meinem Partner für seine unendliche Geduld bedanken. Seine stetige Unterstützung in den Hoch sowie Tiefphasen der Arbeit war mir unheimlich viel wert.



# Inhaltverzeichnis

Danksagung .....	I
Inhaltverzeichnis .....	III
Formelzeichen .....	VII
Kurzfassung .....	XIII
Résumé .....	XV
Abstract .....	XVII
<b>1 Einleitung.....</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation .....	1
1.2 Problemstellung .....	3
1.3 Zielsetzung .....	5
<b>2 Analyse und Modellierung eines Hubschraubers mit <i>Turboshaft</i>-Triebwerk</b>	<b>9</b>
2.1 Antriebsmöglichkeiten eines Hubschraubers.....	9
2.2 Das Wellenleistungstriebwerk .....	11
2.2.1 <i>Konventioneller Arbeitsprozess</i> .....	11
2.2.2 <i>Arbeitsprozess mit Wärmetauscher</i> .....	15
2.2.3 <i>Fortgeschrittener Arbeitsprozess durch variable Geometrie</i> .....	20
2.3 Das Hubschraubersystem .....	21
2.3.1 <i>Leistungsforderungen eines Hubschraubers</i> .....	21
2.3.2 <i>Hubschrauber-Missionsprofile</i> .....	23
2.4 Aufbau eines numerischen Wellenleistungstriebwerkmodells in einem multidiszi- plinären Vorauslegungsprogramm.....	24
2.4.1 <i>Triebwerks-Vorauslegungsprogramm MOPEDS</i> .....	24
2.4.2 <i>Berechnung mit MOPEDS</i> .....	26
2.4.3 <i>Durchgeführte Erweiterungen zur multidisziplinären Berechnung von Wellen-                 leistungstriebwerken</i> .....	28
<b>3 Potenzial eines zukünftigen konventionellen 300 kW-Triebwerkes.....</b>	<b>33</b>
3.1 Referenzsysteme <i>Turboshaft</i> -Gasturbine und Hubschrauber.....	33
3.1.1 <i>Das Referenz-Triebwerk: RR 250-C20B</i> .....	33

3.1.2	<i>Der Referenz-Hubschrauber: BO 105 CBS</i> .....	37
3.2	Neuauslegung der <i>Turboshaft-Gasturbine</i> .....	39
3.2.1	<i>Anpassung der Turbokomponenten auf das Technologieniveau 2020</i> .....	40
3.2.2	<i>Modellierung im Programm MOPEDS</i> .....	48
3.2.3	<i>Parameterstudie zur Auslegung des zukünftigen konventionellen 300 kW-Triebwerkes</i> .....	50
<b>4</b>	<b>Rekuperatives Triebwerk-Konzept mit Wärmetauscher-Auslegung im <i>Take-Off-Betrieb</i></b> .....	<b>57</b>
4.1	Auswahl des Wärmeübertragers .....	58
4.1.1	<i>Wärmetauscher- Strömungskonfigurationen</i> .....	58
4.1.2	<i>Bauweisen des Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers</i> .....	61
4.1.3	<i>Druckverluste im Wärmetauscher</i> .....	63
4.2	Triebwerksauslegung für den optimalen Wärmetauscher-Betrieb .....	64
4.2.1	<i>Zusätzliche Druckverluste</i> .....	65
4.2.2	<i>Turbokomponenten-Verstellung</i> .....	65
4.2.3	<i>Temperaturniveau</i> .....	67
4.3	Auswertung und Wärmetauscher-Integrationsmöglichkeiten .....	70
4.3.1	<i>Randbedingungen der Parameterstudien</i> .....	70
4.3.2	<i>Ergebnisse der Parameterstudie</i> .....	72
4.3.3	<i>Betrachtung der Installationsauswirkungen</i> .....	74
4.3.4	<i>Vergleich der Ergebnisse der drei Wärmetauscher-Einbaukonfigurationen</i> .....	77
<b>5</b>	<b>Rekuperatives Triebwerk-Konzept mit Wärmetauscher-Auslegung im <i>Reiseflug</i></b> .....	<b>81</b>
5.1	Vorgehen bei der Auslegung .....	81
5.2	Parameterstudie .....	83
5.2.1	<i>Randbedingungen der Parameterstudie</i> .....	83
5.2.2	<i>Auswertung der OPR-Parameterstudie</i> .....	84
5.2.3	<i>Auswertung der Wärmetauscher-Kenngrößen-Parameterstudie</i> .....	86
5.3	Ergebnis der Wärmetauscher-Integration .....	89
5.3.1	<i>Betrachtung der Installationsauswirkungen</i> .....	89
5.3.2	<i>Ergebnis der Wärmetauscher-Auslegung im Reiseflug</i> .....	92
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b> .....	<b>93</b>
<b>Anhang A: Wärmetauscher-Matrixgewicht der gewählten Kreuzgegenstrom-Konfiguration mit zwei Passagen</b> .....		<b>97</b>

**Abbildungsverzeichnis .....101**  
**Tabellenverzeichnis .....107**  
**Literaturverzeichnis .....109**



## Formelzeichen

### Variablen

A	$m^2$	Hubschrauber-Hauptrotorkreisfläche oder Wärmeübertrager-Wärmedurchgangsfläche
a	m	Große Halbachse der Ellipse
b	m	Impeller-Breite oder kleine Halbachse der Ellipse
c	$\frac{m}{s}$	Fluggeschwindigkeit oder Strömungsgeschwindigkeit
$\dot{C}$	$\frac{J}{K \cdot s}$	Wärmekapazitätsstrom
$C_D$	-	Widerstandskoeffizient des Hubschraubers Rumpf und Anbauten
$C_{d0}$	-	Widerstandsbeiwert des Hubschrauber-Hauptrotorprofils
$c_p$	$\frac{J}{kg \cdot K}$	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
d	m	Rohrdurchmesser
dh	$\frac{J}{kg}$	Spezifisches Enthalpie-Gefälle im Impeller
e	m	Wandstärke der Wärmetauscher-Zentralröhre
f	-	Faktor
G	kg	Gewicht
g	$\frac{m}{s^2}$	Schwerebeschleunigung
H	J	Enthalpie
h	m	Abstand zwischen zwei Platten oder Schaufelhöhe
$H_u$	$\frac{J}{kg}$	Spezifischer Heizwert
k	-	Hubschrauber-Korrekturfaktor für nicht-ideale Schuberzeugung
k	$\frac{W}{m^2 \cdot K}$	Wärmedurchgangskoeffizient
L	m	Rohrlänge
$L_{nf}$	m	Tiefe der Wärmeübertrager-Matrix

## Formelzeichen

---

$L_1$	m	Lanzetten-Länge
$L_2$	m	Höhe der gesamten Wärmeübertrager-Matrix oder einer Passage
$Ma$	-	Machzahl
$M\%$	%	Prozentuales Material-Anteil in der Lanzetten-Wärmeübertrager-Matrix
$N$	$\text{min}^{-1}$	Drehzahl
$N$	-	Anzahl
$n$	-	Anzahl an Wärmetauscher-Passagen
$N_s$	-	Mittlere spezifische Drehzahl des Impellers
$NTU$	-	Anzahl der Übertragungseinheiten <i>Number of Transfer Unit</i>
$P$	-	Larson-Miller-Parameter
$p$	Pa	Druck
$PW$	W	Antriebsleistung
$P_a$	W	Hubschrauberleistung zum Antrieb von Neuaggregaten
$P_c$	W	Hubschrauber Steigleistung
$P_i$	W	Hubschrauber induzierte Leistung
$P_p$	W	Hubschrauber parasitäre Leistung
$P_{tl}$	W	Hubschrauber Getriebeverluste
$P_{TR}$	W	Hubschrauber Heckrotorleistung
$P_0$	W	Hubschrauber Profilleistung
$\dot{Q}$	W	Wärmestrom
$q_{zu}$	$\frac{\text{J}}{\text{kg}}$	In der Brennkammer zugeführte spezifische Wärmeenergie
$R$	m	Radius
$R$	$\frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}}$	Gaskonstant
$Re$	-	Reynoldszahl
$R_{min}$	m	Minimaler Biegeradius der Lanzetten
$S$	$\text{m}^2$	Triebwerks-Querschnittfläche oder Hubschrauber Rumpf und Anbauten Widerstandsfläche im Vorwärtsflug
$s$	m	Spalt
$s$	$\frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}}$	Spezifische Entropie

SFC	$\frac{\text{kg}}{\text{kW.h}}$	Spezifischer Brennstoffverbrauch <i>Specific Fuel Consumption</i>
T	K	Temperatur
t	h	Zeit
$t_l$	m	Längsteilung der Lanzetten-Wärmeübertrager-Matrix
$t_q$	m	Querteilung der Lanzetten-Wärmeübertrager-Matrix
u	$\frac{\text{m}}{\text{s}}$	Umfangsgeschwindigkeit
V	$\text{m}^3$	Volumen
v	$\frac{\text{m}}{\text{s}}$	Geschwindigkeit
W	$\frac{\text{kg}}{\text{s}}$	Durchsatz
$w_N$	$\frac{\text{W}}{\text{kg.s}}$	Spezifische Nutzarbeit
X	-	Axiale Länge des Triebwerkes
x	-	Anzahl an Lebensdauerhalbierungen

### Griechische Symbole

$\alpha$	rad	Hubschrauber-Hauptrotoranstellwinkel zur freien Anströmung
$\beta$	-	Koeffizient
$\Delta$	-	Differenz
$\varepsilon$	-	Austauschgrad des Wärmeübertragers
$\varepsilon_D$	-	Austauschgrad einzelne Kreuz-Durchgänge
$\eta$	$\frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$	Dynamische Viskosität
$\eta_t$	-	Hubschrauber-Haupttriebewirkungsgrad
$\eta_{th}$	-	Thermischer Wirkungsgrad
$\eta_v$	-	Vortriebswirkungsgrad
$\kappa$	-	Isentropenexponent
$\lambda$	W	Konstant
$\mu$	-	Fortschrittsgrad des Hubschraubers
$\xi$	-	Druckverlustbeiwert
$\pi$	-	Druckverhältnis

$\rho$	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	Dichte
$\sigma$	-	Flächendichte des Hubschrauber-Hauptrotors
$\varphi$	-	Lieferzahl
$\psi$	$\frac{\text{J}}{\text{m}^2}$	Leistungszahl

### Indizien

anb	Anbindung
aus	Austritt
ax	axial oder Axialverdichter
C	Steigflug
ein	Eintritt
f	vorwärts
i	Innen oder induziert
krümm	Krümmung
lanz	Lanzetten
matrix	Wärmeübertrager-Matrix
max	maximal
min	minimal
pass	Passage
poly	polytrope
rad	Radialverdichter
s	statisch
std	Druck und Temperatur in Standard-Atmosphäre
stg	Stufe
sym	symmetrisch
sys	System
t	total
tip	Hubschrauber Hauptrotor-Blattspitzen
v	Verdichter
zr	Zentralrohr
0,3,4,45,5,8	Triebwerksstationen
1	Eintritt
2	Austritt

**Abkürzungen**

ACARE	<i>Advisory Council for Aeronautics Research in Europe</i>
ADAC	Allgemeine Deutsche Automobil-Club
BK	Brennkammer
DOC	<i>Direct Operating Costs</i>
G	Getriebe
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
HDW	Hochdruckwelle
ISA	Normaltag <i>International Standard Atmosphere</i>
MOPEDS	<i>MOdular Performance and Engine Design System</i>
MOPS	<i>MOdular Performance Synthese</i>
MTOW	Maximales Abfluggewicht <i>Max Take-Off Weight</i>
MTU	MTU Aero Engines AG, früher Motoren- und Turbinen-Union
NASA	Amerikanische nationale Luft- und Raumfahrtbehörde <i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NDT	Niederdruckturbine
NDW	Niederdruckwelle
OEI	<i>One Engine Inoperative</i>
OPR	Gesamtdruckverhältnis <i>Overall Pressure Ratio</i>
OSO	Transport-Flugmission <i>Office of Security Operations' flight mission for air cargo activities</i>
RR	Rolls-Royce
SAR	Such- und Rettungs-Flugmission <i>Search and Rescue</i>
SFC	Spezifischer Brennstoffverbrauch <i>Specific Fuel Consumption</i>
SLS	Bodenstand <i>Sea Level Static</i>
TET	Turbinen-Eintrittstemperatur
WT	Wärmetauscher



## Kurzfassung

Durch die ACARE-Ziele verschärfen sich die Umweltaforderungen an Hubschrauber immer weiter. Zur Erreichung dieser Ziele wird unter anderem ein erheblicher Beitrag seitens des Antriebssystems erwartet. Dazu wird die mögliche Verbesserung des Brennstoffverbrauches von *Turboshaft*-Gasturbinen numerisch untersucht. Dabei wird im Besonderen eine Brennstoffeinsparung im Reiseflug-Bereich bei ca. 50 % *Take-Off*-Leistung angestrebt.

Im Fokus stehen drei Konzepte in der 300 kW-Leistungsklasse, die unter Berücksichtigung von Größeneffekten für das Turbokomponenten-Technologieniveau des Jahres 2020 modelliert werden. In dem ersten Konzept handelt es sich um eine konventionelle Gasturbine, während die zwei Weiteren rekuperative Systeme darstellen. Für jedes dieser Konzepte erfolgt eine numerische Modellierung des Gesamtsystems in einem modular aufgebauten Synthese-Rechnungsprogramm. Außer der zu Grunde liegenden Leistungsrechnung ggf. mit Wärmeübertrager werden noch folgende Disziplinen betrachtet: Aerodynamik, Werkstoffe, Konstruktion und Gewichte. Alle untersuchten Konzepte müssen dabei den Einbauraum des gewählten Referenz-Triebwerkes einhalten. Dadurch bleibt die Integration des Antriebes in den gewählten *Light-Twin* Referenz-Hubschrauber gewährleistet. Zusätzlich zu diesem Letzten dient ebenfalls eine Transport-Mission als Referenz für die Bewertung des Verbrauches aller drei Antriebe.

Außerdem unterscheiden sich beide rekuperativen Systeme durch ihre jeweilige Auslegungsstrategie des Abgaswärmetauschers. In dem einen Konzept wird die Wärmeübertrager-Auslegung für die *Take-Off*-Leistung optimiert und der Wärmetauscher bleibt damit im Dauerbetrieb. In dem Anderen wird die Wärmeübertrager-Auslegung hingegen für die Reiseflug-Leistung optimiert, so dass der Wärmetauscher erst in diesem Flugbereich betrieben wird, während er bei höheren Abtriebsleistungen bypassartig umgangen wird. Zu Gunsten des Antriebssystemgewichtes kann dadurch der Wärmeübertrager kleiner und somit leichter gewählt werden.

Das rekuperative System führt zu einem verbrauchsärmeren Antrieb als das konventionelle System und schon nach einer 90-minütigen Transport-Mission stellt der Wärmeübertrager keinen Gewichtsachteil im Antriebssystemgewicht mehr dar. In der 300 kW-Leistungsklasse wird jedoch kein weiterer wirtschaftlicher Vorteil durch die Dimensionierung des Wärmeübertragers nur für den Reiseflug erzielt.

## Résumé

A travers les objectifs fixés par l'ACARE, les exigences environnementales destinées aux hélicoptères s'accroissent toujours davantage. Afin d'atteindre ces objectifs, une participation conséquente est entre autre attendue du système propulsif. Pour ce faire, l'amélioration possible de la consommation des turbines à gaz de type turbomoteur fait l'objet d'une étude numérique. La réduction de la consommation de carburant est tout particulièrement convoitée dans le domaine du vol de croisière, à environ 50 % de la puissance de décollage.

L'étude porte sur trois concepts dans la gamme de puissance de 300 kW. Chacun d'eux est modélisé pour un niveau technologique correspondant à l'année 2020 tout en tenant compte de l'effet d'échelle. Le premier concept correspond à une turbine à gaz conventionnelle, tandis que les deux suivants représentent des systèmes avec récupérateurs de chaleur. Pour chacun des concepts, une modélisation numérique du système moteur complet est effectuée à l'aide d'un programme de calcul de synthèse. Au cycle thermodynamique, avec ou sans échangeur thermique, s'ajoute la prise en compte des disciplines suivantes: aérodynamique, matériaux, construction et calcul de masse. Tous les concepts respectent le volume d'installation de la turbine à gaz de référence. De cette manière, l'intégration du nouveau moteur dans l'hélicoptère biturbine léger, choisi pour référence, est assurée. De plus, une mission de transport a été définie afin de quantifier la consommation en carburant des trois concepts.

Les deux systèmes récupératifs se différencient de par leur stratégie de dimensionnement de l'échangeur thermique. Dans le premier cas, le dimensionnement de l'échangeur est optimisé pour la puissance de décollage, de telle sorte qu'il soit en fonctionnement continu. Dans le second, le dimensionnement de l'échangeur est optimisé pour une puissance correspondant au vol de croisière. Ainsi, l'échangeur n'est actif que dans le domaine du vol de croisière et est court-circuité pour les puissances plus élevées. Ce type de dimensionnement permet la réalisation d'un échangeur plus petit et de ce fait plus léger.

Le système récupératif mène à une motorisation moins consommatrice en carburant qu'un système conventionnel et, à compter d'une mission de transport de 90 minutes, l'échangeur thermique ne présente plus d'inconvénient pour la masse du système propulsif. Dans la gamme de puissance de 300 kW, le dimensionnement de l'échangeur thermique spécifiquement pour le vol de croisière n'a cependant pas permis de conclure à un avantage économique supplémentaire, par rapport au système récupératif dimensionné pour la puissance de décollage.

## Abstract

ACARE goals steadily intensify environmental requirements on helicopters. In order to reach those goals, a significant contribution is expected from the power unit. Thus, a numerical fuel consumption optimization of turboshaft engines is studied. The investigation especially pursues a fuel consumption reduction at cruise flight, at about 50 % take-off power.

Three 300 kW class concepts are focused on under consideration of size effects. All concepts are modeled using 2020 technology level for the turbo machinery. The first concept comprises a conventional gas turbine whereas the two following represent recuperative systems. Each of these concepts is modelled in a numerical system model using a modular synthesis program. Besides the fundamental performance calculation with heat exchanger, the following disciplines are accounted for: aerodynamic, materials, design and weight. In all three concepts the available build in space of the reference engine is not to be exceeded. Thus, the integration of the engines in the chosen light twin reference helicopter is ensured. In addition to the items mentioned before, a transport mission serves as reference for the evaluation of the fuel consumption of all three engines.

Furthermore, both recuperative systems distinguish themselves by the design strategy of the respective heat exchanger. In the first case, the heat exchanger is optimized for take-off power and thus operates the whole time. In the second case, the heat exchanger is optimized for cruise power, so that it is only operated at cruise and bypassed at higher power settings. This benefits system weight as the heat exchanger can be designed smaller and thus lighter.

The recuperative system leads to a more fuel efficient engine than the conventional gas turbine and already after a 90 minutes transport mission, the heat exchanger poses no weight debit to the system weight. In the 300 kW class no further economic benefit can be achieved due to the dimensioning of the heat exchanger only for cruise power.



# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Zwischen den Jahren 2003 und 2013 ist der Preis für einen Barrel Rohöl deutlich gestiegen [55]. Eine solche Preiserhöhung wirkt sich auch auf den aufbereiteten Brennstoff aus. Dieser ist im genannten Zeitraum um etwa 125 % teurer geworden [56]. Dies bleibt nicht ohne Konsequenzen für die *Direct Operating Costs* (DOC) eines Hubschraubers.

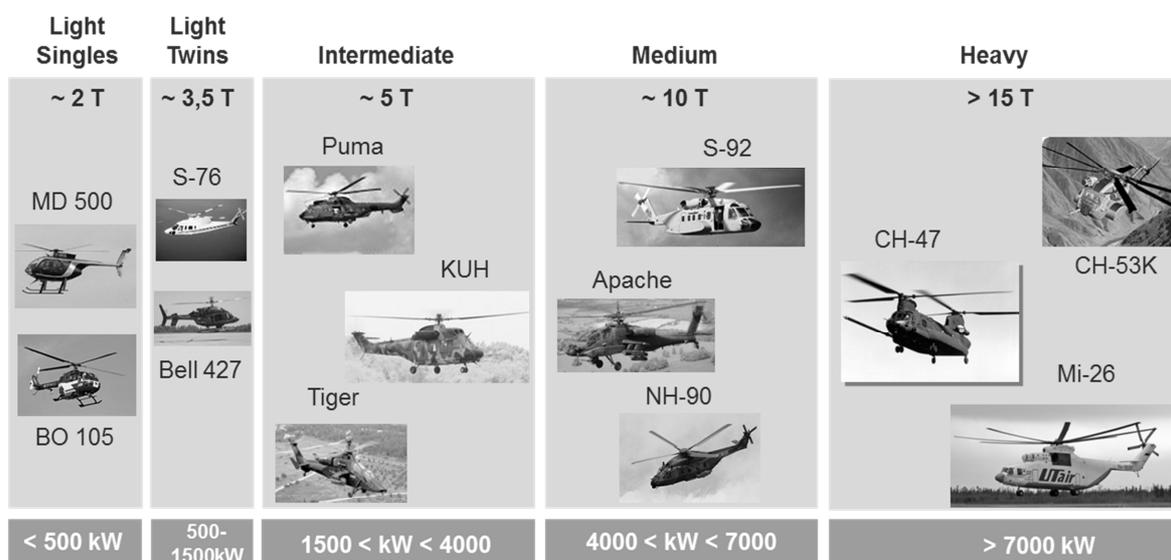
Für den Betrieb eines MD500E-Hubschraubers der Firma MD Helicopters, angetrieben von einem RR 250-C20B Triebwerk, teilten sich 2008 die DOC folgendermaßen auf: 43 % Brennstoff, 38 % Wartung und Ersatzteile der Zelle sowie 19 % Wartung und Ersatzteile des Triebwerkes [33].

Dagegen war die Aufteilung 2001: 26 % Brennstoff, 50 % Wartung und Ersatzteile der Zelle sowie 24 % Wartung und Ersatzteile des Triebwerkes [48].

Zur Vergleichbarkeit wurden die Kosten in 2001 auf den Dollar-Wert von 2008 umgerechnet. Bei allen Kostenpositionen wurde die Flugstunde zwischen 2001 und 2008 teurer. Dennoch bewegt sich bei den drei letzten Posten der Preisanstieg unterhalb 20 %, während die Brennstoffkosten hingegen um 150 % gestiegen sind.

Zusätzlich zu dem wirtschaftlichen Aspekt wird auch aus Umweltschutzgründen erwartet, dass zukünftige Drehflügler brennstoffsparender werden. Dazu wurden von dem *Advisory Council for Aeronautics Research in Europe* (ACARE) Ziele an das Gesamtsystem adressiert, auf denen sich unter anderem das *Clean Sky*-Programm stützt. Die *Green Rotorcraft*-Aktivität des *Clean Sky*-Programmes soll bis zum Jahr 2020 zu einem Hubschrauber führen, der im Vergleich zum Jahr 2000 26 % weniger Kohlendioxid und 65 % weniger Stickoxid ausstößt. Dabei soll das antreibende *Turboshaft* 50 % leiser sein und 15 % weniger Brennstoff verbrauchen [5]. Insbesondere zur Erreichung der Emissions- und Verbrauchsverbesserungs-Ziele wird ein erheblicher Beitrag seitens des Antriebssystems erwartet.

Da Drehflügler immer häufiger als Verkehrsmittel zum Einsatz kommen, ist es angebracht, die nächste Hubschrauber-Generation umweltfreundlicher zu gestalten. In den nächsten Jahren ist vorstellbar, dass der Hubschrauber sich als bevorzugtes Verkehrsmittel zwischen Innenstadt und Flughafen oder in einer Metropole mit stets dichtem Straßenverkehr durchsetzt. Um sich darauf vorbereiten zu können, ist es für einen Triebwerkshersteller von besonderem Interesse abzuschätzen, welche Marktsegmente und damit welche Triebwerksleistungsklassen davon betroffen sein werden.



**Bild 1.1:** Klassifizierung des Hubschraubermarktes nach der Antriebsleistung installierter Triebwerke [11] [24]

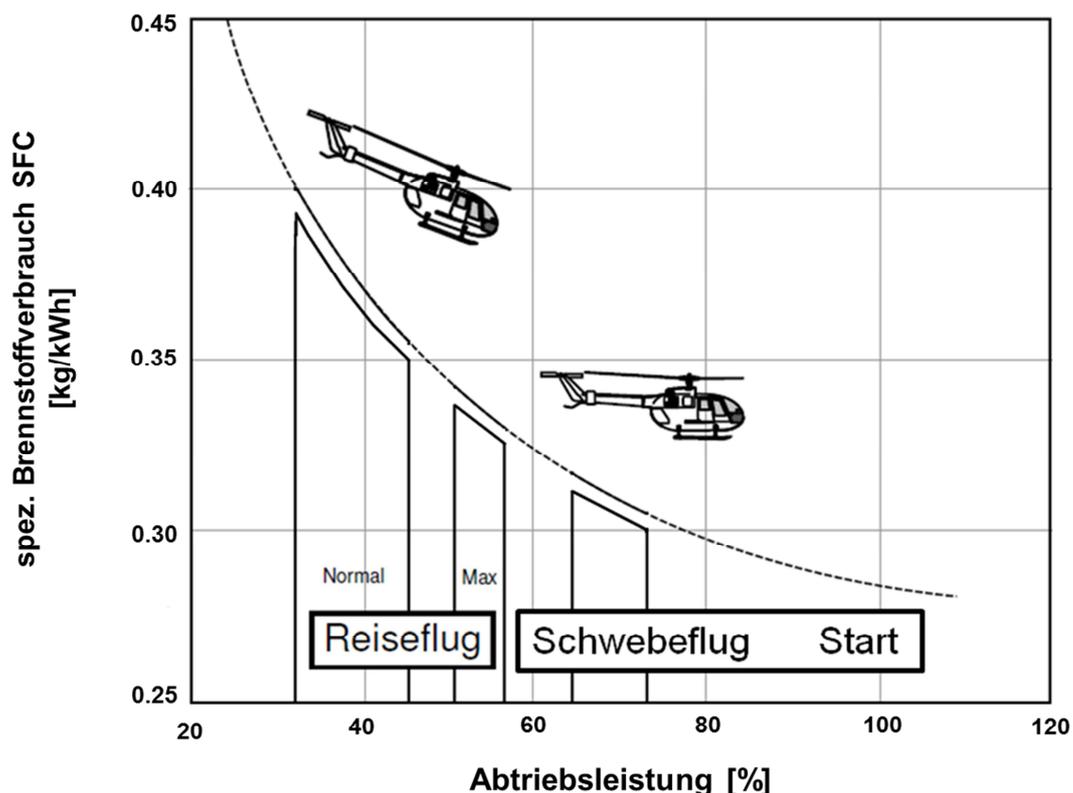
Bild 1.1 zeigt eine Aufteilung des Hubschrauber-Marktes in 5 Segmenten. Das erste Segment stellt die sogenannten *Light Singles* dar, mit einem maximalen Abfluggewicht (MTOW) von rund 2 Tonnen und einer Antriebsleistung bis zu 500 kW. Mit aufsteigendem Abfluggewicht folgen dann: die *Light Twins* mit etwa 3,5 Tonnen MTOW und einer Gesamtantriebsleistung zwischen 500 und 1500 kW, die *Intermediate*-Klasse mit ca. 5 Tonnen MTOW und einer Gesamtantriebsleistung zwischen 1500 und 4000 kW, die *Medium*-Kategorie mit etwa 10 Tonnen MTOW, angetrieben von 4000 bis 7000 kW. Schließlich kommen die *Heavy* Hubschrauber mit über 15 Tonnen MTOW, angetrieben von über 7000 kW Leistung.

In diesem Jahrzehnt ist nach [46] und [17] mit einem Verkaufswachstum in den Hubschrauber-Klassen *Light Singles/Twins* und *Intermediate* zu rechnen. Weiterhin

stellen *Light Singles* und *Twins* 60 % vom zivilen Markt dar und besitzen damit ein hohes Marktpotential für verbesserte Antriebskonzepte. Derzeit werden sie überwiegend durch folgende Triebwerke motorisiert: RR 250-Familie der Firma Rolls-Royce, PW206-Familie der Firma Pratt&Whitney und Arrius-Familie der Firma Turbomeca.

## 1.2 Problemstellung

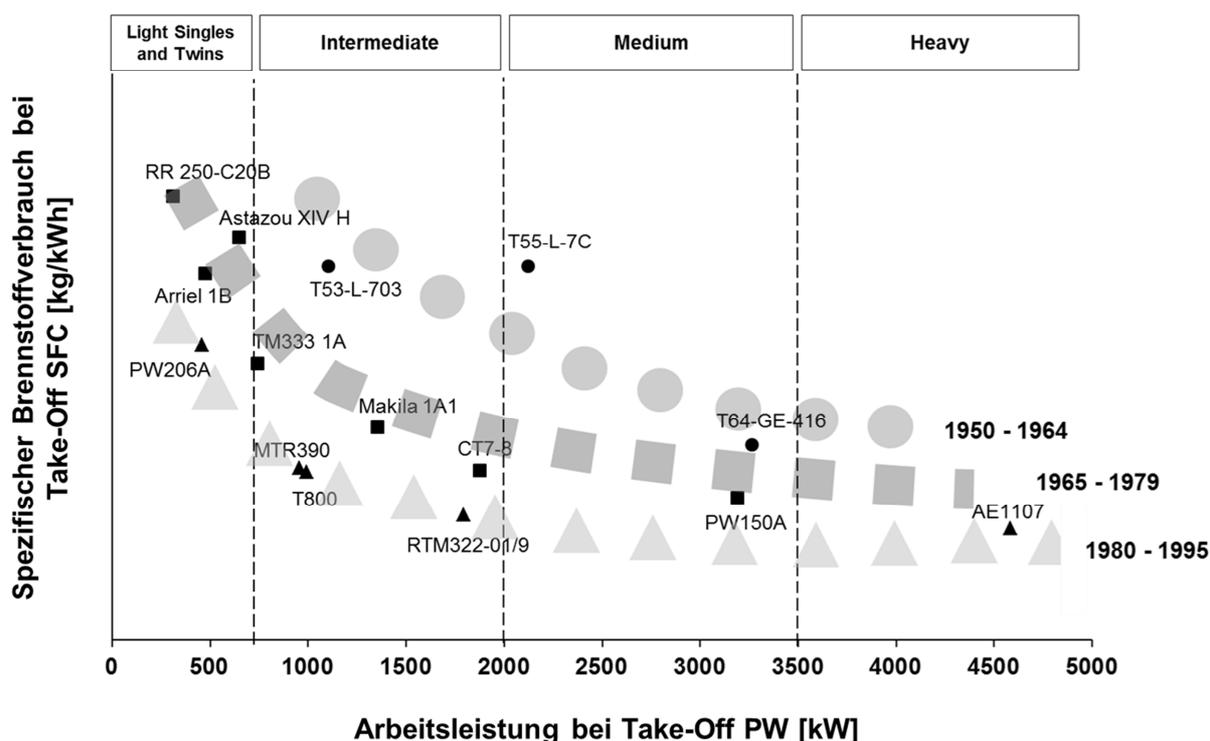
Die grundlegende Verbrauchsthematik bei Wellenleistungstriebwerken, wie sie in Hubschraubern zu finden sind, lässt sich mit Bild 1.2 erklären. Es ist zu beobachten, dass der spezifische Brennstoffverbrauch (SFC) bei abnehmendem Leistungsabruf steigt. Nun aber verbringt der Hubschrauber den größten Teil des Fluges gewöhnlich im Reiseflug, der sich bei nur 50 % Abtriebsleistung befindet.



**Bild 1.2:** Spezifischer Brennstoffverbrauch eines Wellenleistungstriebwerkes und Hubschrauberleistungsbedarf, nach [44] [23].

In der Regel werden Triebwerke für eine Hubschrauberanwendung bei *Take-Off* ausgelegt. In diesem Betriebspunkt werden die Verdichter-Drehzahl, der Durchsatz,

das Verdichter-Druckverhältnis und die Turbinen-Eintrittstemperatur festgelegt. Bei reduzierter Leistungsanforderung nehmen diese Größen ab. Zwar ändern sich in Teillast ebenfalls die Wirkungsgrade und Druckverluste der Komponenten, jedoch bleibt deren Effekt auf den SFC von zweiter Ordnung [52]. Somit ist der SFC-Anstieg bei niedrigerer Last direkt mit der Abnahme im Verdichter-Druckverhältnis und in der Turbinen-Eintrittstemperatur korreliert. Weiterhin stellt [52] bei Wellenleistungstriebwerken einen allgemein ähnlichen prozentualen SFC-Anstieg mit abnehmender Abtriebsleistung fest.



**Bild 1.3:** *Take-Off* spezifischer Brennstoffverbrauch verschiedener Wellenleistungstriebwerke aufgetragen nach *Take-Off*-Leistung und Entwicklungsperiode, nach [11].

In Bild 1.3 sind Wellenleistungstriebwerke verschiedener Technologie-Ären als Funktion ihrer *Take-Off*-Leistung aufgetragen. Erstens ist zu erkennen, wie der SFC durch technologische Verbesserungen in den Turbokomponenten über die Jahre abnimmt. Dann aber auch, dass dieser bei abnehmender Leistungsklasse ansteigt. Denn je kleiner die *Take-Off*-Leistung, umso kleiner sind die Turbokomponenten und folglich umso schwerer ist es, aufgrund von Reynolds- und Spalt-Effekten einen hohen Wirkungsgrad zu gewährleisten.

### 1.3 Zielsetzung

Als Ziel dieser Arbeit soll gezeigt werden, wie das SFC-Defizit im Reiseflug in Einklang mit den wirtschaftlichen und umwelttechnischen Anforderungen teilweise ausgeglichen werden kann. Dazu wird der thermodynamische Arbeitsprozess durch Integration eines Abgaswärmetauschers erweitert. Eine Abschätzung des Potentials, basierend auf zurückliegenden Studien in verschiedenen Leistungsklassen, zum Beispiel [20], [58], [12], [9], führt zu der Prognose einer 20 bis 30 prozentigen SFC-Verbesserung bei einer herkömmlichen Dimensionierung des Wärmeübertragers für *Take-Off*.

In der vorliegenden Arbeit wird basierend auf einem gemeinsamen Technologieniveau ein konventioneller Antrieb mit einem herkömmlichen rekuperativen Antrieb und einem Antrieb mit einer gezielten Dimensionierung des Wärmeübertragers für den Reiseflug verglichen. Da Antriebsgewicht und –größe von Bedeutung für das Gesamtsystem Hubschrauber sind und der Brennstoffverbrauch eine entscheidende Rolle in den *Direct Operating Costs* spielt, werden die verschiedenen Konzepte für eine feste Referenzmission hinsichtlich ihres Antriebssystemgewichtes aus Triebwerksmasse, Brennstoff und ggf. Wärmeübertrager sowie ihres Brennstoffverbrauches betrachtet. Damit Reichweite und Zuladung des Hubschraubers nicht beeinträchtigt werden, wird das Antriebssystemgewicht als maßgebendes Kriterium der Optimierung betrachtet. Angesichts der Marktprognose wird die Untersuchung auf ein *Light Twin*-System fokussiert, das von einer 300kW-Gasturbine angetrieben werden soll.

Um die Grundlagen für die nachfolgenden Auslegungen sowie Auswertungen zu darzulegen, werden in Kapitel 2 zunächst die verschiedenen Antriebsmöglichkeiten eines Hubschraubers angesprochen, bevor auf das Wellenleistungstriebwerk im Speziellen eingegangen wird und die verschiedenen Arten von Arbeitsprozessen vorgestellt werden. Anschließend wird das Hubschraubersystem anhand seiner Leistungsforderungen und typischer Missionsprofile charakterisiert. Schließlich wird das multidisziplinäre Vorauslegungsprogramm, in dem die numerische Modellierung der Arbeit stattfindet, vorgestellt.

Kapitel 3 befasst sich mit der Ermittlung des Verbesserungspotenzials eines zukünftigen konventionellen Antriebs in der 300 kW-Leistungsklasse. Dazu werden in einem ersten Teil Referenz-Triebwerk und Referenz-Hubschrauber, die RR 250-C20B bzw. die BO 105 CBS, behandelt. In einem zweiten Teil erfolgt die Neuauslegung einer 300 kW-Gasturbine entsprechend dem Technologieniveau des Jahres 2020. Da die Auslegung des Referenz-Triebwerkes in der Vergangenheit stattfand, werden sowohl die Turbokomponenten auf das Ziel-Technologieniveau angepasst als auch eine Parameterstudie in Abhängigkeit von Druckverhältnis und Temperatur-Niveau im Arbeitsprozess durchgeführt. Außerdem werden in diesem zweiten Teil die Grenzen und besonderen Schwierigkeiten bei der Auslegung einer Kleingasturbine geschildert. Schließlich wird das Potenzial eines 300 kW-Antriebs im Jahr 2020 hinsichtlich des Brennstoffverbrauches und des Antriebssystemgewichtes erläutert.

Im Kapitel 4 folgt die Auslegung eines rekuperativen Wellenleistungstriebwerkes, für das wie bislang üblich sowohl Abgaswärmetauscher als auch Turbosatz bei *Take-Off* dimensioniert werden. Dazu wird in einem ersten Schritt die Auswahl des Wärmeübertragers beschrieben. Danach wird die Auslegung angepasst, in dem zusätzliche Druckverluste berücksichtigt werden, Turbokomponenten verstellt werden und ein neues Temperaturniveau des Arbeitsprozesses bestimmt wird. In einem weiteren Schritt wird die Parameterstudie unter Berücksichtigung von Druckverhältnis im Arbeitsprozess sowie Austauschgrad und Gesamtdruckverlust im Wärmeübertrager ausgewertet. Diese Auswertung erfolgt für die hier definierte Referenz-Transport-Mission sowohl hinsichtlich des Brennstoffverbrauches als auch des Antriebssystemgewichtes und unter Berücksichtigung der geometrischen Integration des Wärmeübertragers in den Einbauraum des Referenz-Triebwerkes. Schließlich wird durch einen Vergleich mit dem konventionellen Arbeitsprozess das im Jahr 2020 zusätzliche Potenzial des Wärmetauscher-Triebwerkes hinsichtlich des Brennstoffverbrauches hervorgehoben.

Da in der vorliegenden Arbeit der Fokus auf der Optimierung des Reiseflugs liegt, wird in Kapitel 5 der Abgaswärmetauscher im Reiseflug dimensioniert, während die Turbokomponenten weiter für *Take-Off* ausgelegt werden. Dieser Wärmeübertrager wird dann lediglich unterhalb 50 % Antriebsleistung betrieben und bei höheren Leistungsforderungen bypassartig umgangen. Anschließend wird ausführlich eine Parameterstudie durch Variation des Druckverhältnisses im Arbeitsprozess, sowie

des Austauschgrades und des Gesamtdruckverlustes im Wärmeübertrager durchgeführt. In Anlehnung an Kapitel 4 erfolgt für die definierte Referenz-Transport-Mission die Auswertung und Analyse sowohl hinsichtlich des Brennstoffverbrauches als auch des Antriebssystemgewichtes und unter Berücksichtigung der geometrischen Integration des Wärmeübertragers in den Einbauraum des Referenz-Triebwerkes. Ein Vergleich bei gemeinsamem Technologieniveau dieses Triebwerks-Konzeptes mit dem herkömmlichen Wärmetauscher-Konzept und mit dem konventionellen Triebwerk schließt die Arbeit ab.



## **2 Analyse und Modellierung eines Hubschraubers mit Turboshaft-Triebwerk**

In diesem Kapitel wird in einem ersten Teil auf die möglichen Antriebe eines Hubschraubers eingegangen, bevor sich der zweite Teil auf die Gasturbine fokussiert. Dazu wird zunächst ein Wellenleistungstriebwerk mit konventionellem Arbeitsprozess analysiert. Anschließend werden die Effekte eines Wärmetauschers und einer variablen Geometrie auf den Arbeitsprozess dargestellt.

In einem dritten Teil wird auf das Hubschraubersystem eingegangen. Dabei werden die Leistungsforderungen eines Hubschraubers und schließlich die verschiedenen Flugmissionsprofile gezielt hervorgehoben.

In einem vierten und letzten Teil geht es um die numerische multidisziplinäre Modellierung eines Wellenleistungstriebwerkes. Zunächst wird das Vorauslegungsprogramm, in dem die Modellierung erfolgt, vorgestellt. Dann wird der prinzipielle Umgang mit dem Programm geschildert, bevor die erforderlichen Erweiterungen für eine multidisziplinäre Berechnung von Wellenleistungstriebwerken beschrieben werden.

### **2.1 Antriebsmöglichkeiten eines Hubschraubers**

Die Antriebsmöglichkeiten eines Hubschraubers sind noch ungenügend ausgeschöpft. Während manche davon wie der Kolbenmotor oder die Gasturbine bereits seit Jahren im Einsatz sind, befinden sich andere noch in der Entwicklungsphase. Aktuell ist z.B. die Untersuchung elektrischer Antriebe, die ein großes Potenzial für die Erreichung der zukünftigen Umweltaforderungen bieten. Allerdings sind mögliche Anwendungen durch das erforderliche Batterie-Gewicht stark eingeschränkt. Deshalb wird zurzeit noch kein rein elektrischer Antrieb angeboten, sondern an der Elektrifizierung des Antriebsstrangs durch einen sogenannten Hybridantrieb aus Diesel- und Elektro-Motoren gearbeitet [25].

Dagegen werden Dieselmotoren seit Jahrzehnten besonders in der niedrigsten Leistungsklasse ausgewählt, wo sie direkte Wettbewerber der Gasturbine sind. Wie in Kapitel 1 geschildert wurde, besitzen Kleingasturbinen wegen ihrer geringen Größe und den damit verbundenen verminderten Wirkungsgraden einen schlechteren spezifischen Verbrauch als größere Triebwerke. Im Vergleich der Verbrauchswerte ist demnach der Dieselmotor besonders interessant. Dass diese alternative Antriebsmöglichkeit trotzdem nicht zum Marktführer geworden ist, liegt an ihrer geringen Leistungsdichte und ihren höheren Emissionen. Aber auch auf diesem Gebiet wird mit der Unterstützung des *Clean Sky Green Rotorcraft*-Programmes weiter entwickelt. Die Firma *Airbus Helicopter* stellte beispielsweise für ihren Demonstrator folgende anspruchsvolle Anforderung an den Kolbenmotor-Zulieferer: Abtriebsleistung von 300 kW bei *Take-Off* für einen maximalen SFC von 0,22 kg/kWh mit unter 250 kg Gesamtgewicht.

Auch im Triebwerksbereich werden neue Konzepte vorgeschlagen und erfolgreich eingesetzt, wie beispielsweise beim Kipprotor-Flugzeug [54]. Dieses kann sich durch Schwenken der Rotoren entweder wie ein Hubschrauber oder wie ein Turboprop-Flugzeug verhalten [15]. Im Hubschrauber-Modus erzeugen die Antriebe den notwendigen Auftrieb. Dagegen wird im Turboprop-Modus der Auftrieb mit zunehmender Geschwindigkeit von den Tragflächen erzeugt.

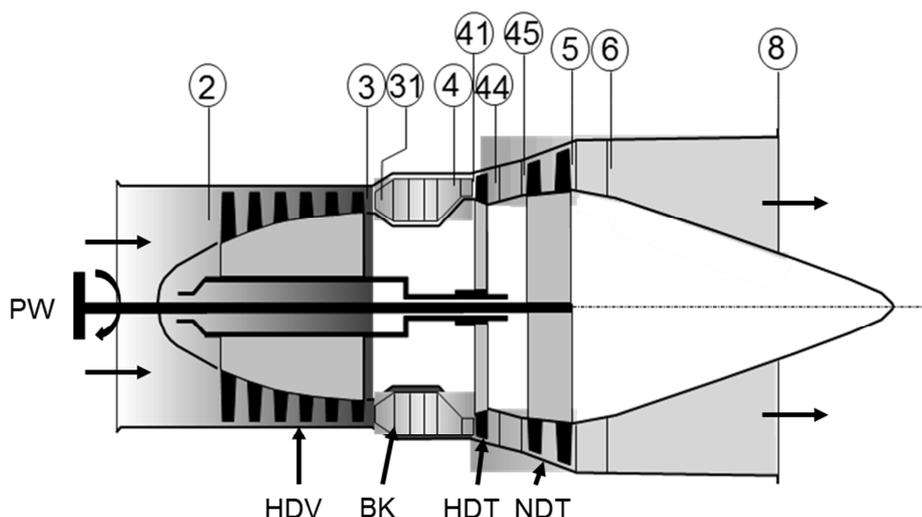
Auch beim Betrieb des Triebwerkes gibt es alternative Konzepte, die z.B. auf einer Änderung der Lastaufteilung zwischen den Triebwerken beruhen. So kann die Leistung im Reiseflug von nur einem Triebwerk bereitgestellt werden, während das Zweite ausgeschaltet ist. Dadurch kann der Brennstoffverbrauch um bis zu 25 % verringert werden [23]. Auch die Risiken bei einem Triebwerksausfall konnten durch eine Schnellstartfähigkeit des ausgeschalteten Triebwerkes in ca. 6 Sekunden minimiert werden.

In der vorliegenden Arbeit wird das modifizierte Wärmetauscher-Triebwerk als weiteres mögliches Konzept zum Antrieb eines Hubschraubers untersucht.

## 2.2 Das Wellenleistungstriebwerk

### 2.2.1 Konventioneller Arbeitsprozess

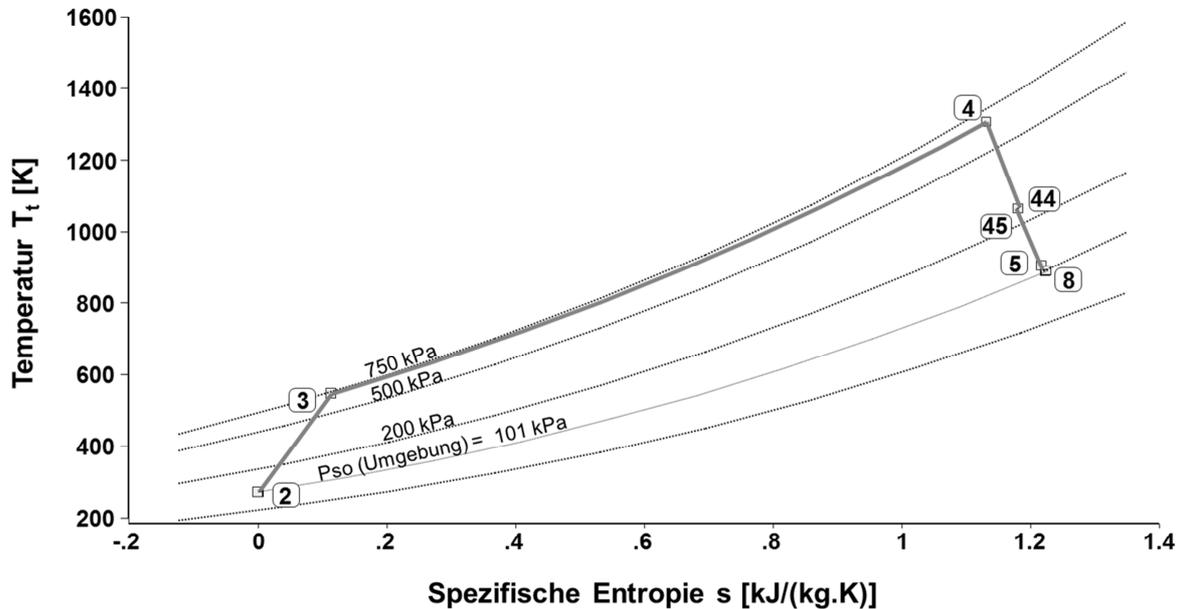
In Bild 2.1 ist die Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes zu sehen, wie sie im Leistungssyntheseprogramm *GasTurb* verwendet wird. Sie beinhaltet die Ebenenbezeichnung nach der Aerospace Recommended Practice SAE ARP 755-Norm [38].



**Bild 2.1:** Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes nach *GasTurb* [31]

Die angesaugte Luft wird zunächst in einem Hochdruckverdichter (HDV) auf höheren Druck gebracht, bevor sie anschließend in eine Brennkammer (BK) geführt wird. Dort findet die Verbrennung des Kerosin-Luft-Gemisches statt. Die entstandenen Verbrennungsgase werden weiter in eine Hochdruckturbinen (HDT) geleitet. Die Teilentspannung der Verbrennungsgase in dieser treibt die Hochdruckwelle (HDW) an, die die Hochdruckturbinen mit dem Hochdruckverdichter verbindet. Eine zweite Entspannung findet anschließend in der Niederdruckturbinen (NDT), auch Arbeitsturbinen oder freie Turbinen genannt, statt, bevor das Abgasrohr den Übergang auf Umgebungsdruck gewährleistet. Die durch die Expansion in der Niederdruckturbinen entzogene Arbeit wird mittels der Niederdruckwelle (NDW), sei es für eine Hubschrauber-, eine Turboprop- oder für eine industrielle Gasturbinen-Anwendung, zur Verfügung gestellt. Die benötigte Koppelung der Niederdruckwelle mit dem Hauptrotor erfolgt durch ein Getriebe (G).

Der thermodynamische Arbeitsprozess lässt sich in einem Temperatur-Entropie-Diagramm zusammenfassen, wie beispielhaft in Bild 2.2 dargestellt.



**Bild 2.2:** Joule-Arbeitsprozess eines konventionellen Wellenleistungstriebwerkes

Der einfache Joule-Prozess besteht aus:

- einer Kompression im Verdichter, die durch den Anstieg auf eine höhere Isobarlinie zwischen 2 und 3 zu erkennen ist
- einer Wärmezufuhr in der Brennkammer durch Verbrennung des zugemischten Brennstoffes, die zwischen 3 und 4 bei nahezu konstantem Druck erfolgt
- einer Entspannung in Hoch- und Niederdruckturbine, die in zwei Teilen zwischen 4 und 44 und zwischen 45 und 5 stattfindet
- einer Abfuhr der Heißluft in die Umgebung.

Der Diffusor, in dem Fall zwischen 5 und 8, stellt sicher, dass die Abgase am Austritt des Triebwerkes wieder Umgebungsdruck erreichen. Beim Wellenleistungstriebwerk wird keine Schuberzeugung, wie beispielsweise beim *Turbofan*, angestrebt, sondern eine maximale Leistungsabgabe nach außen aus der Expansion der Heißgase der Niederdruckturbine. Aus diesem Grund erreichen *Turboshaft*-Gasturbinen nach der Niederdruckturbine bereits nahezu Umgebungsdruck.

Die Auslegung eines Triebwerkes erfolgt für den Betriebspunkt mit maximaler mechanischer Belastung für die Turbokomponenten. Typischerweise handelt es sich bei einem Hubschrauberantrieb um *Take-Off*.

Dieser *Take-Off*-Betriebszustand muss laut den Zulassungsvorschriften [13] bis zu 5 Minuten in Folge geflogen werden können, ohne dass jegliche Schäden in dem Triebwerk auftreten. Dennoch sind bei einer Hubschrauberanwendung auch Betriebspunkte vorgesehen, bei denen Schäden zugelassen werden können. Es handelt sich um Notleistungs-Betriebspunkte, z.B. für den Fall, dass ein Triebwerk im Betrieb und besonders beim Start ausfallen sollte. Fällt ein Triebwerk während des Startvorgangs aus, stellt das übrige Triebwerk durch Überdrehzahl zeitweise 110 % bis über 120 % Leistung zur Verfügung, damit der Start des Hubschraubers sicher absolviert werden kann. Nach einem solchen Fall sind die Triebwerke allerdings überholungspflichtig Tabelle 2.1.

<b>Betriebspunkt</b>	<b>Anteil an <i>Take-Off</i>-Leistung [%]</b>
Notleistung	115
<i>Take-Off</i>	100
Schwebeflug außerhalb Bodeneffekt	70
Schwebeflug innerhalb Bodeneffekt	65
Steigflug / Sinkflug	55
Reiseflug	50
Leerlauf	15

**Tabelle 2.1:** Leistungsstufen beispielhaft eines Wellenleistungstriebwerkes im Hubschraubereinsatz

Abgesehen von diesem Sonderfall und von *Take-Off*, können noch folgende Betriebspunkte vorkommen:

- Schweben in oder außerhalb eines Fluges mit Bodeneffekt
- Steigflug
- Sinkflug
- Reiseflug
- Leerlauf

Deren übliche Leistungsabstufungen bezogen auf die *Take-Off*-Leistung sind in Tabelle 2.1 zusammengefasst.

Wenn das Triebwerk bei *Take-Off* ausgelegt und damit die Turbokomponenten für diese Leistung dimensioniert wurden, bedeutet dies, dass alle anderen Betriebspunkte sich im sogenannten *Off-Design* befinden. Das Verhalten der Komponenten zueinander in diesem Modus wird durch Kennfelder charakterisiert. Jeder Turbokomponente wird eine solche Ähnlichkeitsgerechte Kennfelddarstellung zugeordnet, die durch Messung oder Rechnungen ermittelt wurde [36]. Der Vorteil dieses Vorgehens liegt in der Behandlung mehrdimensionaler Effekte in der Arbeitsprozess-Syntheserechnung.

Jedoch sind in einer Syntheserechnung nicht immer die exakten Kennfelder vorhanden, besonders wenn es um eine Vorauslegung geht, dann können in einem solchen Fall Kennfeld-Ähnlichkeitsdarstellungen aus einer vorhandenen Kennfeld-Sammlung ausgewählt und passend zu dem Arbeitsprozess-Auslegungspunkt skaliert werden.

In [44] wurden bereits die zwei Wege für die Verbesserung eines Arbeitsprozesses vorgestellt. Bei Wellenleistungstriebwerken mit vergleichbarer Fluggeschwindigkeit und gleichem Brennstoff ist der thermische Wirkungsgrad

$$\eta_{th} = \frac{c_0}{\eta_v \cdot SFC \cdot H_u} \quad 2.1$$

direkt proportional zum Kehrwert des spezifischen Brennstoffverbrauches.

Um den thermischen Wirkungsgrad zu erhöhen und damit den Brennstoffverbrauch zu verringern, können zum einen Wirkungsgrade und Verluste im System verbessert werden und zum anderen Gesamtdruckverhältnis (OPR) und Turbinen-Eintrittstemperatur (TET) erhöht werden. Allerdings ist das weitere Verbesserungspotential einer Auslegung begrenzt. Wirkungsgrade haben bereits ein Niveau erreicht, von dem sie nur noch mit hohem technologischem Aufwand verbessert werden können. Da hingegen das Optimum eines thermischen Wirkungsgrades immer OPR und TET verbindet, kann der zweite Weg verfolgt werden. Eine Temperatursteigerung im Arbeitsprozess wirkt sich vorteilhaft auf den thermischen Wirkungsgrad aus aber die optimale Verbrauchsverbesserung wird lediglich durch eine gleichzeitige Erhöhung des OPR erreicht. Jedoch bleiben diese

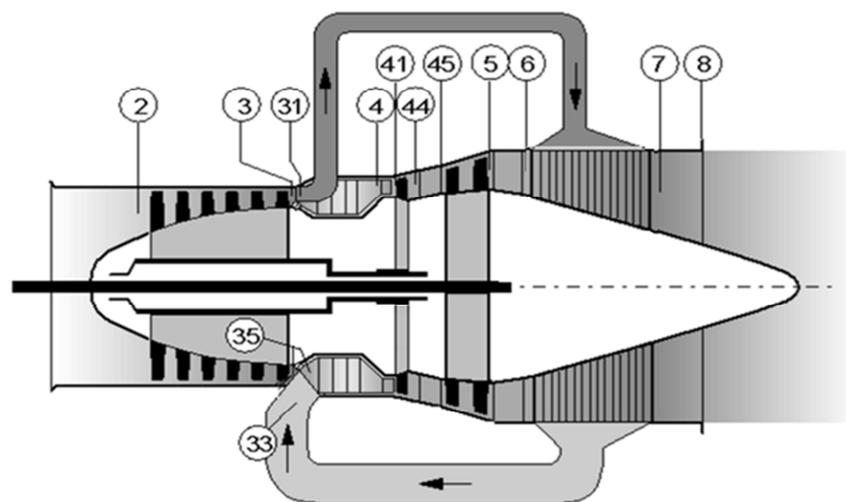
beiden Temperatursteigerungen nicht ohne Effekt auf die spezifische Leistung eines Wellenleistungstriebwerkes. Je höher  $T_{14}$  und  $\Pi_v$  gewählt werden, desto höher wird die spezifische Leistung. Bei gleichbleibender Auslegungsleistung führt dies zu geringerem Durchsatz  $W_2$ , der bei unveränderter Fluggeschwindigkeit durch

$$W_2 = \rho \cdot S_2 \cdot c_2 \quad 2.2$$

einen kleineren Querschnitt ergibt. Dies wirkt sich letztendlich auf die Schaufelhöhen aus. Dies führt beispielsweise in der HDT zu einer nur schwer umsetzbaren Kühlung. Somit ist die Temperatursteigerung im Arbeitsprozess an Fortschritte in der Werkstoffentwicklung gebunden.

Neben der Verringerung des Brennstoffverbrauches durch einen hohen thermischen Wirkungsgrad wird bei Gasturbinen im Hubschraubereinsatz ebenfalls die Verringerung des Gewichtes durch eine hohe spezifische Leistung angestrebt. Jedoch weist die mathematische Lösung beider Funktionen zwei verschiedene Optima auf, so dass für eine Auslegung maximal nur eine der beiden Bedingungen erfüllt sein kann.

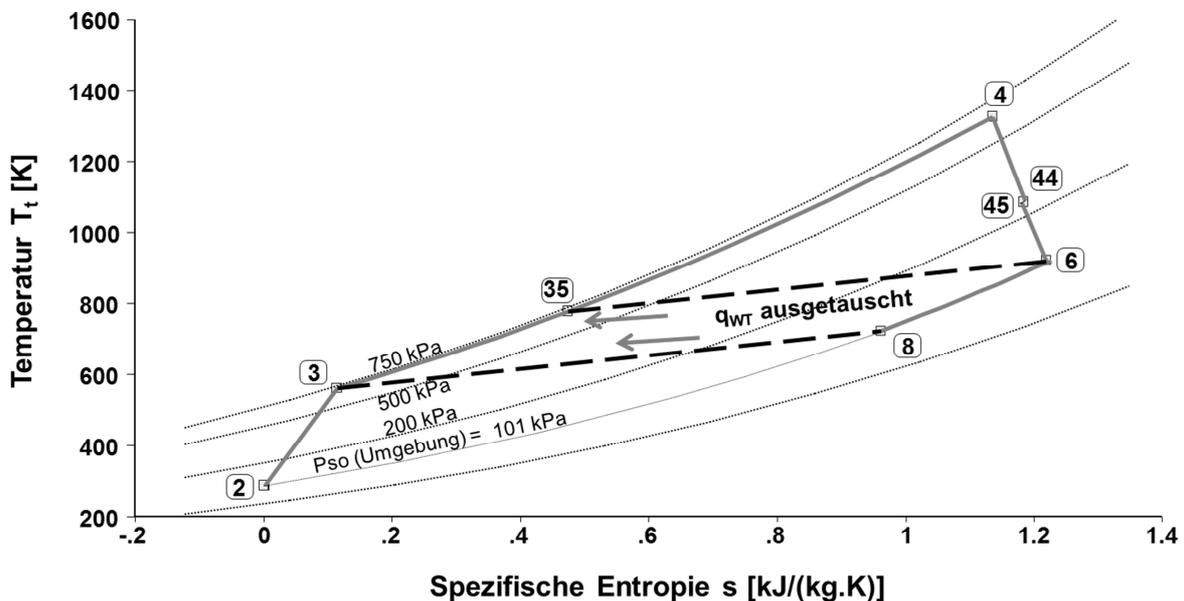
### 2.2.2 Arbeitsprozess mit Wärmetauscher



**Bild 2.3:** Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes mit Abgaswärmetauscher nach *GasTurb* [31]

Wie in [32] betont, können signifikante Verbesserungen im Brennstoffverbrauch nur durch Änderungen in der Triebwerks-Architektur erzielt werden. Die Einführung eines Wärmeübertragers erfüllt beispielsweise dieses Kriterium. Das Prinzip einer Gasturbine mit Abgaswärmetauscher wird in [35], [36], [6], [44] bereits näher erläutert. In Bild 2.3 ist eine Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes mit Abgaswärmetauscher und den Ebenenbezeichnungen nach SAE ARP 755-Norm [38] zu sehen.

Der dazugehörige Arbeitsprozess unterscheidet sich von dem einfachen Joule-Prozess, indem die verdichtete Luft zuerst von den heißen Abgasen mittels eines Wärmetauschers aufgeheizt wird, bevor sie in die Brennkammer eintritt. Im Vergleich zum konventionellen Arbeitsprozess wird weniger Brennstoff benötigt um dieselbe TET zu erreichen. Je höher die TET gewählt werden kann, desto mehr Wärme kann ausgetauscht werden und umso besser ist der spezifische Brennstoffverbrauch. Dieser Arbeitsprozess ist in Bild 2.4 dargestellt.

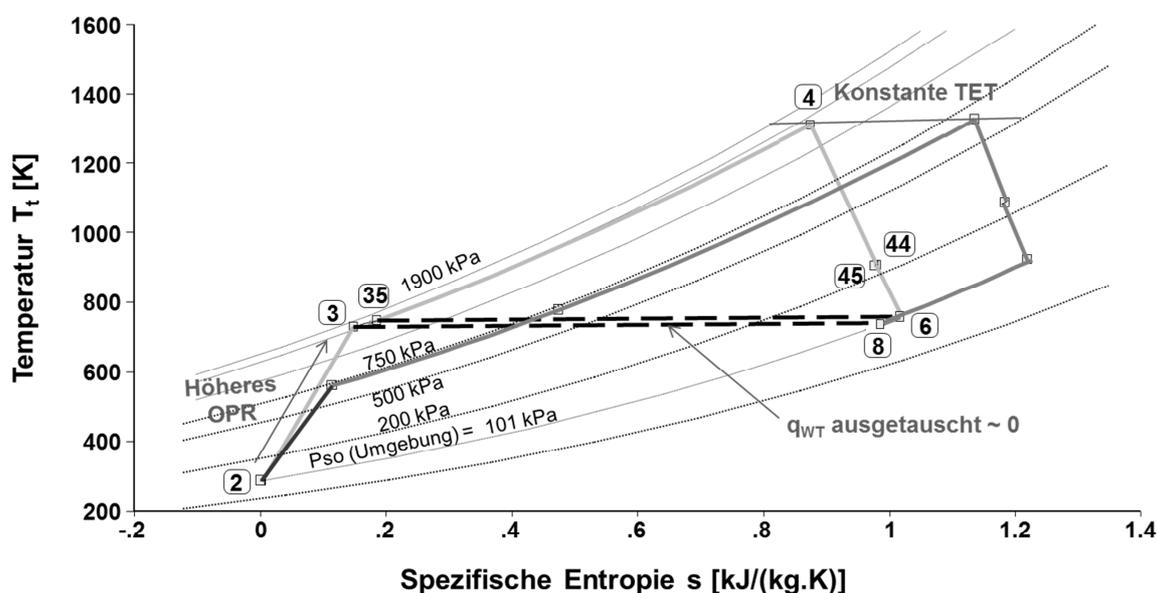


**Bild 2.4:** Typischer Arbeitsprozess eines Wellenleistungstriebwerkes mit Abgaswärmetauscher abhängig von  $OPR = P_{t3} / P_{t2}$

Allerdings können sich Arbeitsprozesse bei konstanter Leistung in zwei Fällen als nicht geeignet für einen Wärmeübertrager herausstellen. Einmal für ein gegebenes

TET-Niveau mit zu großem OPR zum anderem, wenn für ein gegebenes OPR die TET zu niedrig gewählt ist.

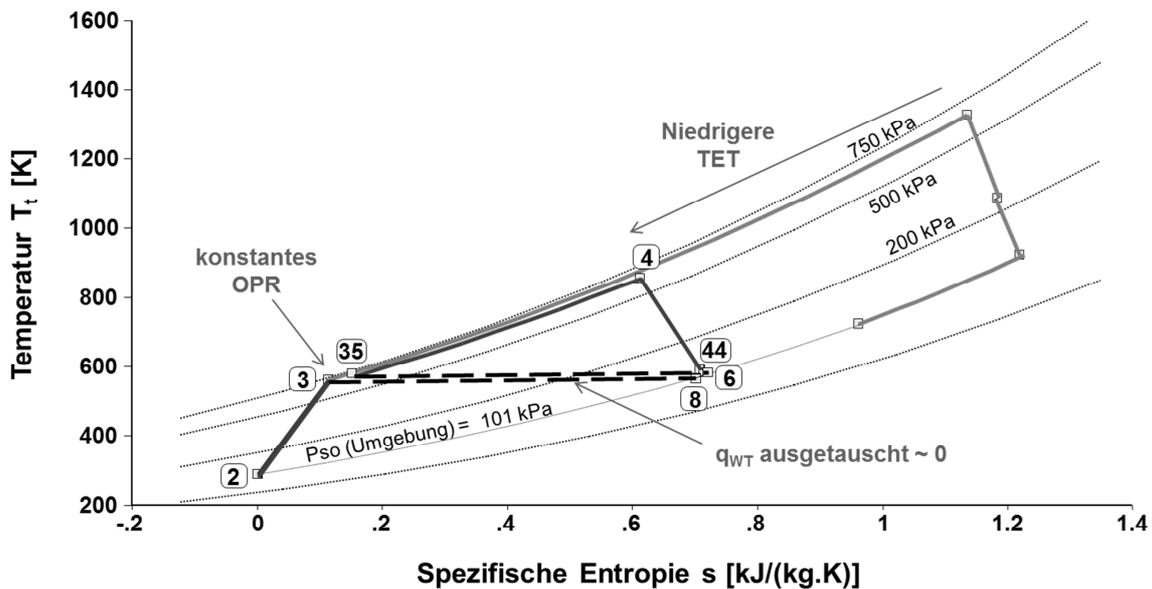
Der in Bild 2.5 dargestellte erste Fall könnte vorkommen, wenn für eine gezielte Leistung ein besserer Verbrauch durch Steigerung des OPR erreicht werden kann. In diesem Fall wäre die ursprüngliche OPR-TET-Kombination hinsichtlich des Verbrauches nicht optimal gewählt gewesen. Es stellt sich dann die Frage, ob der rekuperative Arbeitsprozess bei niedrigerem OPR in der Lage ist den spezifischen Verbrauch des Arbeitsprozesses mit kaum oder keinem Wärmeaustausch aber höherem OPR auszugleichen.



**Bild 2.5:** Einfluss des OPR bei konstanter TET und Leistung auf die ausgetauschte Wärmemenge in einem Arbeitsprozess mit Abgaswärmetauscher

Der in Bild 2.6 dargestellte zweite Fall hingegen könnte vorkommen, wenn für eine gezielte Leistung die optimale OPR-TET-Kombination zu einer besonders hohen TET führt. Diese könnte aus technologischen Gründen nicht zu erreichen sein und damit die Auslegung auf ein niedrigeres TET-Niveau erzwingen.

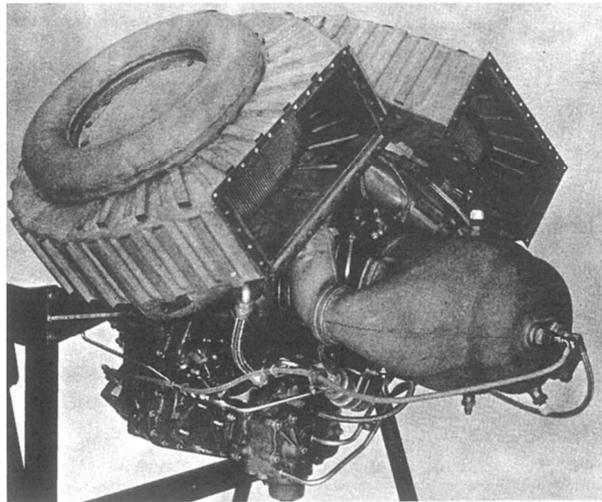
Daraus ergibt sich, dass der konventionelle Arbeitsprozess nicht zwangsläufig für eine Wärmeübertrager-Integration geeignet ist. Der Arbeitsprozess mit Wärmetauscher erfordert ggf. eine Anpassung und Optimierung der Auslegung hinsichtlich OPR und TET.



**Bild 2.6:** Einfluss der TET bei konstantem OPR und Leistung auf die ausgetauschte Wärmemenge in einem Arbeitsprozess mit Abgaswärmetauscher

Außerdem wird der Abgaswärmetauscher einerseits zwar durch einen hohen Austauschgrad charakterisiert, aber zum anderen auch durch einen Wärmeübertrager zweckmäßigen Druckverlust. Idealerweise wird ein Wärmeübertrager mit maximalen Austauschgrad und geringen Druckverlusten angestrebt, wobei dies jedoch zu einem großen Wärmetauscher-Volumen führt [27], was sowohl mit Integrationsschwierigkeiten als auch mit erheblichem Gewicht verbunden ist. Letztendlich, unabhängig vom eingegangenen Kompromiss, bedeutet ein Wärmeübertrager immer Zusatzgewicht im Antriebssystem, das anderweitig kompensiert werden muss um wettbewerbsfähig zu bleiben.

In den letzten 50 Jahren der Luftfahrt wurden zu dem Thema Wärmetauscher-Triebwerke immer wieder Studien durchgeführt, um die Wechselwirkung zwischen Brennstoffersparnis, Zusatz-Gewicht und -Volumen im Antrieb zu analysieren. Mitte der 60er Jahre wurden z.B. erfolgreiche Versuche an einem Allison T63-Triebwerk versehen mit zwei Abgaswärmetauschern unternommen [42]. Dieser Versuchsträger ist in Bild 2.7 dargestellt.



**Bild 2.7:** Versuchsträger des rekuperativen Allison T63-Triebwerkes Mitte der 60er Jahre [42]

Bis heute konnte das Konzept keine ökonomische Akzeptanz finden. In der Literatur sind überwiegend Untersuchungen für Antriebsleistungen von 400 bis 1500 kW zu finden, die Anfang der 80er Jahre in Zeiten der Rohöl-Krise durchgeführt wurden [20], [58], [12]. Diese Studien waren an die damaligen Erfahrungen im Bereich der Kraftfahrzeug-Gasturbine angelehnt. Dort wurden im selben Jahrzehnt bereits Versuchsträger rekuperativer Wellenleistungstriebwerke gebaut, um das Potenzial dieses Antriebes in Landfahrzeugen zu evaluieren [60]. Letztendlich scheiterten die Konzepte hauptsächlich an dem unterschiedlichen dynamischen Betriebsverhalten der Gasturbine gegenüber dem eines Kolbenmotors mit Verbrennung im geschlossenen Volumen. In allen diesen Studien und Versuchen wurde der Vorteil eines konstant hohen Temperatur-Niveaus für den Wärmeübertrager erkannt. Dies führt zur Auswahl einer so hoch wie nur möglichen TET. Konsistent mit den damaligen Werkstoffentwicklungen wurde zur Realisierung auf die Anwendung von Keramik gesetzt und Temperaturniveaus für ungekühlte Turbinen von 1600 K Mitte der 80er Jahre in [58] oder 1700 K in einer Prognose des Jahres 2000 in [12] angenommen. Neben dem Temperatur-Potenzial hat Keramik den Vorteil einer geringeren Dichte als metallische Werkstoffe, was dem Triebwerks- und ggf. sogar dem Wärmetauscher-Gewicht entgegenkommt. Dadurch wurden relativ große Wärmeübertrager verwirklicht, die in [12] Austauschgrade bis hin zu 85 % erreicht haben, ohne dem Antriebssystemgewicht zu schaden. Als für diese Werkstoffgruppe keine gleichbleibend hohe Qualität sichergestellt werden konnte, wurde ihre Entwicklung nicht weiter gefördert. Damit wurden auch die Ergebnisse der Luftfahrt-

Studien bisher nicht realisierbar, da weder solche Temperaturniveaus dauerhaft und ohne Turbinenkühlung umgesetzt werden konnten, noch solche Austauschgrade mit metallischen Wärmeübertragern erreicht werden konnten ohne das Antriebssystemgewicht zu beeinflussen.

Weiterhin wurde in allen Studien eine oder mehrere Hubschrauber-Flugmissionen zu Grunde gelegt, um den Brennstoffverbrauch auswerten zu können. Auch wenn hauptsächlich militärische oder zivile Flugmissionen mit hohem Fluganteil im Reiseflug als Referenz gewählt wurden, so stellt lediglich in [20] die Reiseflug-Problematik des Hubschraubers den Kern der Untersuchung dar. Dabei besaß der Wärmetauscher auch in [20] denselben Auslegungspunkt nämlich *Take-Off* wie das Referenz-Triebwerk selbst. Da bei *Take-Off* der Durchsatz maximal ist, wurde bislang auch der Wärmeübertrager für diesen maximalen Durchsatz ausgelegt, was zu hohem Volumen und Gewicht führt. Demgegenüber wird in der vorliegenden Arbeit der Wärmeübertrager für den Reiseflug dimensioniert, während das Kerntriebwerk weiterhin bei *Take-Off* ausgelegt wird. Außerdem erfolgen die Auslegungen in der vorliegenden Arbeit für ein Technologieniveau des Jahres 2020.

### **2.2.3 Fortgeschrittener Arbeitsprozess durch variable Geometrie**

Wie in Kapitel 1.2 beschrieben, nehmen beide Schlüsselgrößen für hohen thermischen Wirkungsgrade, nämlich OPR und TET, bei Teillast ab. Dieser Effekt kann durch eine variable Geometrie der Statoren in der Turbine verbessert werden, indem der Strömungsquerschnitt durch Verstellung verengt wird, um geringere Abtriebsleistungen mit zwar weniger Massenstrom aber dafür höherem OPR und höherer TET zu erreichen.

Um den Mechanismus der Verstellung zu ermöglichen ist in der Regel ein größerer Spalt zwischen Stator und Gehäuse einzuhalten, was sich sowohl im Auslegungspunkt als auch bei Teillast negativ auf den Wirkungsgrad der Komponente auswirkt [36]. Außerdem bringt der mechanische Verstellmechanismus zusätzliches Gewicht mit sich. Aus diesen Gründen sollte der Effekt einer Verstellung stets in Bezug auf das Gesamtsystem überprüft werden.

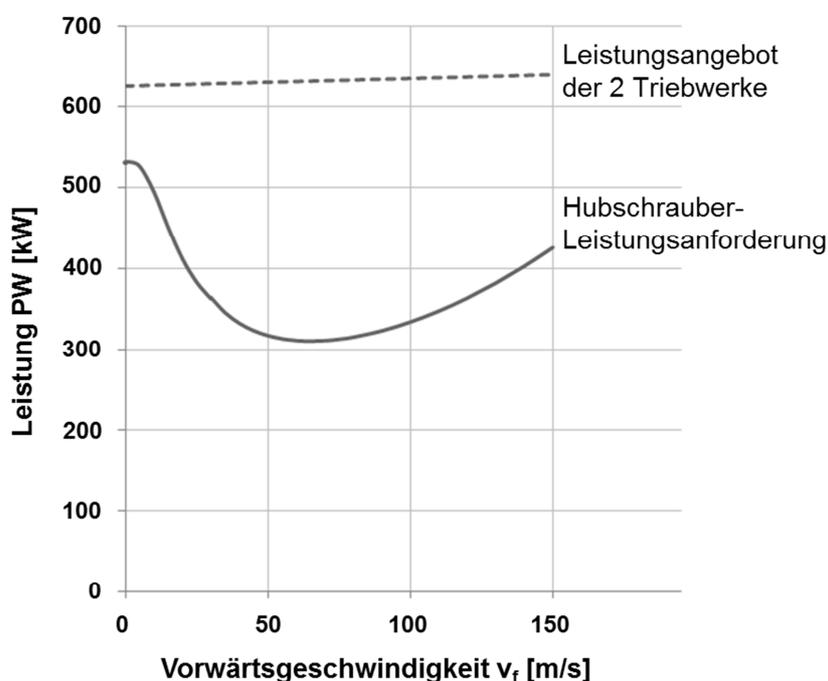
In Kapitel 2.1.2 wurde der Vorteil eines konstant hohen Temperatur-Niveaus für den Wärmetauscher geschildert. Nachdem eine hohe TET gewählt wurde, sollte diese

auch unter Teillast hoch gehalten werden. Dafür eignet sich bei reduziertem Durchsatz und geforderter Leistung eine verstellbare Niederdruckturbine, die durch die Querschnittsreduktion eine Steigerung der Brennkammer-Temperatur erzwingt. Dieses Vorgehen ist direkt mit einer verstärkten Androsselung des Verdichters gekoppelt, die den Pumpgrenzabstand des Verdichters verringert. Ebenfalls durch variable Geometrien kann ggf. der Betriebsbereich des Verdichters erweitert werden, um z.B. den Pumpgrenzabstand zurück zu gewinnen.

## 2.3 Das Hubschraubersystem

### 2.3.1 Leistungsforderungen eines Hubschraubers

Hubschrauber weisen einen typischen Verlauf der Leistungsanforderung in Abhängigkeit der Vorwärtsgeschwindigkeit auf. Eine solche Leistungspolare ist beispielsweise in Bild 2.8 dargestellt. Daraus erklärt sich, weshalb Triebwerke während des Reisefluges so tief in Teillast betrieben werden.



**Bild 2.8:** Leistungspolare eines leichten Hubschraubers

Durch die Vorwärtsgeschwindigkeit gewinnt der Hubschrauber an Auftrieb, was sich in einem geringeren Leistungsabruf auf die Triebwerke auswirkt. Jedoch ist der

absolute Wert der Leistungsanforderung bei gegebener Vorwärtsgeschwindigkeit eine Funktion zum einen des Hubschraubers (Rumpfwiderstand, Hauptrotor-Charakteristika, Gesamtgewicht) und zum anderen der Flugbedingungen (Umgebungstemperatur, Fluggeschwindigkeit, Flughöhe) [4]. Bei geringerer Luft-Dichte und hoher Umgebungstemperatur wird mehr Leistung gefordert, ebenso bei größerem Abfluggewicht. Außerdem lässt sich aus der Leistungspolare ablesen, dass die höchste Leistungsanforderung auftritt, wenn keine Vorwärtsbewegung erfolgt, sprich beim Schwebeflug. Die Kombination Schwebeflug mit maximalem Abfluggewicht bei geringer Luft-Dichte an einem heißen Tag stellt also die maximale Leistungsanforderung dar. Diese muss durch die Triebwerke gewährleistet werden können. Deshalb ist das Leistungsangebot der Triebwerke überschüssig, sobald sich der Hubschrauber im Vorwärtsflug befindet.

Die Leistungskurve eines Hubschraubers bildet sich durch die Summe aus [22]:

- induzierter Leistung

$$P_i = k \cdot G_{\text{sys}} \cdot g \cdot v_i \quad 2.3$$

mit

$$v_i = \frac{G_{\text{sys}} \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A \cdot \sqrt{V_f^2 - 2 \cdot V_f \cdot \sin \alpha \cdot v_i + v_i^2}} \quad 2.4$$

- Profilleistung

$$P_0 = \frac{1}{8} \cdot \rho \cdot \sigma \cdot A \cdot C_{d0} \cdot V_{\text{tip}}^3 \left( 1 + 3\mu^2 + \frac{3}{8}\mu^4 \right) \quad 2.5$$

- parasitärer Leistung

$$P_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_f^3 \cdot C_D \cdot S \quad 2.6$$

- Steigleistung

$$P_c = G_{\text{sys}} \cdot g \cdot V_c \quad 2.7$$

- Heckrotorleistung

$$P_{\text{TR}} = \beta (P_i + P_0 + P_p + P_c) \quad 2.8$$

- Leistung zum Antrieb von Nebenaggregaten

$$P_a = \lambda \quad 2.9$$

- Getriebeverlusten

$$P_{tl} = \left( \frac{1}{\eta_t} - 1 \right) (P_i + P_0 + P_p + P_c) \quad 2.10$$

Die Summe der vier ersten Leistungen bildet die Hauptrotor-Leistung. Die Summe der drei letzten Gleichungen (2.8, 2.9, 2.10) stellt einen konstanten minimalen Anteil der Hauptrotor-Leistung dar.

### **2.3.2 Hubschrauber-Missionsprofile**

Die Bewertung eines Antriebskonzepts begrenzt sich nicht nur auf die Beurteilung des spezifischen Brennstoffverbrauches, sondern auch auf die Betrachtung des absoluten Brennstoffverbrauches für das Gesamtsystem. Dies bedeutet, dass dem in dieser Arbeit betrachteten Antrieb ein konkreter Hubschrauber mit einer definierten Flugmission zugeordnet sein muss.

Beispielsweise kann ein Antrieb A mit einer Masse von 80 kg bei einem SFC von 0,31 kg/kWh nicht ohne Blick auf das Gesamtsystem mit einem Antrieb B mit einer Masse von 90 kg bei einem SFC von 0,27 kg/kWh verglichen werden. Es stellt sich die Frage, ob die zusätzliche Masse von Antrieb B durch den geringeren spezifischen Verbrauch in der Flugmission ausgeglichen werden kann. Darüber hinaus könnte der Antrieb B für die Flugmission sogar eine Verbesserung des Gesamtsystem-Gewichtes ergeben, was letztendlich entweder eine größere Reichweite oder mehr Zuladungsmöglichkeit für den Hubschrauber bedeutet.

Demnach lässt sich ableiten, dass die Auswertung verschiedener Antriebskonzepte stark von der gewählten Flugmission beeinflusst wird.

Jeder Flugmission ist ein Flugmissions-Profil zugeordnet, das die verschiedenen Flugphasen eines Hubschraubers beschreibt. Für jede Flugphase sind Flugbedingungen wie Flughöhe, Umgebungstemperatur, Fluggeschwindigkeit, Flugzeit und Masse des Systems bekannt. In der Realität gibt es zahlreiche Flugmissions-Profile, da letztendlich jeder Betreiber seine eigenen Bedürfnisse und Anforderungen an den Hubschrauber hat. Missionen für zivile Anwendungen können jedoch in drei Kategorien zusammengefasst werden [12].

Die erste Aufgabe ist die Such- und Rettungs-Mission (SAR), die aber auch typische Inspektions- und Überwachungs-Aufgaben beinhalten kann wie beispielsweise eine Verkehrsüberwachung oder eine Inspektion von Gas- und Öl-Leitungen. Typischerweise läuft diese Mission wie folgt ab: Abflug, Steigung, schneller Reiseflug, um in das Zielgebiet zu gelangen, langsamer Reiseflug mit evtl. Reduzierung der Flughöhe und ggf. eine Zeit im Schwebeflug, schneller Reiseflug zum Landeziel, Abstieg, Landung.

Die zweite Aufgabe ist der Transport von Besatzung oder Waren (OSO), wie beispielsweise der Transport von Menschen zwischen Festland und Ölplattform oder von Soldaten zwischen Stützpunkt und Einsatzort. Diese Mission wird charakterisiert durch einen Abflug, gefolgt von einem Steigflug, einem schnellen Reiseflug, einem Sinkflug und einer Landung. Sollte der erreichte Ort lediglich ein Zwischenziel sein, wird der weitere Flug in dieser Arbeit als eine neue Mission betrachtet.

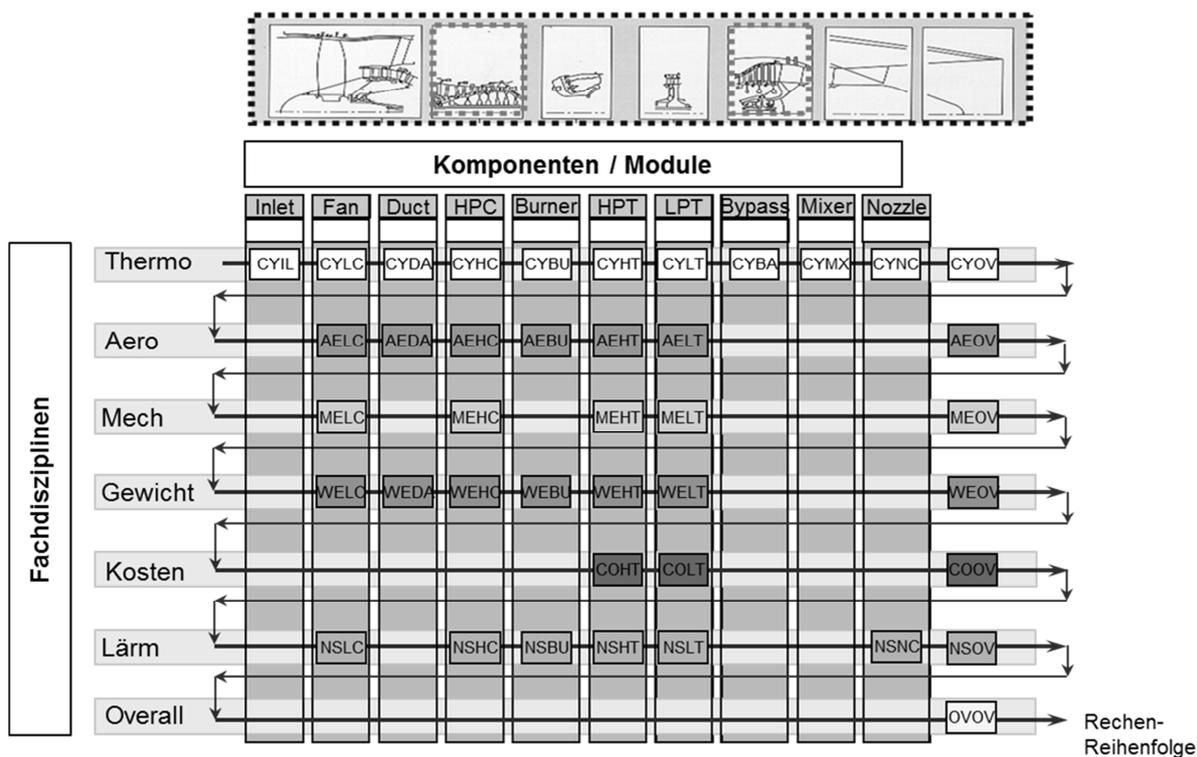
Die dritte Aufgabe ist eine Utilitär- und Arbeits-Mission, in der es um den Transport schwerer Lasten über kurze Strecken geht. Dies ist typischerweise der Fall, wenn das Terrain den Einsatz von Fahrzeugen nicht oder nur schwer erlaubt. Beispiele für diesen Missionstyp sind die Verlegung einer Stromleitung oder die Instandsetzung einer technischen Einrichtung im Hochgebirge. Diese Missionen bestehen ggf. aus mehreren Zyklen von Abflug, Last heben und transportieren, Last absetzen und Rückflug zum Ausgangspunkt, um die nächste Last aufzunehmen. Aufgrund der kurzen Flugstrecke und der hohen Lasten, die mehr Antriebsleistung fordern, wird in der Mission nicht von Reiseflug gesprochen.

## **2.4 Aufbau eines numerischen Wellenleistungstriebwerkmodells in einem multidisziplinären Vorauslegungsprogramm**

### **2.4.1 Triebwerks-Vorauslegungsprogramm MOPEDS**

Die kontinuierliche Steigerung der Computer-Rechenkapazität ermöglichte in den 90er Jahren die Anwendung von Synthese-Rechnungsprogramme wie beispielsweise *GasTurb* [30], NPSS [7] oder MOPEDS [26], [49]. Die Steuerung der vielzähligen Softwareentwicklungen der verschiedenen Fachdisziplinen durch ein zentrales Programm mit Benutzeroberfläche wurde z.B. bei der MTU zum Grundstein

für den Aufbau des multidisziplinären Gasturbinen-Vorauslegungsprogrammes MOPEDS. MOPEDS steht für *MOdular Performance and Engine Design System* und ist umfangreich modular aufgebaut. Dies bedeutet, dass jede Komponente des Triebwerkes durch ein Modul gekennzeichnet ist. Dementsprechend bildet eine geordnete Kette entsprechender Module eine Triebwerksarchitektur ab. In Bild 2.9 ist exemplarisch der modulare Aufbau eines zweiwelligen gemischten *Turbofan* dargestellt. In erster Linie wird der Luft- und Heißgas-Strömungskanal mit Hilfe des *MOdular Performance Synthese*-Programmes MOPS berechnet. Das Ergebnis ist die Beschreibung des thermodynamischen Zustandes (Temperaturen, Drücke, Durchsätze) im Auslegungspunkt. Im Anschluss können beliebige weitere Disziplinen berechnet werden, indem Standardprogramme z.B. anderer Fachabteilungen aufgerufen werden, wobei eine sinnvolle Reihenfolge, wie in Bild 2.9 zu sehen, eingehalten werden sollte.



**Bild 2.9:** Struktogramm des multidisziplinären Vorauslegungsprogrammes MOPEDS, nach [26]

Nach Festlegung der thermodynamischen Größen bietet sich der Übergang in die gasdynamische Auslegung an. Daraus entstehen Daten zu Ringraum, Stufenzahlen der Turbokomponenten, Drehzahlen und zum thermodynamischen Zustand in den

einzelnen Gitterebenen. Mit der daraus entstandenen ersten Schaufelkanalgeometrie kann eine mechanische Berechnung jeder Turbokomponente erfolgen, die zu einer Festigkeitsauslegung führt und Informationen über die benötigten Scheiben erzeugt. Nachdem die ersten Konturen der Gesamtgeometrie vorhanden sind, können Gewichte sowie auch Herstellkosten oder Lärmemission abgeschätzt werden. Zuletzt wertet die sogenannte *Overall*-Disziplin multidisziplinäre Ergebnisse zum Triebwerk- und Flugzeug-Gesamtsystem aus.

Im Vergleich zu einem Syntheserechnungs-Programm wie *GasTurb* [31] bietet MOPEDS durch seinen modularen Aufbau dem Anwender eine enorme Flexibilität. Die ist in der Vorauslegung besonders relevant, da es oft um die Modellierung einer neuartigen Architektur geht. Schaber [49] beschreibt noch weitere Vorteile eines solchen Programmes:

- Zeitersparnis durch Entfall des Datentransfers zwischen Leistungssynthese und Komponentenauslegung,
- Iteration beliebiger Eingabegrößen und damit verbundene zeitnahe Abschätzung der Wechselwirkung auf alle Disziplinen,
- schneller Aufbau neuer Triebwerksprojekte durch eine vorhandene Bibliothek an Modellen.

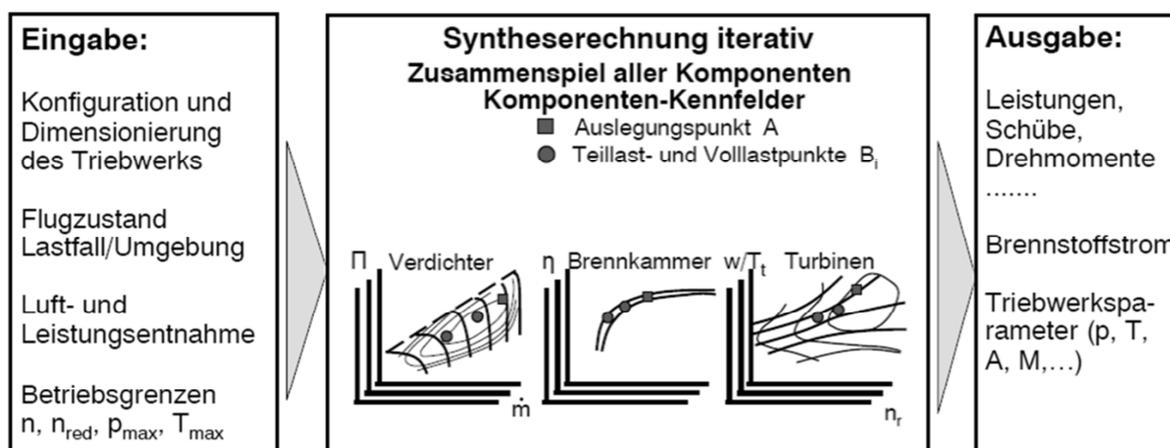
Die Größe und Mächtigkeit des Programmes führt allerdings zu unzähligen Eingabemöglichkeiten und Rechenwegen, die das Fehlerrisiko in der Anwendung erheblich erhöhen und damit einen kritischen Nachteil bilden. Aus diesem Grund eignet sich dieses Programm MOPEDS überwiegend für Fachspezialisten, deren Ergebnisbewertung beispielsweise mit Daten-Ausgabe und grafischem Material sowie Komponentenstatistiken unterstützt wird. Außerdem kann der Aufbau einer neuen Triebwerkskonfiguration, für die nicht auf ein Bibliotheksmodell zurückgegriffen werden kann, viel Zeit in Anspruch nehmen.

### **2.4.2 Berechnung mit MOPEDS**

Wie in Bild 2.9 dargestellt ist, wird jeder Komponente des abzubildenden Triebwerkes ein Modul pro Disziplin zugeordnet. In diesem sind jeweils die physikalischen Zusammenhänge der betroffenen Disziplin und Komponente implementiert. Parallel

ergibt die aus den verschiedenen Modulen gebildete Kette eine Triebwerks-Architektur oder –Konfiguration. Sie wird in MOPEDS „Organisation“ genannt. Diese vernetzt das Triebwerk mit den nötigen Kühlluft-Strömen, Luftentnahmestellen, Wärme- oder Leistungs-Entnahmen und wird im MOPEDS-Oberteil, zusammen mit den Modulen, zu einem Rechenablauf konvertiert.

Ebenfalls zum Oberteil gehören alle mathematischen Verfahren, die Steuerung der Iterationen sowie die Ein- und Ausgaben sowie die Fehlermeldung-Behandlung.



**Bild 2.10:** Schematische Darstellung einer Leistungssyntheserechnung z.B. nach [44]

Für die Rechnung des Auslegungspunktes erfolgt auf jeder Rechenebene für jede Disziplin und jede Komponente die Auswahl des Rechenweges durch Schalterstellungen und die Eingabe der jeweils nötigen physikalischen Größen. Dieser Rechnung kann eine Teillast-Rechnung folgen, die durch ein *Off-Design*-Iterationsschema gesteuert wird und zu der jeder Turbokomponente ein Kennfeld zugeordnet wird. Das *Off-Design*-Iterationsschema beschreibt im Teillast-Betrieb das Verhalten der Turbokomponenten zueinander. Eine schematische Übersicht über den geschilderten Rechenprozess einer Leistungssyntheserechnung ist in Bild 2.10 zu sehen.

Bei der Berechnung von Fachdisziplinen wie beispielsweise die Aerodynamik oder die Mechanik wird der Anwender in der Eingabe der nötigen Größe durch eine von Fachspezialisten definierte Voreinstellung unterstützt.

Ebenfalls sind in solchen Berechnungen mehrere Verfahren vorhanden, die in Abhängigkeit der gewünschten Bearbeitungstiefe vom Anwender angewählt werden

können. Damit die Einzel-Programme von der Syntheserechnung angesteuert werden können, wird aus MOPEDS ein passender Eingabedatensatz für das jeweilige Fachprogramm geschrieben. Im Anschluss daran werden die Ergebnisse auf ähnliche Weise zurück importiert.

In einzelnen Fällen kommt es vor, dass der Anwender Ergebniswerte aus der Rechnung einer Fachdisziplin erhält, die bereits in der zuvor erfolgten Thermodynamik-Rechnung abgeschätzt werden mussten, um den Luft- oder Gas-Zustand in jeder Rechenebene ermitteln zu können. Dies gilt typischerweise für Turbokomponenten-Wirkungsgrade, die für die Thermodynamik-Rechnung nötig sind aber deren Werte erst nach der Aerodynamik-Rechnung bekannt sind. An dieser Stelle wird iterativ vorgegangen, indem Thermodynamik und Aerodynamik kombiniert gerechnet werden, solange bis dass die Wirkungsgrade in beiden Rechnungen übereinstimmen bzw. gleich sind.

### **2.4.3 Durchgeführte Erweiterungen zur multidisziplinären Berechnung von Wellenleistungstriebwerken**

Wenn keine Triebwerks-Konfiguration für ein Wellenleistungstriebwerk in den Bibliothek-Modellen vorhanden ist, muss im Vorfeld einer Studie eine geeignete „Organisation“ erstellt sowie die Ein- und Ausgabengrößen angepasst werden. Außerdem sind in sämtlichen existierenden Modulen, die im Hinblick auf eine *Turbofan*-Rechnung programmiert werden, Erweiterungen erforderlich. Schließlich muss ggf. das Programm mit weiteren Modulen oder Rechenfähigkeiten ergänzt werden.

Bislang wurden mit dem Programm in der Regel *Turbofan*-Triebwerke modelliert, deren Verdichter sich durch mehrstufige Axialverdichter auszeichnen. Wellenleistungstriebwerke im Hubschraubereinsatz besitzen jedoch häufig einen Radialverdichter, was für die vorliegende Auslegung eines *Turboshaft*-Triebwerkes die Erweiterung des aerodynamischen Verdichter-Moduls erforderlich machte.

Angelehnt an das Axialverdichter-Verfahren wurde für den Radialverdichter ebenfalls eine Mittelschnittrechnung eingeführt. Es handelt sich um ein eindimensionales Verfahren basierend auf einer zur mittleren Kanalhöhe axialsymmetrischen Strömung.

Somit werden in jeder Komponenten-Stufe relevante Größen wie ebene Geschwindigkeitsdreiecke, Arbeit, Lieferzahl, Druckziffer und Wirkungsgrad ermittelt, die zu den Kennzahlen der gesamten Verdichterkomponente führen.

Mit einem ähnlichen Aufbau wie für den Axialverdichter wird das Programm für eine solche Rechnung z.B. von einer Fachabteilung bereitgestellt und eine Schnittstelle in MOPEDS programmiert. Die Aufgabe dieser Schnittstelle ist dem Fachprogramm den passenden Eingabedatensatz bereitzustellen und im Anschluss die Ergebnisse der Fachrechnung wieder einzulesen.

Zur Bauraumoptimierung werden Radialverdichter in Wellenleistungstriebwerken für Hubschrauber-Anwendungen oft mit einer Umkehrbrennkammer kombiniert. Der Übergang vom Radialverdichter in die Brennkammer erfolgt üblicherweise mit einem zusätzlichen Sammelrohr. Zu einer vollständigen Modellierung des Radialverdichters wird der Druckverlust dieses Sammelrohrs anhand [2] ermittelt.

Da die vorliegende Arbeit die Bewertung von Wärmetauscher-Triebwerkskonzepten zum Ziel hat, wird ein Wärmetauscher-Modul benötigt, das ebenfalls eine Schnittstelle zu einem Fachprogramm bereitstellt. In diesem können verschiedene Wärmeaustausch-Konfigurationen und Geometrien ausgewählt werden. Für eine Luftfahrt-Anwendung jedoch ist eine Konfiguration mit einem kalten Luftstrom getrennt von einem warmen Gasstrom sinnvoll. In der thermodynamischen Rechnung ist dieser Wärmeübertrager durch einen Austauschgrad, einen Druckverlust für den kalten Strom und einen Druckverlust für den heißen Strom definiert. Da eine Rechnung immer vom Triebwerkseintritt zum Triebwerksaustritt erfolgt, ist die Wärmetauscher-Austrittstation auf der Kaltseite nicht bekannt, so lange die Heißeite nicht berechnet wurde. Deshalb erfolgt die Rechnung iterativ, in dem Druck- und Temperatur-Werte am Austritt der Kaltseite zunächst geschätzt werden, bevor sie mit den ermittelten Werten nach dem Durchlauf in der Heißeite verglichen werden. Eine gültige Lösung für den Arbeitsprozess ist dementsprechend erst erreicht, wenn durch die Iteration die Schätzwerte zu den ermittelten Werten passen. Das Verhalten von Wärmetauscher-Austauschgrad und –Druckverlusten im *Off-Design* ist in [59] beschrieben.

Aus den Temperaturen, Drücken und Durchsätzen am Eintritt der Kalt- und Heißeite und den thermodynamischen Gütegrößen wie Austauschgrad und Druckverluste des Wärmeübertragers ergibt sich eine Geometrie. Die Abmessungen werden im

aerodynamischen Modul des Wärmetauschers interpretiert, bevor sie schließlich mittels einer Materialdichte in einem Gewichtmodul zu einem Matrixgewicht führen. Die Vorgehensweise der Gewichtsermittlung für eine Wärmetauscher-Matrix ist am Beispiel der Konfiguration Kreuz-Gegenströmer mit zwei Passagen im Anhang A geschildert.

Eine vollständige Modellierung des Wärmeübertragers enthält allerdings noch Zu- und Abfuhr-Rohrleitungen auf der Kaltseite und Zu- und Abfuhr-Ringräume auf der Heißseite, die hinsichtlich der Druckverluste und des Gewichtes berücksichtigt werden müssen. Bei bekannten Strömungsbedingungen lassen sich die Druckverluste nach [57] ermitteln. Parallel lässt sich mit bekanntem Durchsatz und angemessener Wandstärke auch das Gewicht einer Rohrleitung bestimmen.

Schließlich müssen die untersuchten Triebwerks-Konzepte, die nicht alle auf demselben Antriebsgewicht beruhen, während einer Flug-Mission mit deren Brennstoffverbrauch verglichen werden. Dementsprechend wird den hier auszuwertenden Antrieben ein konkreter Referenz-Hubschrauber mit einer definierten Flugmission im *Overall*-Modul zugeordnet. In diesem Modul wurde deshalb auch die Erfassung der Missions-Rechnung mit einbezogen.

Durch genauere Kenntnisse über den hier gewählten Hubschrauber, wird nach dem in Kapitel 2.3.1 beschriebenen Verfahren die Leistungspolare des definierten Hubschraubers analytisch hergeleitet. Somit lässt sich die Leistungsanforderung an das Triebwerk abhängig von der Flugbedingung, dem Fluggewicht und der Fluggeschwindigkeit ermitteln.

In einem nächsten Schritt wird die Mission festgelegt, indem die Anzahl an Missionssegmenten definiert wird. Jedem dieser Missionssegmente werden eine Umgebungstemperatur, eine Flughöhe, eine Fluggeschwindigkeit und eine Flugdauer zugeordnet. Allerdings wird lediglich ein Abfluggewicht vorgegeben, das für das erste Missionssegment übernommen wird.

Anschließend wird das numerische Wellenleistungstriebwerkmodell automatisch auf die zum Beginn jedes Missionssegments ermittelte Leistungsanforderung iteriert. Aus dem berechneten SFC und der definierten Flugdauer wird der absolute Brennstoffverbrauch während dieses Missionssegments ermittelt und vom zugeordneten Fluggewicht des aktuellen Segments abgezogen. Daraus ergibt sich das Fluggewicht für das darauf folgende Segment. Daraus wird deutlich, weshalb

lediglich ein Abfluggewicht zum Beginn der Mission erforderlich ist. Nachdem alle definierten Missionssegmente analytisch bearbeitet wurden, steht der Brennstoffverbrauch für die gesamte Mission fest.



### **3 Potenzial eines zukünftigen konventionellen 300 kW-Triebwerkes**

Damit die anschließend betrachteten *Turboshaft*-Triebwerke mit Abgaswärmetauscher bewertet werden können, muss ein konventionelles Wellenleistungstriebwerk mit demselben Technologieniveau zum Vergleich herangezogen werden. Das Technologieniveau der jeweiligen Auslegungen wurde dabei auf das Jahr 2020 gelegt. Damit musste hier auch eine konventionelle Gasturbine mit dem entsprechenden Technologieniveau neu ausgelegt werden.

Da es weiterhin von besonderem Interesse ist, das Entwicklungspotenzial einer vermarkteten, konventionellen *Turboshaft*-Gasturbine zu bewerten, wird in einem ersten Teil des Kapitels ein bereits existierendes *Turboshaft*-Triebwerk und dessen Hubschraubersystem analysiert. Wie bereits in Kapitel 1 vorweggenommen, besitzen *Turboshaft*-Gasturbinen im Leistungsbereich 300 kW ein hohes Marktpotential für verbesserte Antriebskonzepte. Deshalb wurde das für diese Leistungsklasse repräsentative Triebwerk RR 250-C20B und der damit angetriebene Hubschrauber BO 105 CBS als Referenzsysteme gewählt.

Ausgehend von diesem Referenz-Triebwerk wird in einem zweiten Teil des Kapitels ein neues 300 kW-Triebwerk ausgelegt. Dies zunächst durch Anpassung aller Komponenten auf das angestrebte Technologieniveau, anschließend aber auch durch eine parametrische und systematische Änderung von OPR und TET mit Hilfe des Vorauslegungsprogrammes MOPEDS. Schließlich werden die Ergebnisse dieser Parameterstudie ausgewertet.

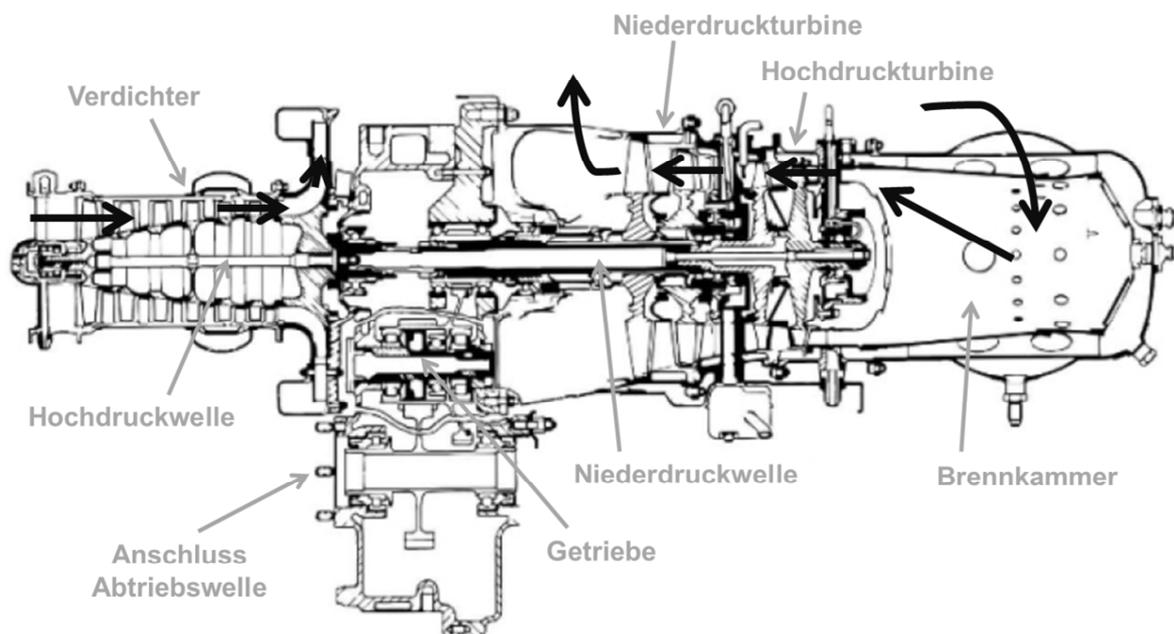
#### **3.1 Referenzsysteme *Turboshaft*-Gasturbine und Hubschrauber**

##### **3.1.1 Das Referenz-Triebwerk: RR 250-C20B**

Das Triebwerk RR 250-C20B ist durch langjährige und verschiedenste Einsätze mit seinen Daten technisch gut bekannt. Darüber hinaus verfügt die Firma *MTU Aero Engines AG* über Instandsetzungslizenzen und damit wichtige Erfahrungen mit

*Turboshaft*-Gasturbinen. Weiterhin stehen für die vorliegende Arbeit experimentelle Ergebnisse zum oben genannten Triebwerk aus Prüfstandsversuche und mehreren Arbeiten des Lehrstuhles für Flugantriebe der Technischen Universität München zur Verfügung [34], [53], [23].

Die initiale Entwicklung des Modells 250 fand Anfang der 60er Jahre unter dem Namen T63 statt und wurde für die Motorisierung eines leichten Observierungshubschraubers finanziert. 1965 wurde das Triebwerk von der Firma *Hughes Aircraft* für deren zivilen Hubschrauber OH-6A ausgewählt. Dadurch war die Triebwerksfamilie Modell 250 für zivile Anwendungen geboren. An dem Grundtriebwerk wurden über die Jahre verschiedene Weiterentwicklungen durchgeführt, so dass die Version C20B, zertifiziert im Jahr 1974, bereits zur zweiten Triebwerksserie von insgesamt vier gehört. Zurzeit wird das Modell 250 von der Firma *Rolls Royce* vermarktet.



**Bild 3.1:** Schnittbild der RR 250-C20B, nach [6]

Die RR 250 C20B ist modular aufgebaut, um die separate Instandsetzung einzelner Module zu ermöglichen. Wie in Bild 3.1 zu sehen ist, besteht das Triebwerk aus einem zweiteiligen Hochdruckverdichter (HDV). Die angesaugte Luft wird zunächst in einem sechsstufigen Axialverdichter vorverdichtet, bevor sie anschließend in einen Radialverdichter geführt wird. Der Radialverdichter besteht aus einem Impeller mit

rückwärtsgekrümmten Schaufeln, gefolgt zuerst von einem schaufellosen Diffusor und dann von einem beschauelten Diffusor, um schließlich mit einem Sammelrohr zu enden. Letzteres ermöglicht durch zwei Rohrleitungen eine Luft-Zufuhr in die Umkehrtopfbrennkammer (BK) am hinteren Ende des Triebwerkes. Dort findet die Verbrennung des Kerosin-Luft-Gemisches statt. Die entstandenen Verbrennungsgase werden vom Ende des Triebwerkes in Richtung des Triebwerkslufteinlass geführt. Dabei erfolgt eine erste Entspannung in einer zweistufigen, ungekühlten Hochdruckturbine (HDT) und eine zweite Entspannung in einer ebenfalls zweistufigen Niederdruckturbine (NDT). Abschließend werden die Abgase durch ein 90° umlenkendes Rohr in die Umgebung geleitet. Die benötigte Entkoppelung des Niederdruckwellen- und Hauptrotor-Drehmoments erfolgt durch ein Getriebe (G), das sich zwischen Verdichter und Austrittsrohr befindet.

Die außergewöhnliche Bauweise der Familie Modell 250 ermöglicht ein sehr kompaktes Triebwerk, das dank integral gegossener Turbokomponenten zu dem noch preiswert in der Herstellung ist.

In dem für Hubschrauberantriebe typischen Auslegungspunkt *Take-Off* besitzt das Referenz-Triebwerk eine Leistung von 313 kW, bei einem Gesamtdruckverhältnis OPR von 7,2 und einer Turbinen-Eintrittstemperatur TET von 1343 K bei einem Durchsatz von 1,56 kg/s [47], [51], [11], [13]. Aus der Berechnung des thermodynamischen Arbeitsprozesses ergibt sich der spezifische Brennstoffverbrauch SFC in diesem Betriebspunkt. Dieser stimmt mit dem in dem Betriebs- und Instandsetzungs-Handbuch angegebenen Wert von 0,396 kg/kWh überein. Mit der in dieser Arbeit angenäherten Triebwerks-Geometrie sowie einer detaillierten Gewichtsbestimmung konnten die Gewichtsrountinen für die spätere Gesamtgewicht-Bewertung der Konzepte kalibriert werden.

Basierend auf Kapitel 2.2.1 wurden die in Tabelle 3.1 zusammengefassten Leistungsabstufungen für die RR 250-C20B angenommen.

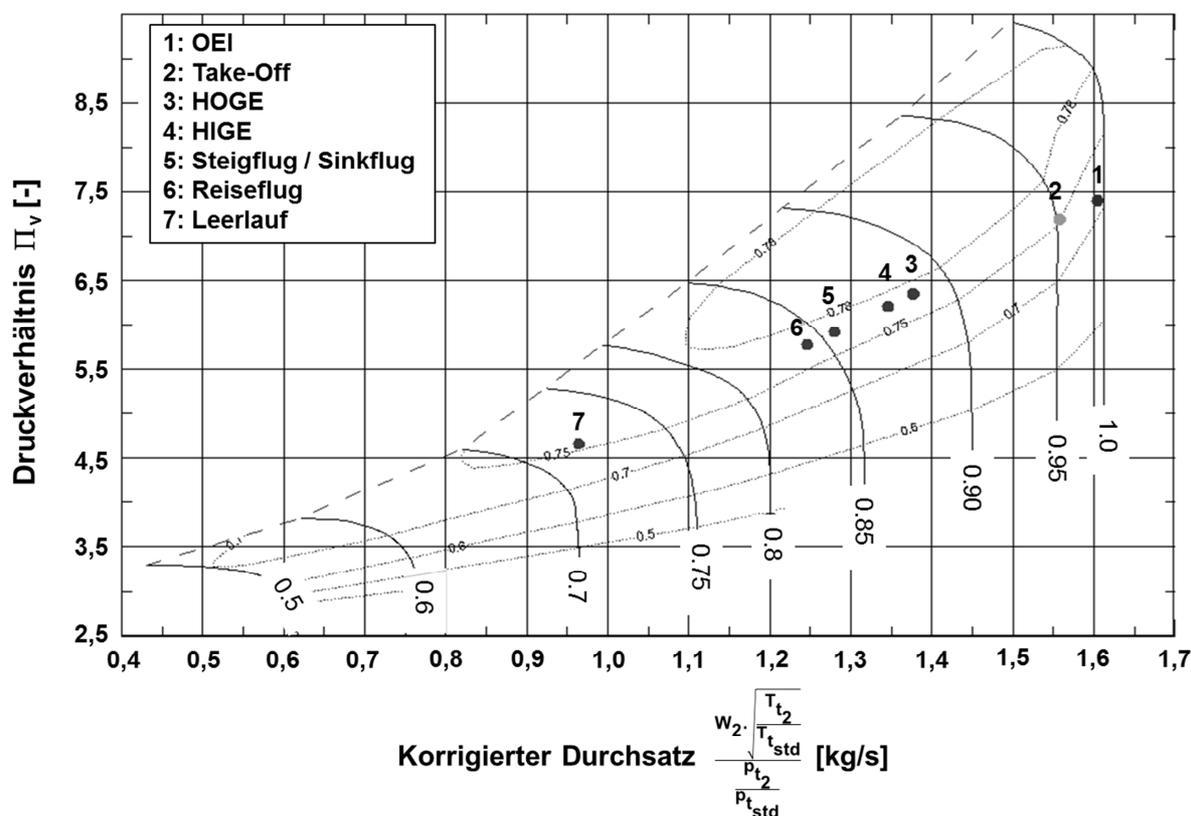
Für die Modellierung der Teillast-Betriebspunkte wurde das am Prüfstand der Technischen Universität München gemessene Kennfeld [34] für den Axial-Radial-Verdichter der RR 250-C20B verwendet.

Betriebspunkt	Leistung [kW]	Anteil an Take-Off-Leistung [%]
Notleistung	360	115
Take-Off	313	100
Schwebeflug außerhalb Bodeneffekt	219	70
Schwebeflug innerhalb Bodeneffekt	203	65
Steigflug / Sinkflug	172	55
Reiseflug	157	50
Leerlauf	47	15

**Tabelle 3.1:** Angenommene Leistungsstufen des Referenz-Triebwerkes RR 250-C20B unter Normaltag- und Boden-Bedingungen (ISA-SLS)

Bild 3.2 zeigt die Anordnung der in Tabelle 3.1 beschriebenen Betriebspunkte für das Referenztriebwerk im gemessenen axial-radial Verdichter-Kennfeld.

Der iterative Vorgang zur Bestimmung eines *Off-Design*-Betriebspunktes mit Unterstützung einer Hilfskoordinate, „Beta-Wert“ genannt, ist in [31] beschrieben.



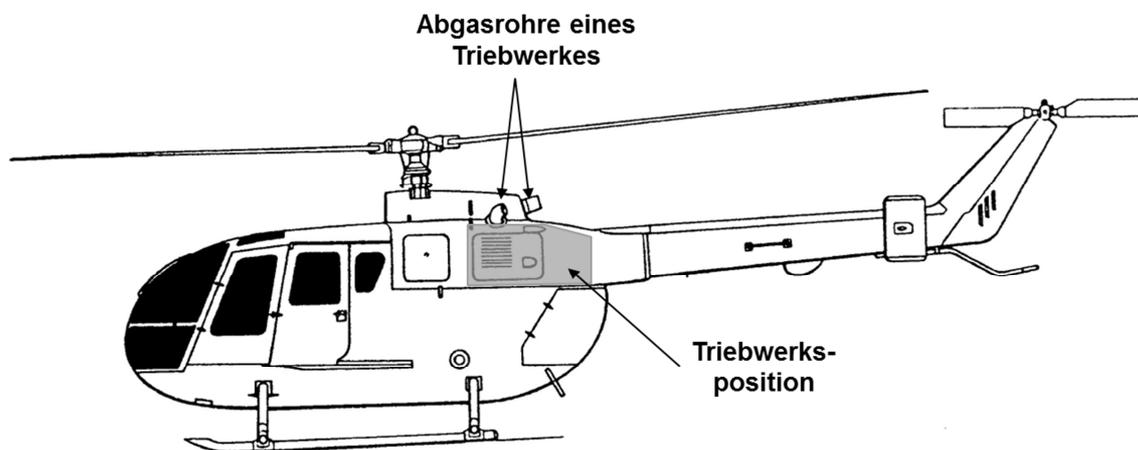
**Bild 3.2:** Anordnung der Betriebspunkte der RR 250-C20B im von [34] gemessenen Verdichter-Kennfeld der RR 250-C20B

### 3.1.2 Der Referenz-Hubschrauber: BO 105 CBS

Im Sinne der späteren Bewertung aller Konzepte müssen auch alle Antriebe dieselbe Flugmission im selben Gesamtsystem Hubschrauber absolvieren. Deshalb wird folgend sowohl ein Referenz-Hubschrauber als auch eine Referenz-Mission gewählt. Beide werden schließlich in der Auswertung jedes einzelnen Antriebskonzeptes verwendet.

Die Wahl des passenden Hubschraubersystems mit dem Referenztriebwerk RR 250-C20B fiel auf die ebenfalls durch seine langjährigen und verschiedenen Einsätze bekannte BO 105 CBS, dargestellt in Bild 3.3.

Die erste BO 105 flog 1967 und erhielt ihre Zulassung im Oktober 1970. Die CBS-Version kam Anfang 1983 mit einer 25 cm größeren Zelle auf den Markt. Dieser Hubschrauber ist sowohl bei der Bundeswehr als Panzerabwehrhubschrauber und Verbindungshubschrauber als auch beim ADAC zur Luftrettung oder bei der Polizei als Mehrzweckhubschrauber zu finden.



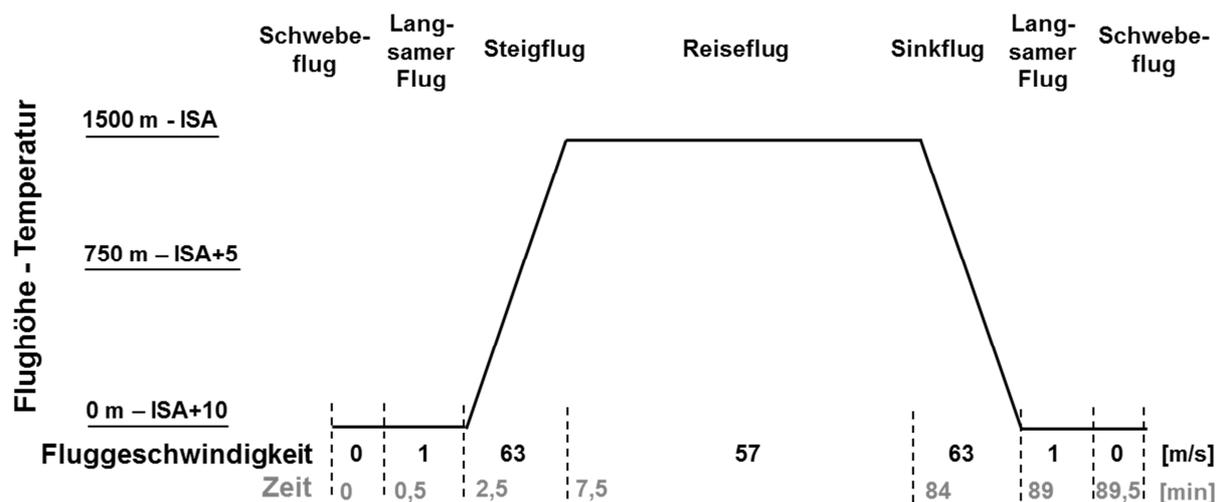
**Bild 3.3:** Darstellung der BO 105 CBS nach [24]

Die BO 105 CBS wird von zwei RR 250-C20B-Triebwerke angetrieben und besitzt eine maximale Abflugmasse von 2500 kg, bei einem Hauptrotor-Durchmesser von 9,84 m mit 218,5 m/s Blattspitzengeschwindigkeit [24]. Mit einer Tank-Kapazität von 456 kg Brennstoff kann sie bei maximaler Zuladung bis zu 3 h 24 min in der Luft bleiben oder bis zu 574 km zurücklegen. Die maximale Reichweite ist für eine

Fluggeschwindigkeit von 204 km/h angegeben, während die maximale Steiggeschwindigkeit 228 km/h beträgt [24].

Zusätzlich zu diesen Informationen wurden nach [22] eine Flächendichte  $\sigma$  von 0,074, ein Nullwiderstand des Profils  $C_{d0}$  von 0,011 und eine Widerstandsfläche der Zelle  $C_{DS}$  von 1 m<sup>2</sup> für die Berechnung der Leistungspolare dieses Hubschraubers angenommen.

Da der Schwerpunkt dieser Arbeit in der Verbesserung des Verbrauches im Reiseflug liegt, wurde für die Auswertung der verschiedenen hier untersuchten Konzepte eine Transport-Mission angenommen, deren Profil in Bild 3.4 dargestellt ist.



**Bild 3.4:** Ausgewähltes Flugmissions-Profil für die Auswertungen aller untersuchten Konzepte

Eine durchschnittliche Missionslänge beträgt 90 Minuten [40] und wird als Flugdauer für die Referenzmission gewählt. Die Fluggeschwindigkeiten des Steig-/Sink- und Reise-Flugs wurden in Übereinstimmung mit der für die BO 105 CBS angegebenen maximalen Steiggeschwindigkeit und Reichweite-Geschwindigkeit definiert. Das Abfluggewicht beruht auf dem maximal zugelassenen Gewicht von 2500 kg. Schließlich ergibt sich die Referenz-Mission aus der Reihenfolge folgender sieben Segmente:

- einem 30 s langen Schwebeflug am Boden bei ISA+10
- einer 2 min langen langsamen Vorwärtsbewegung am Boden mit 1 m/s
- einem Steigflug auf 1500 m bei ISA innerhalb 5 min

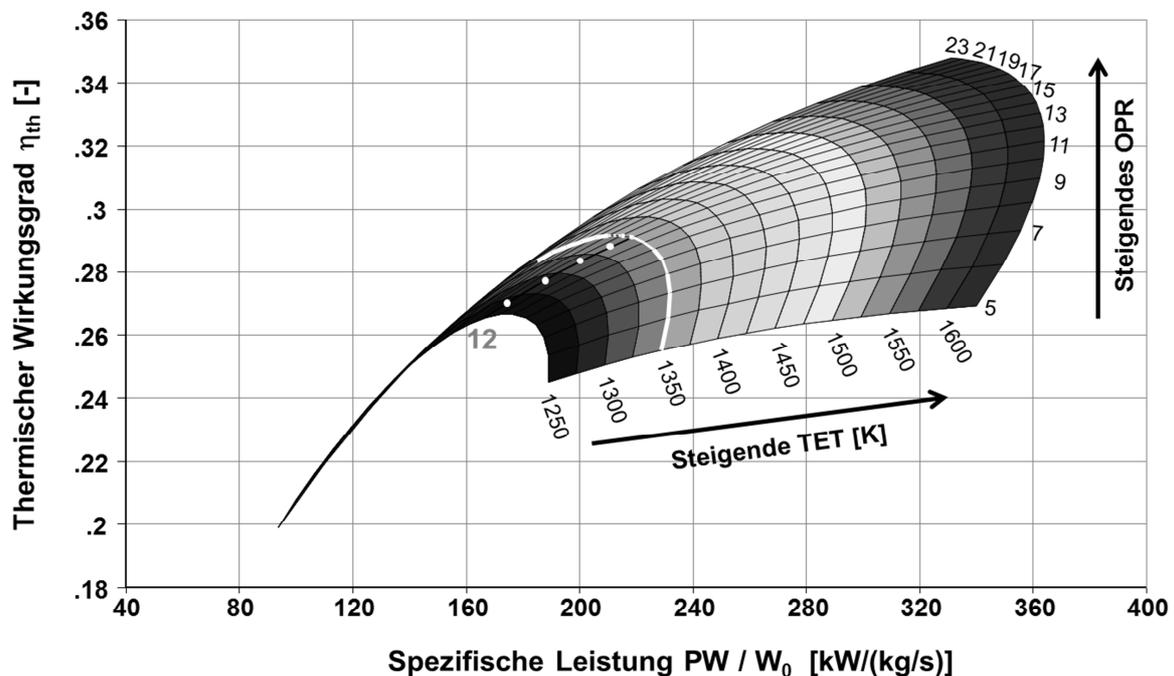
- einem 76,5 min langen Reiseflug in 1500 m Höhe
- einem Sinkflug auf Bodenhöhe ebenso in 5 min
- einem ähnlich 2 min langen langsamen Flug am Boden mit 1 m/s
- einem 30 s langen Schwebeflug für die finale Landung

### 3.2 Neuauslegung der *Turboshaft-Gasturbine*

Die zwei Wege der Verbesserung für einen Arbeitsprozess wurden bereits in Kapitel 2.2.1 beschrieben. Sie streben bei Wellenleistungstriebwerken eine Verbesserung des spezifischen Brennstoffverbrauches an. Ausgehend von dem in den 70er Jahren entwickelten Referenz-Triebwerk, besteht für die vorliegende Arbeit ein bedeutendes Verbesserungspotenzial.

Zum einen die Verbesserung der Wirkungsgrade und Verluste und zum anderen die Erhöhung von TET und OPR.

Bild 3.5 veranschaulicht für ein Wirkungsgrad- und Verlust-Niveau des Jahres 2020 den bereits geschilderten Zusammenhang von TET und optimalem OPR hinsichtlich des thermischen Wirkungsgrades.



**Bild 3.5:** Darstellung des Zusammenhangs zwischen thermischen Wirkungsgrad, TET, OPR und spezifischer Leistung im Auslegungspunkt *Take-Off* bei angenommenen Wirkungsgraden und Verlusten für das Jahr 2020

Insbesondere für die TET des Referenz-Triebwerkes, gekennzeichnet durch die weiße Linie, ist zu beobachten, dass sich das OPR-Optimum zwischen 12 und 13 befindet. Der Arbeitsprozess mit einer TET von 1350 K und einem OPR von 12 wird zum Ausgangspunkt für die Neuauslegung der *Turboshaft*-Gasturbine. Darauf basierend wird zunächst die Ermittlung der Wirkungsgrade für das Jahr 2020 sowie die Auswahl der Triebwerksarchitektur vorgestellt. Dann werden die Effekte der OPR-TET-Variation auf den Brennstoffverbrauch und das Antriebssystemgewicht ausgewertet.

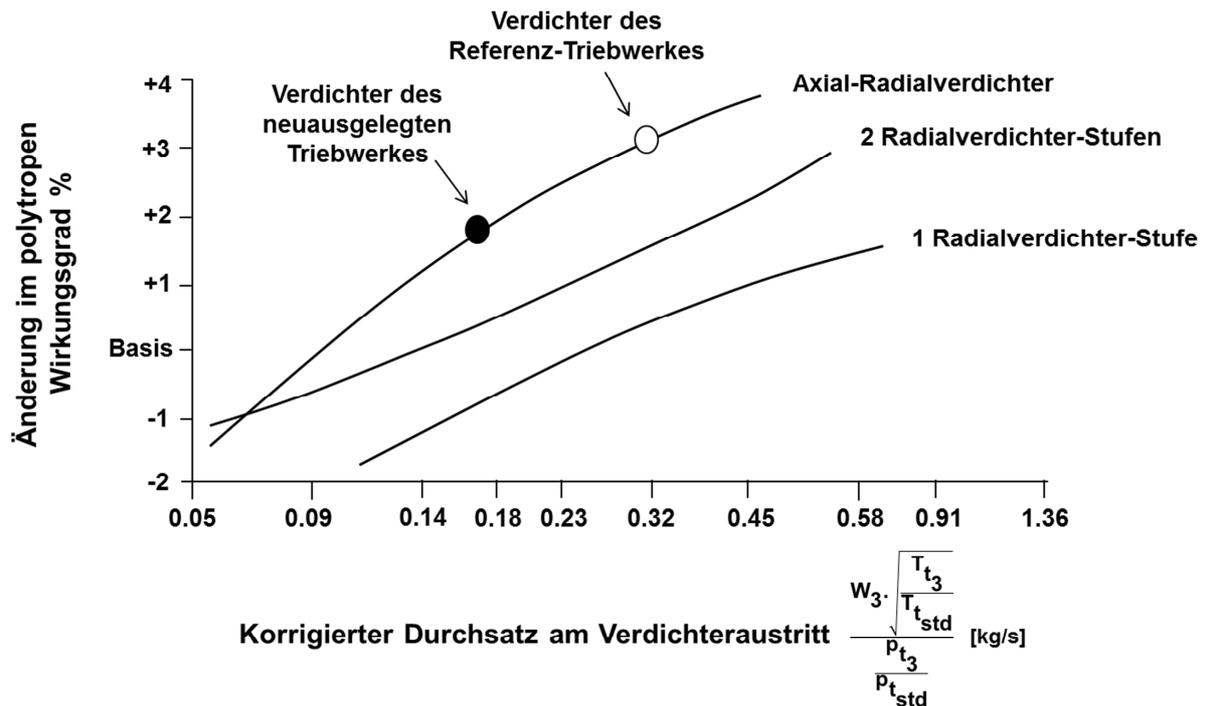
### **3.2.1 Anpassung der Turbokomponenten auf das Technologieniveau 2020**

#### **3.2.1.1 Verdichter**

Bei zunächst konstanter TET sowie angenommenen Wirkungsgraden wird im Verdichter das OPR von 7 auf 12 gesteigert. Um die Triebwerksleistung konstant zu halten wird der Durchsatz entsprechend angepasst. Diese Änderungen erfordern die Neubewertung der Architektur des mit sechs Axial-Stufen und einer Radial-Stufe ausgeführten Referenztriebwerk-Verdichters, die anhand Bild 3.6 aus [12] vorgenommen werden kann.

In Abhängigkeit von der Verdichter-Architektur (Axial-Radial, eine Radial-Stufe oder zwei Radial-Stufen) und des korrigierten Durchsatzes am Verdichteraustritt  $W_{3Rstd}$  zeigt die Axial-Radial-Konfiguration bei OPR=12 und  $W_{3Rstd}=0,174\text{kg/s}$  einen deutlichen Wirkungsgradvorteil.

Die Druckaufteilung zwischen Axial- und Radialteil des Verdichters wird mit Hilfe der historischen Radialverdichter-Entwicklungen bei Luftfahrt-Triebwerken in [29] bestimmt. Aufgrund der technologischen Fortschritte im Axialverdichterbau, der mechanisch bedingten Drehzahllimitierung der HDT und der Sensitivität des Impeller-Wirkungsgrades zu seiner spezifischen Drehzahl hat sich das Radialraddruckverhältnis in Axial-Radial-Verdichtern seit den 60er Jahren kaum geändert.



**Bild 3.6:** Wirkungsgrad-Vorteil verschiedener Verdichterarchitekturen als Funktion des korrigierten Durchsatzes am Verdichteraustritt, nach [12]

Mit diesen Kenntnissen ergibt sich die Druckaufteilung zwischen Axial- und Radialteil des Verdichters wie folgt:

$$\Pi_{ax} = 3,429$$

$$\Pi_{rad} = 3,500$$

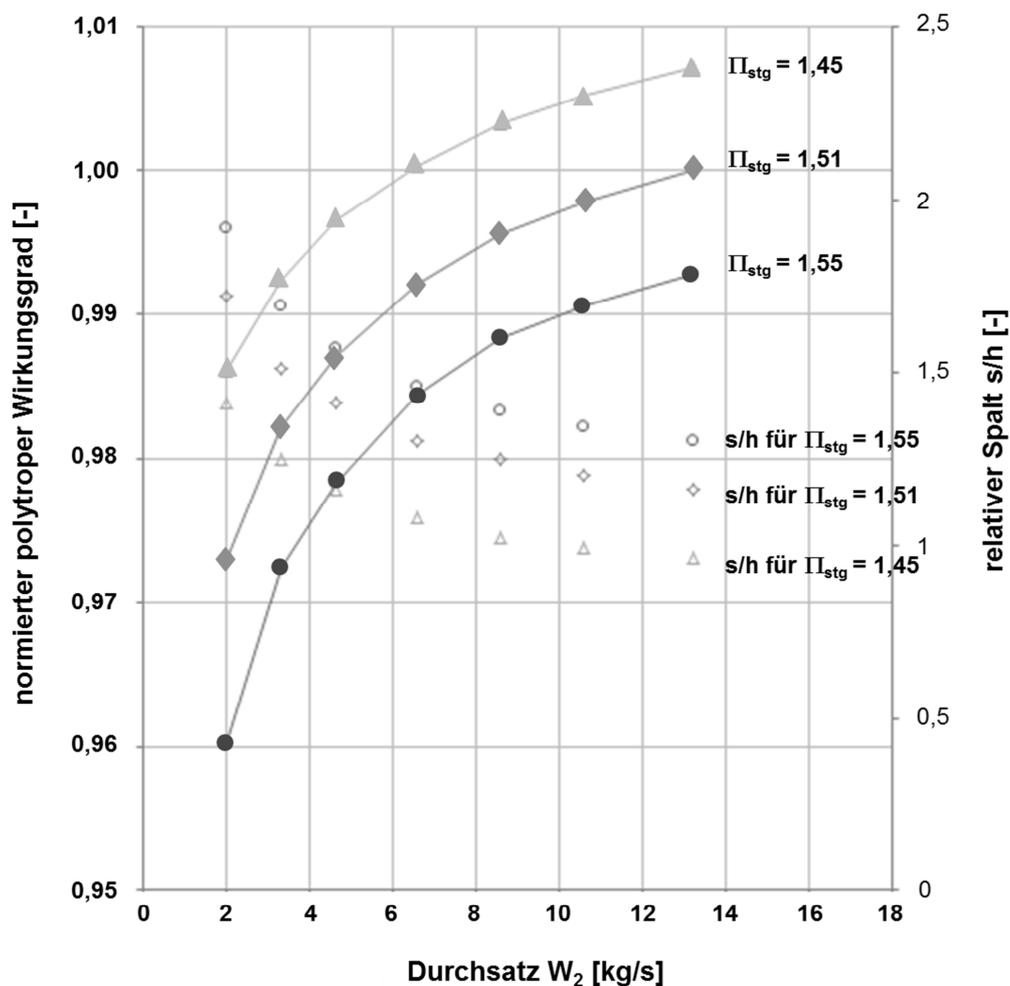
Axialverdichter:

Mit der Kenntnis des Axialverdichter-Druckverhältnisses und dessen Stufenzahl kann mit der Beziehung

$$\Pi_{stg} = \Pi_{ax}^{\frac{1}{N_{stg}}} \tag{3.1}$$

das mittlere Stufendruckverhältnis ermittelt werden. Wie auch beim Wirkungsgrad stieg dieses im Laufe der Jahre an, so dass nach [19] ein im Jahr 2020 wettbewerbsfähiger Axialverdichter ein mittleres Stufendruckverhältnis von 1,5 bis 1,6 besitzen sollte. Im Umkehrschluss kann dadurch die Stufenzahl entsprechend reduziert werden, was in diesem konkreten Fall zu 3 Stufen mit einer mittleren Stufenbelastung von 1,51 führt.

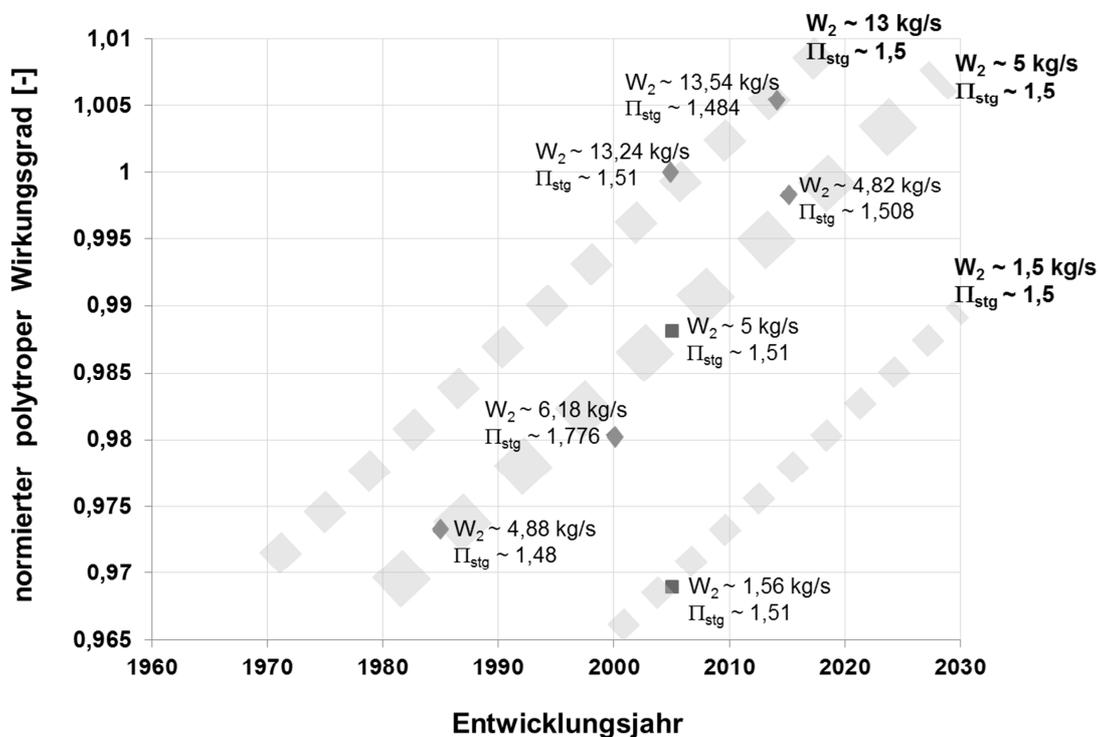
In einem nächsten Schritt wird der Wirkungsgrad des Axialverdichters für das Jahr 2020 ermittelt. Dazu wurde der Einfluss der Komponenten-Größe und der Stufenbelastung auf den polytropen Wirkungsgrad studiert. Die Komponenten-Größe korreliert mit dem Durchsatz und der Reynolds-Zahl. Der Spalt-Effekt wird durch einen konstanten absoluten Spalt für alle Durchsätze und Stufenbelastungen berücksichtigt. Aufgrund des geringen Durchmessers des Verdichters wird ein konstanter Minimalwert verwendet. Für diese Studie wurde der Wirkungsgrad einer bekannten Ringraum-Kontur, deren Technologieniveau sich dem Jahr 1995 zuordnen lässt, mit Hilfe einer Mittelschnittrechnung bestimmt. Diese Kontur wurde für die Auswertung einer Durchsatzvariation skaliert und jeweils für verschiedene Stufenbelastungen gerechnet.



**Bild 3.7:** Reynolds-, Spalt- und Belastungs-Effekte auf den polytropen Wirkungsgrad eines Axialverdichters

Die Studie zeigt in Bild 3.7 einen Abfall des Wirkungsgrades unabhängig von der Stufenbelastung bei zunehmendem relativen Spalt. Zusätzlich ist ebenfalls ein Abfall des Wirkungsgrades bei zunehmender Stufenbelastung unabhängig vom Durchsatze zu beobachten.

Bei gegebenem Stufendruckverhältnis und bekanntem Durchsatz lässt sich ein Wirkungsgrad, der dem Technologieniveau 1995 entspricht, aus der Studie ablesen. Dem folgend wird das Wirkungsgrad-Verbesserungspotential bis zum Jahr 2020 abgeschätzt. Dies erfolgt in einer weiteren Studie, in der verschiedene Axialverdichter aus Axial-Radial-Bauarten als Funktion ihres Entwicklungsjahres und des polytropen Wirkungsgrades aufgetragen werden (Daten aus [11], [51], [39], [47]). Die verschiedenen Dimensionierungspunkte dieser Axialverdichter erfordern eine Reynolds-Zahl-Korrektur nach [61]. Wie in Bild 3.8 zu erkennen ist, besitzen all diese Axialverdichter ein mittleres Stufendruckverhältnis von etwa 1,5 und lassen sich anhand ihres Durchsatzes in drei Größen aufteilen. Schließlich lässt sich der technologische Fortschritt im Axialteil von Axial-Radial-Verdichtern mit einem Wirkungsgradbenefit von etwa 0,08 % pro Jahr annähern.



**Bild 3.8:** Zeitliche Entwicklung des polytropen Wirkungsgrades eines Axialverdichters

Nachdem die Drehzahl aus dem Kompromiss zwischen der aerodynamischen Belastung des Verdichters und der mechanischen Belastung der HDT festgelegt wurde, lässt sich für die drei Axialstufen des Verdichters die Arbeitsaufteilung zwischen den Stufen, die Ein- und Austrittsmachzahl, der Zuströmwinkel, das Schaufelhöhenverhältnis und die radiale Lage der Ringraumkontur einstellen. Dadurch kann die Belastung jeder Stufe im Smith-Diagramm, in dem die Leistungszahl  $\Psi = 2\Delta H/u^2$  über der Lieferzahl  $\phi = c_{ax}/u$  aufgetragen ist, angepasst oder mit herkömmlichen Auslegungen verglichen werden. Dadurch stellt sich das Geschwindigkeitsdreieck jeder Stufe ein.

### Radialverdichter:

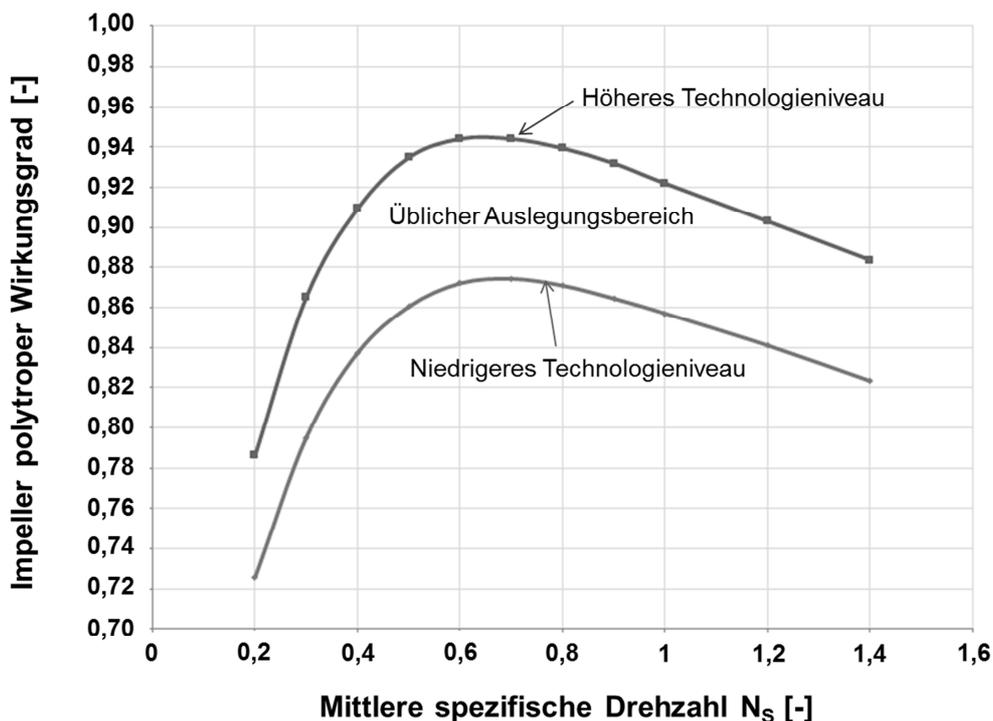
Die Wirkungsgrad-Bestimmung für den Radialteil des Verdichters erfolgt nach [45] über die mittlere spezifische Drehzahl ( $N_s$ ). Diese ist durch

$$N_s = \frac{2\Pi}{60} \cdot N \cdot \sqrt{\frac{R}{2 \cdot 1000} \left( \frac{W_{\text{ein}} \cdot T_{s_{\text{ein}}}}{P_{s_{\text{ein}}}} + \frac{W_{\text{aus}} \cdot T_{s_{\text{aus}}}}{P_{s_{\text{aus}}}} \right)} \cdot \frac{1}{(dh_{\text{poly}} \cdot 1000)^{3/4}} \quad 3.2$$

definiert.

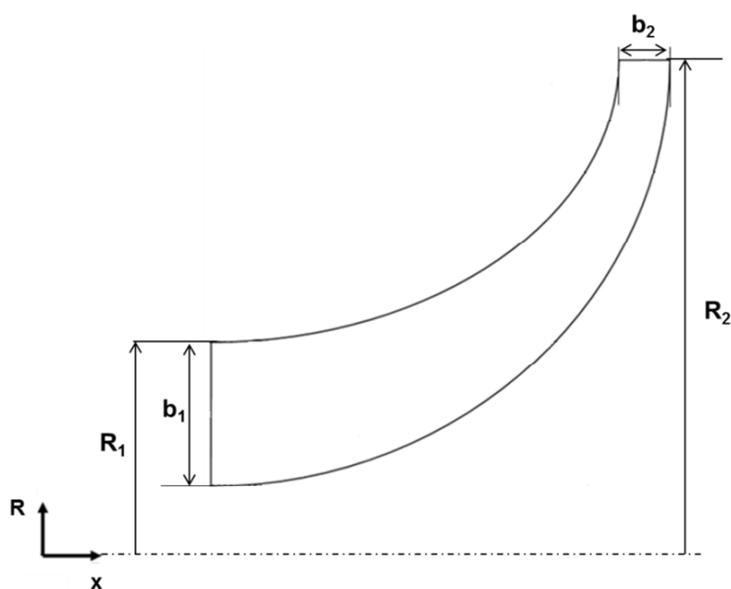
Die Auswertung der Impeller-Wirkungsgrade über Turbolader-Geometrien bis hin zu Luftfahrtanwendungen lässt sich mit Bild 3.9 zusammenfassen. Über die mittlere spezifische Drehzahl aufgetragen, lassen sich alle Wirkungsgrade einem engen Bereich zuordnen. Die obere Grenze des Bereiches stellt den Technologie-Stand neuerer Entwicklungen dar, während die untere Grenze früheren Entwicklungen entspricht.

Aus dem bekannten Eintrittszustand in den Radialverdichter, dem definierten Druckverhältnis und einer bei der Auslegung der HDT festgelegten Drehzahl kann die mittlere spezifische Drehzahl abgeleitet werden. Das Technologieniveau des Radialverdichters hängt nur noch von dem im Diffusor verursachten Druckverlust ab. Um ein hohes Technologieniveau abzubilden wird dementsprechend ein niedriger Druckverlust angenommen.



**Bild 3.9:** Darstellung des polytrophen Wirkungsgrades eines Impellers als Funktion der mittlerer spezifischen Drehzahl, nach [45]

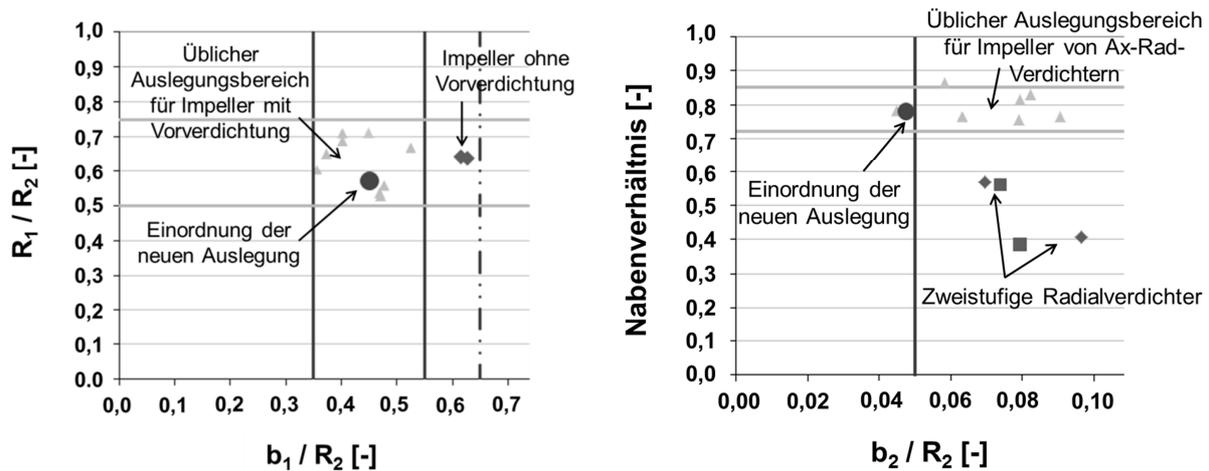
Parallel wird die Impeller-Kontur anhand zweier Diagramme, Bild 3.11, veranschaulicht und die Geschwindigkeitsdreiecke überprüft. Die geometrische Kontur eines Impellers und die relevanten Ein- und Austrittsgrößen sind in Bild 3.10 dargestellt.



**Bild 3.10:** Geometrische Bezeichnungen eines Impellers

Durch die Ein- und Austritts-Machzahlen, durch den Zuströmwinkel, die Blockage und das Nabenverhältnis werden Eintritts- und Austrittsbreite ( $b_1$  und  $b_2$ ) sowie der Austrittsradius ( $R_2$ ) beeinflusst.

Anschließend wird die erzeugte Kontur anhand geeigneter Geometriegrößen mit Erfahrungswerten ausgeführter Maschinen verglichen.



**Bild 3.11:** Einordnung der Radialverdichter-Auslegung gegenüber ausgeführten Varianten

Die Lage des ausgelegten Radialverdichters für das Technologieniveau 2020 wurde in beiden Auswertungs-Diagramme eingetragen, Bild 3.11. Die geringe Größe der Triebwerke in der betrachteten Leistungsklasse führt in der vorliegenden Arbeit zu einer kleinen Impeller-Austrittsbreite ( $b_2$ ), so dass sich das Verhältnis  $b_2/R_2$  bewusst an der Grenze des Erfahrungsbereiches befindet.

### 3.2.1.2 Turbinen

Angelehnt an das Vorgehen beim Axialverdichter wurde im Turbinenbereich ebenfalls eine Wirkungsgradstudie durchgeführt. Der Einfluss des Reynolds-Effektes und der aerodynamischen Belastung auf den Wirkungsgrad konnte durch eine Skalierung der Ringraum-Kontur und eine Variation der Leistungszahl  $\Psi = 2\Delta H/u^2$  ausgewertet werden. Der durch eine Mittelschnittrechnung ermittelte Wirkungsgradverlauf zeigt ebenfalls einen Abfall bei geringerem Durchsatz und unabhängig davon bei zunehmender Belastung. Der aus dieser Studie entnommene

Wirkungsgrad entspricht zunächst dem Technologieniveau, das für die Kalibrierung der verwendeten Mittelschnittrechnung benutzt wurde. Dieser Wirkungsgrad lässt sich nach [18] durch Annahme einer 0,13 %-igen Wirkungsgradverbesserung pro Jahr in der HDT und 0,08 % pro Jahr in der NDT auf ein gewünschtes Technologieniveau anpassen.

Um die aerodynamische Belastung gering zu halten und somit einen hohen Wirkungsgrad zu erreichen, wurden sowohl die Hochdruck- als auch die Niederdruck-Turbine zweistufig gewählt. Gegenüber einer einstufigen Turbine resultiert daraus zusätzliches Gewicht, was sich wiederum negativ auf den Brennstoffverbrauch während einer Flugmission auswirkt. Die Studie zeigt jedoch in beiden Fällen, dass bei definierter mechanischer Belastung der Wirkungsgrad-Effekt dominierend ist.

Nach Einstellung und Anpassung der Drehzahl, der Arbeitsaufteilung zwischen den Stufen, der Ein- und Austritts-Machzahl, des Zuströmwinkels, des Schaufelhöhenverhältnisses, der Blockage und der radialen Lage der Ringraumkontur für jede Turbine können die Belastung jeder Stufe im Smith-Diagramm und die Geschwindigkeitsdreiecke jeder Stufe überprüft werden. Zusätzlich wird der Abstand zu dem mechanischen Richtwert  $AN^2$  überprüft, indem diese Größe über die Umfangsgeschwindigkeit in jeder Stufe aufgetragen wird. Diese Auftragung ermöglicht unter Annahme einer Schaufel-Geometrie mit konstanter Querschnittsfläche die Prüfung der aus der Fliehkraft entstandenen Zugspannung am Schaufelfuß jeder Stufe.

Die Studie der einstufigen gegenüber der zweistufigen NDT zeigte ebenfalls, dass bei konstanter mechanischer Belastung die zweistufige NDT den höchsten Wirkungsgrad und somit den minimalen Brennstoffverbrauch bereitstellt, wenn sich ihre Lage im Ringraum soweit innen wie möglich befindet. Dies bedeutet, dass sich der Strömungsquerschnitt A der NDT reduziert hat und, dass die Drehzahl N der NDT ansteigen muss, damit die mechanische Belastung  $AN^2$  zu Gunsten des Wirkungsgrades auf einem konstant hohen Wert gehalten werden kann.

### **3.2.1.3 Brennkammer, Niederdruckwelle und Getriebe**

Die Umkehrtopfbrennkammer des Referenz-Triebwerkes wurde durch eine aktuelle Standard-Umkehrbrennkammer für Axial-Radial-Verdichterarchitekturen ersetzt. Für diese wurden Verlust- und Wirkungsgrad-Werte angenommen, die dem Technologieniveau 2020 entsprechen.

Charakteristisch für ein Wellenleistungstriebwerk ist, dass die NDT-Drehzahl und somit ebenfalls die der angetriebenen Welle während des Betriebs konstant bleibt. Da keine Änderung der Hubschrauber-Zelle vorgenommen wird, muss die Hauptrotor-Drehzahl im Auslegungspunkt somit unverändert bleiben. Es wurde jedoch gegenüber dem Referenz-Triebwerk eine höhere Drehzahl gewählt, damit trotz einer möglichst weit innen liegenden Position des NDT-Ringraumes die mechanische Belastung konstant gehalten werden kann.

Bei einem Hubschrauber wird der Unterschied zwischen Triebwerk-NDW- und Hauptrotor-Drehzahl durch ein Getriebe ausgeglichen. Somit führt die Anpassung der NDW-Drehzahl bei konstanter Hauptrotor-Drehzahl zu einer neuen Auslegung des Getriebes.

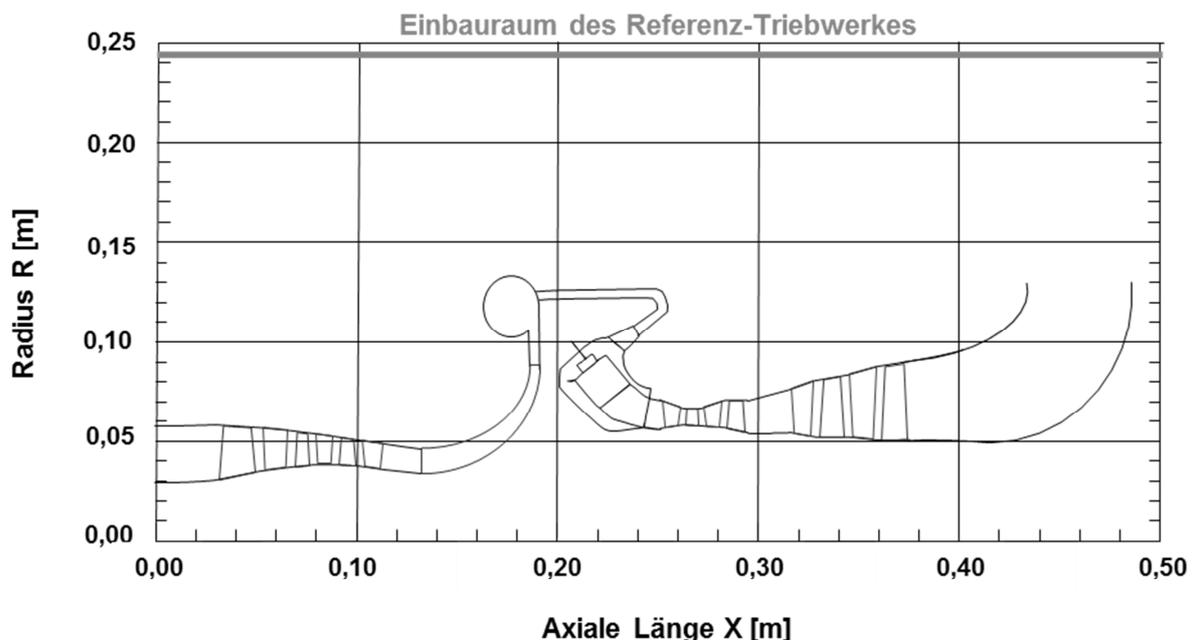
Das Getriebegehäuse und die Getrieberäder des Referenz-Triebwerkes sowie deren Gewicht werden vorgegeben. Mit einem Berechnungsverfahren von Planeten-Getrieben wurde eine Studie über den Einfluss der Eintrittsdrehzahl auf das Getriebe-Volumen und -Gewicht bei konstanter Austrittsdrehzahl durchgeführt. Es ergab sich, dass in dem relevanten Drehzahl-Variationsbereich kein größeres Getriebevolumen sondern lediglich eine Anpassung der Räder-Durchmesser und/oder –Zähneanzahl erforderlich ist. Deshalb wurde das Getriebegewicht als Summe der Getriebegehäuse- und Getrieberäder-Gewichte betrachtet, in der das Getriebe-Gehäusegewicht konstant bleibt, und das Getriebe-Rädergewicht durch eine lineare Funktion der Drehzahl angenähert wird.

### **3.2.2 Modellierung im Programm MOPEDS**

Die Anpassungen der Turbokomponenten betreffen sowohl die thermodynamische als auch die gasdynamische Rechnung, so dass in MOPEDS nur eine kombinierte Rechnung beider Disziplinen einen neuen konventionellen Arbeitsprozess ergibt.

Für die gasdynamische Auslegung wurde für jede Turbokomponente eine zweidimensionale Referenz-Ringraumkontur mit Gittergeometrie zu Grunde gelegt. Auf Basis dieser Konturen wurde zur Bestimmung des jeweiligen Wirkungsgrades eine Mittelschnittrechnung durchgeführt. Diesem ist allerdings ein bestimmter Entwicklungsstand zuzuordnen. Konkret bedeutet dies, dass die erhaltenen Wirkungsgrade durch den Einsatz eines Korrekturfaktors von dem Technologiestand des Mittelschnittverfahrens auf das gewünschte Niveau für die Modellierung gebracht werden müssen. Daraus folgt, dass in allen weiteren Studien mit diesem Modell die Korrekturfaktoren konstant gehalten werden.

Durch die Berechnung dieser beiden Disziplinen konnte die in Bild 3.12 dargestellte Ringraumkontur ermittelt werden.



**Bild 3.12:** Ringraumkontur für die Neuauslegung eines 300 kW-Wellenleistungstriebwerkes mit MOPEDS erzeugt

Diese Triebwerks-Modellierung wird zusätzlich durch eine Gewichtsrechnung ergänzt. Das Komponentengewicht wird jeweils durch „Skalierung“ einer existierenden Komponente mit dem mittleren Komponentendurchmesser nach einem MTU-internen Verfahren [1] bestimmt.

Wie bereits erwähnt, konnten die Komponenten-Gewichte und -Geometrien des Referenz-Triebwerkes genau ermittelt werden. Ausgehend von diesen werden die

Komponenten-Geometrien und –Gewichte für die Neuauslegung sowie für spätere Parameterstudien ermittelt. Die Genauigkeit des ermittelten Gewichts-Absolutwertes bleibt sekundär, sofern die Genauigkeit der Gewichtsänderung ausreichend klein ist. Dadurch wird beispielsweise die Auswertung einer Parameterstudie zum Brennstoffverbrauch während eine Flugmission ermöglicht.

### **3.2.3 Parameterstudie zur Auslegung des zukünftigen konventionellen 300 kW-Triebwerkes**

Nachdem alle Komponenten auf das Technologieniveau des Jahres 2020 angepasst wurden, erfolgte der nächste Schritt zur Verbesserung des Arbeitsprozesses in Form einer parametrischen Variation von OPR und TET untersucht. Dadurch wird der Arbeitsprozess mit optimalem Brennstoffverbrauch für die definierte Hubschrauber-Flugmission ermittelt.

#### **3.2.3.1 Randbedingungen der Parameterstudie**

Um basierend auf der Parameterstudie alle Gasturbinen aussagekräftig vergleichen zu können, muss die parametrische Variation von OPR und TET nach definierten Regeln erfolgen. Wobei das Technologieniveau aller Turbokomponenten während der Parameterstudie konstant gehalten wird. Der Durchsatz wird entsprechend der Forderung nach einem konstanten Druckverhältnis am Austrittsrohr angepasst, damit alle Auslegungen dieselbe Leistung aufweisen. Die Machzahlen werden am Ein- und Austritt aller Turbokomponenten konstant gehalten, so dass durch die Durchsatzänderung das Triebwerk jeweils skaliert wird. Das OPR wird durch eine Anpassung des Axialverdichter-Druckverhältnisses gewährleistet. Zusätzlich werden Axialverdichter- und Turbinen-Stufenzahl jeweils in Abhängigkeit der entstandenen aerodynamischen Belastung angepasst. Dies erfolgt durch Kontrolle des mittleren Stufendruckverhältnisses im Axialverdichter und des Expansionsverhältnisses in den Turbinen. Die HDW-Drehzahl wird durch eine konstante Druckzifferforderung im Radialverdichter bestimmt. Alle in der Parameterstudie betrachteten Turbinen besitzen eine geringe Schaufelhöhe des ersten HDT-Rotors. Deshalb werden sie als ungekühlt betrachtet. Schließlich werden die Nutzturbinen jeweils für eine konstante

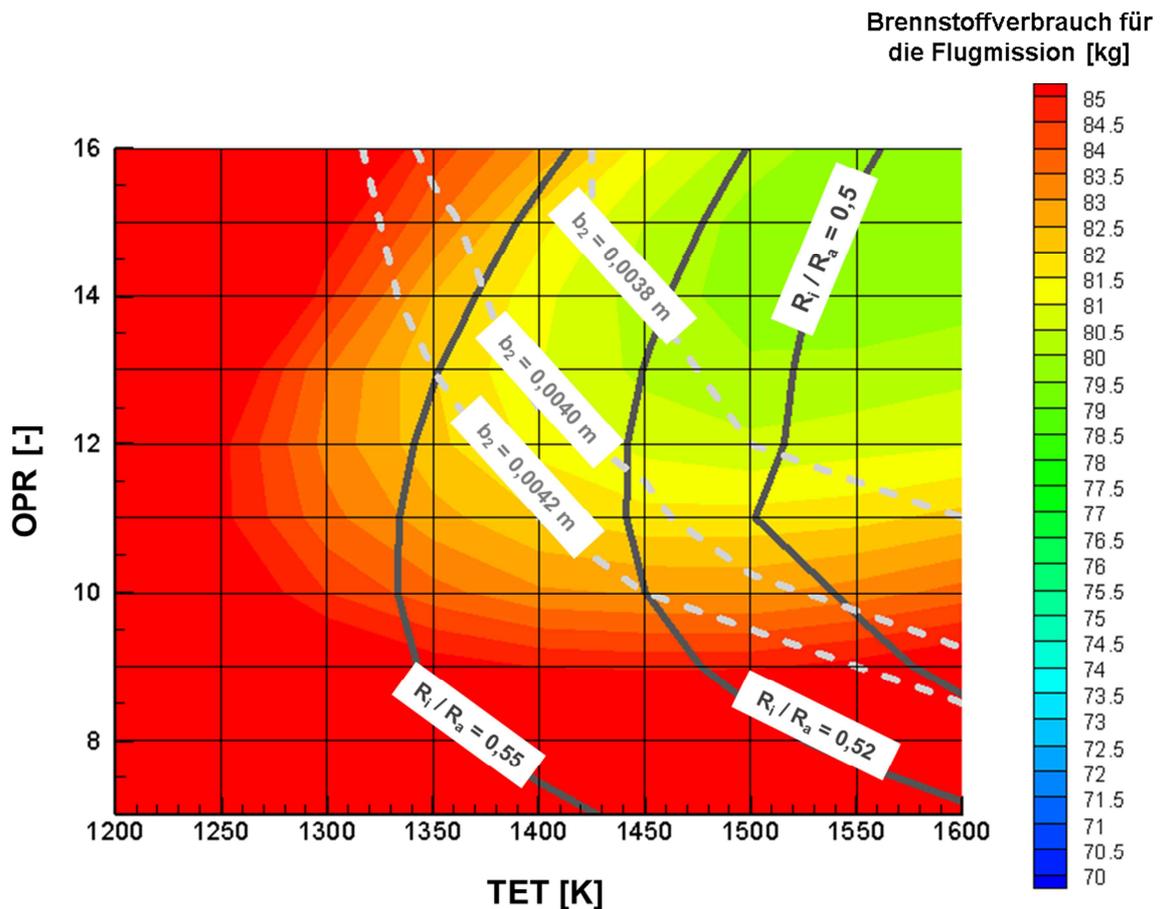
mechanische Belastung entsprechend  $AN^2$  dimensioniert, sodass sich die Drehzahl der NDW ergibt.

### **3.2.3.2 Auswertung der Ergebnisse**

Mit einer Variation des OPR zwischen 7 und 16 und der TET zwischen 1200 K und 1600 K konnte unter den genannten Randbedingungen der Brennstoffverbrauch während der 90-minütigen Transport-Mission eines Hubschraubers BO 105 CBS ermittelt werden. Dieser Brennstoffverbrauch entsteht aus der Summe der Verbräuche aller Missions-Segmente, wobei die Einzelverbräuche abhängig von den Flugbedingungen im jeweiligen Segment sind. Zu diesen Flugbedingungen gehört unter anderem das Gesamtsystemgewicht, das sich aus Hubschrauber-Leergewicht, Besatzungsgewicht, Antriebsgewicht und Brennstoffgewicht zusammenstellt. Da das Hubschrauber-Leergewicht und das Besatzungsgewicht für die gesamte Parameterstudie als konstant gewählt wurden, bleiben nur das Brennstoffgewicht und das Antriebsgewicht relevant für den Vergleich der Auslegungen. Das Brennstoffgewicht ergibt sich am Ende der Mission aus dem Brennstoffverbrauch, während das Antriebsgewicht bereits nach der Auslegung des Triebwerkes und des Getriebes feststeht. Letztendlich kann jeder Auslegung, sprich jedem Antriebsgewicht, ein Brennstoffgewicht für die gewählte Mission zugeordnet werden. Die Summe der beiden Gewichte bildet das Antriebssystemgewicht.

Wie bereits in Kapitel 2.2.1 hervorgehoben, können innerhalb einer Auslegung nicht gleichzeitig minimales Antriebsgewicht und minimaler Verbrauch, das heißt Brennstoffgewicht für die zu fliegende Mission, erreicht werden. Aus diesem Grund werden innerhalb des Variationsbereiches sowohl das Brennstoffgewicht als auch das Antriebssystemgewicht ausgewertet.

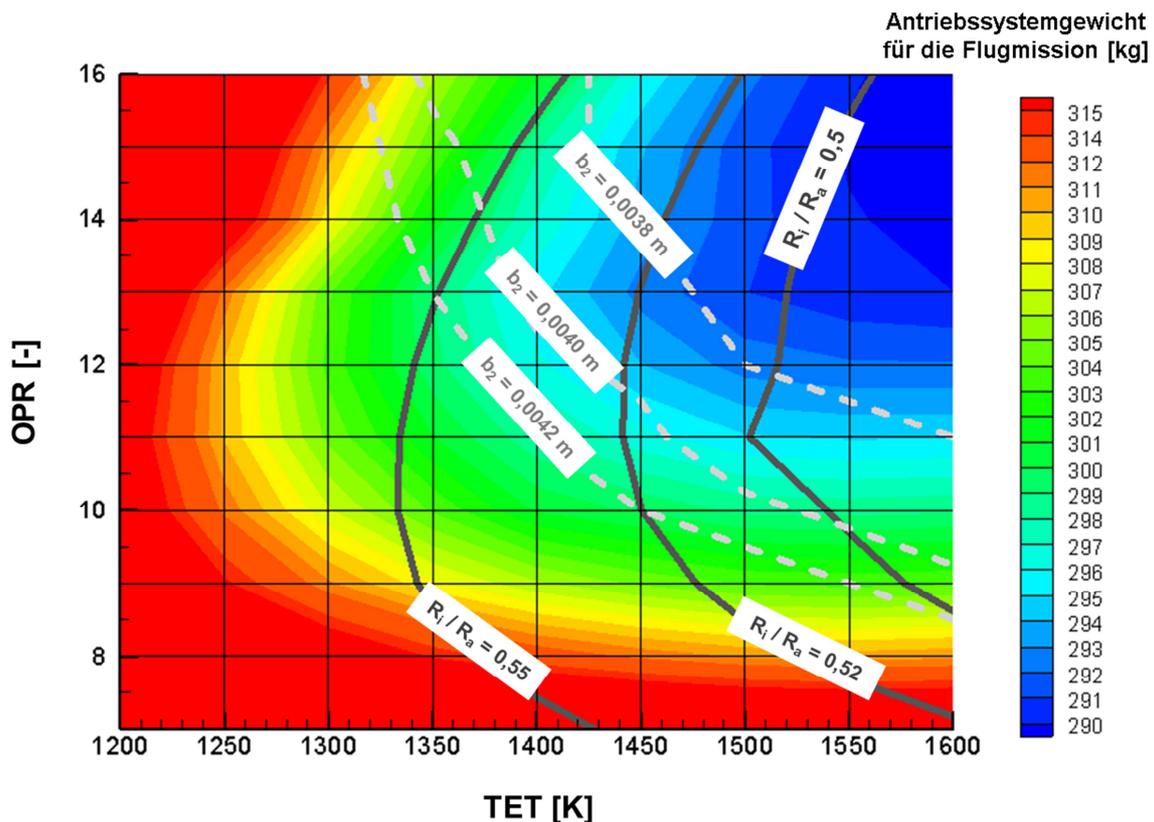
In Bild 3.13 ist der Brennstoffverbrauch für die definierte Flugmission dargestellt. Der niedrigste Brennstoffverbrauch eines 300 kW-Triebwerkes bei einer 90-minütigen Transport-Mission wird ungefähr bei einem OPR von 15 und einer TET von 1550 K erreicht.



**Bild 3.13:** Ergebnis der OPR und TET-Variation auf das Brennstoffgewicht für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen:  $b_2$  = Impeller-Austrittsbreite,  $R_i / R_a$  = NDT-Nabenverhältnis

In Bild 3.14 ist das Antriebssystemgewicht für die definierte Flugmission dargestellt. Das niedrigste Antriebssystemgewicht eines 300 kW-Triebwerkes bei einer 90-minütigen Transport-Mission wird ungefähr bei einem OPR von 15 und einer TET von 1600 K erreicht.

Die Auswahl des Auslegungspunktes im Optimum des Brennstoffverbrauches führt zu einer Verschlechterung des Antriebssystemgewichtes um 0,69 %. Dagegen führt die Auswahl des Auslegungspunktes im Optimum des Antriebssystemgewichtes zu einer Verschlechterung des Brennstoffverbrauches um 0,63 %. Angesichts des prozentual nahezu gleichen Effektes und der bereits hohen Leistungsdichte der Gasturbine im Vergleich zu anderen Antrieben, wie beispielsweise dem Dieselantrieb, wird die Auslegung für den besten Brennstoffverbrauch gewählt.

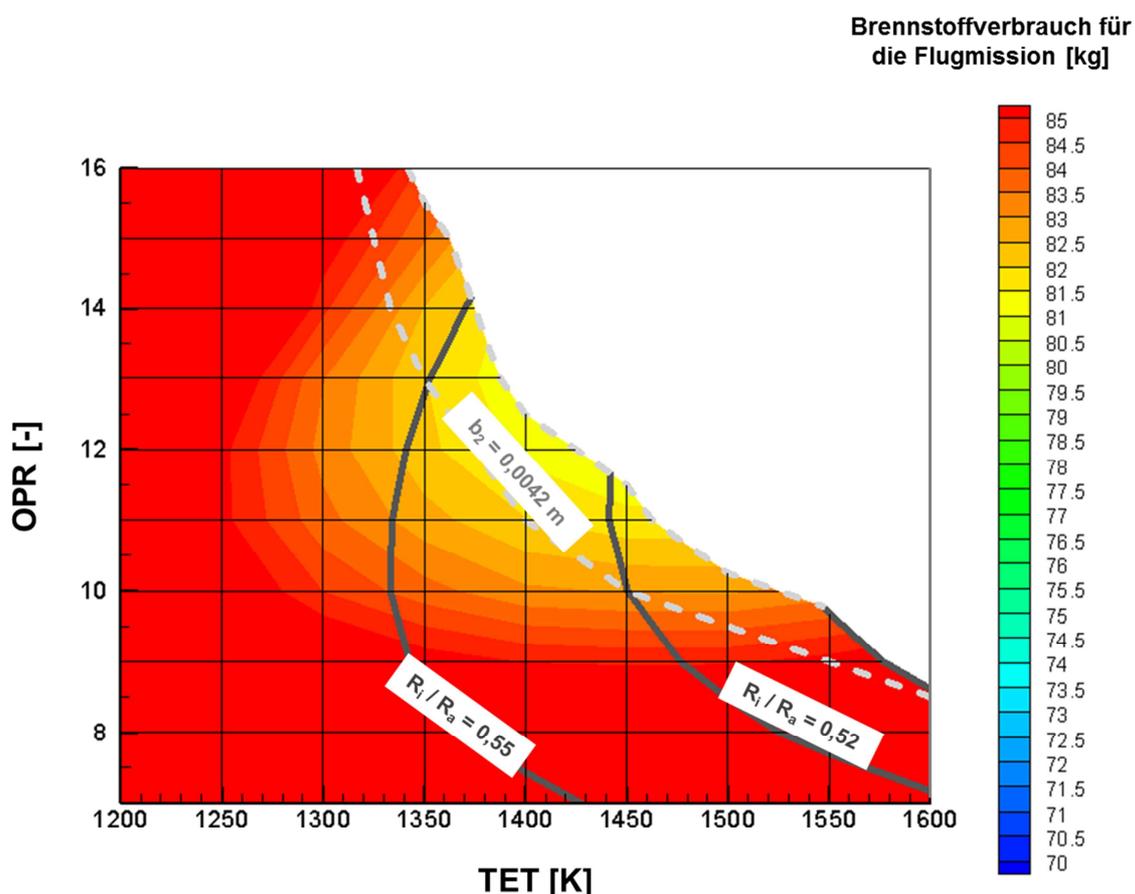


**Bild 3.14:** Ergebnis der OPR und TET-Variation auf das Antriebssystemgewicht für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen:  $b_2$  = Impeller-Austrittsbreite,  $R_i / R_a$  = NDT-Nabenverhältnis

Außerdem wurde während der Parameterstudie die Referenz-Ringraumkontur in Abhängigkeit des Durchsatzes skaliert. Damit ergeben sich für jede Kombination von OPR und TET im variierten Bereich neue Geometrien, wie beispielsweise Schaufelhöhen und Nabenverhältnisse, die bezüglich ihrer Herstellbarkeit kritisch beurteilt werden müssen. Nach der Prüfung verschiedener Parameter, wie der mechanischen Belastung in den Turbinen, den Nabenverhältnissen aller Komponenten oder der Austrittsbreite des Impellers, konnten zwei Größen, die den Lösungsbereich einschränken, identifiziert werden: die Austrittsbreite des Impellers und das Nabenverhältnis der NDT.

Diese beiden Parameter wurden ebenfalls in Bild 3.13 eingetragen. Daraus lässt sich zum einen erkennen, dass die hinsichtlich des Brennstoffverbrauches optimale OPR-TET-Kombination eine Austrittsbreite des Impellers ( $b_2$ ) unterhalb 4 mm aufweist. Jedoch kann der absolute Spalt des Impellers aufgrund der Rotordehnung und der Schwingungen im Betrieb nicht beliebig verkleinert werden, um bei abnehmender Austrittsbreite des Impellers den relativen Spalt, der Garant eines guten

Wirkungsgrades ist, konstant zu halten. Wegen den sonst zu schlechten Leistungswerten wurde für den absoluten Spalt ein minimaler Grenzwert von 0,1 mm angenommen. Damit unter dieser Randbedingung der relative Spalt nicht den eingeführten Grenzwert von 2,5 % überschreitet, muss die Austrittsbreite des Impellers größer 4 mm bleiben. Zum anderen weisen Auslegungen bei hoher TET ein zu niedriges NDT-Nabenverhältnis ( $R_i/R_a$ ) zur Platzierung der NDT-Scheiben auf. Als Kriterium wurde in Anlehnung an [18] ein minimales Nabenverhältnis von 0,5 am NDT-Austritt gewählt. Dies reduziert den möglichen Auslegungsbereich auf hohe Temperaturen aber niedrige OPR oder hohe OPR aber niedrige Temperaturen. Der schließlich übrig bleibende Auslegungsbereich wurde in Bild 3.15 nochmal zusammengefasst.



**Bild 3.15:** Eingeschränkter Auslegungsbereich für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen:  $b_2$  = Impeller-Austrittsbreite,  $R_i / R_a$  = NDT-Nabenverhältnis

Der optimale Brennstoffverbrauch befindet sich im Bereich eines OPR zwischen 11,5 und 12,5 und einer TET zwischen 1390 und 1450 K bei einer Austrittsbreite des Impellers von knapp über 4 mm und einem NDT-Nabenverhältnis zwischen 0,52 und 0,54. Unter diesen Bedingungen und bei Ausschluss einer Schaufelkühlung aufgrund einer geringen Schaufelhöhe des ersten HDT-Rotors befindet sich der Ziel-Temperaturbereich außerhalb des Anwendungsbereiches des Nickelbasis-Werkstoffes des Referenz-Triebwerkes und erfordert den Einsatz einer Nickelbasis-Einkristall-Legierung. Diese haben nach [43] ein bis hin zu 150 K höheres Temperaturpotential. Diese Werkstofftechnologie ist allerdings mit zusätzlichen Kosten aufgrund des Werkstoffpreises aber auch der Herstellung verbunden. Mit dem ursprünglichen Werkstoff konnten die Schaufeln und Scheiben preiswert integral gegossen werden, was mit dem Einsatz von Einkristallschaufeln nicht mehr möglich wäre. Letztendlich müssen die dadurch verursachten Mehrkosten in Relation zu der potentiellen Verbrauchseinsparung gesetzt werden. Angesichts der minimalen Verbrauchseinsparung von maximal 1 kg gegenüber den vermeintlich erheblichen Mehrkosten, wurde die Neuauslegung basierend auf dem ursprünglichen Werkstoff bevorzugt.

Daher erfolgt die Neuauslegung des 300 kW-Triebwerkes bei einem OPR von 12,5 und einer TET von 1350 K. Diese Auslegung weist ein Triebwerks- und Getriebe-Gewicht von insgesamt 67,5 kg auf und führt für die definierte 90-minütige Transport-Mission zu einem Brennstoffgewicht von 82 kg. Mit dem Referenz-Triebwerk wird bei einem Triebwerks- und Getriebe-Gewicht von insgesamt 72 kg für dieselbe Flugmission ein Brennstoffgewicht von 113,2 kg benötigt. Die Neuauslegung einer konventionellen 300 kW-Gasturbine für die definierte 90-minütige Transport-Mission lässt damit 27 % Brennstoffeinsparung und ein 19 % geringeres Antriebssystemgewicht gegenüber dem Referenz-Triebwerk erwarten.



## 4 Rekuperatives Triebwerk-Konzept mit Wärmetauscher-Auslegung im *Take-Off*-Betrieb

Auf Basis des derzeitigen Standes der Triebwerkstechnologie mit hohen Turbokomponenten-Wirkungsgraden und geringen Temperatursteigerungspotenzialen können signifikante Verringerungen im Brennstoffverbrauch und in den Emissionen durch Änderungen in der Triebwerksarchitektur erwartet werden. Die Einführung eines Abgaswärmetauschers stellt beispielsweise eine mögliche Änderung der Triebwerksarchitektur dar. Auch wenn die Idee nicht neu ist und in regelmäßigen Abständen wieder untersucht wurde, blieb sie in den vergangenen über 50 Jahren in der Fahrzeug- und Flugtechnik ohne Bedeutung. Gründe dafür waren das bislang einfachere Verbesserungs-Potenzial der konventionellen Arbeitsprozesse, die niedrigen Brennstoffkosten, die Unzuverlässigkeit herkömmlicher Wärmeübertrager und das Fehlen gesetzlicher Vorschriften bezüglich Brennstoff- und Emissions-Reduktion.

In diesem Kapitel wird auf die bisher übliche Auslegungsweise einer *Turboshaft*-Gasturbine mit Abgaswärmetauscher eingegangen. Dabei wurden meist der Turbosatz und der Wärmeübertrager für dieselbe Bedingung, üblicherweise im *Take-Off*-Betrieb, ausgelegt. Der Wärmeübertrager bleibt dementsprechend über alle Leistungsstufen des Triebwerkes hinweg im Betrieb.

Der erste Teil dieses Kapitels befasst sich mit der Auswahl eines geeigneten Wärmeübertragers. Dafür wird hier auf die Wärmetauscher-Strömungskonfigurationen, die möglichen Bauweisen der ausgewählten Konfiguration und die Druckverluste im Wärmetauscher näher eingegangen.

In einem zweiten Teil werden die erforderlichen Anpassungen zur Neuauslegung eines konventionellen 300 kW-Triebwerkes vorgestellt. Dies beinhaltet die Berücksichtigung zusätzlicher Druckverluste, die Erhöhung des Temperaturniveaus und die Ausstattung des Triebwerkes mit variablen Turbokomponenten.

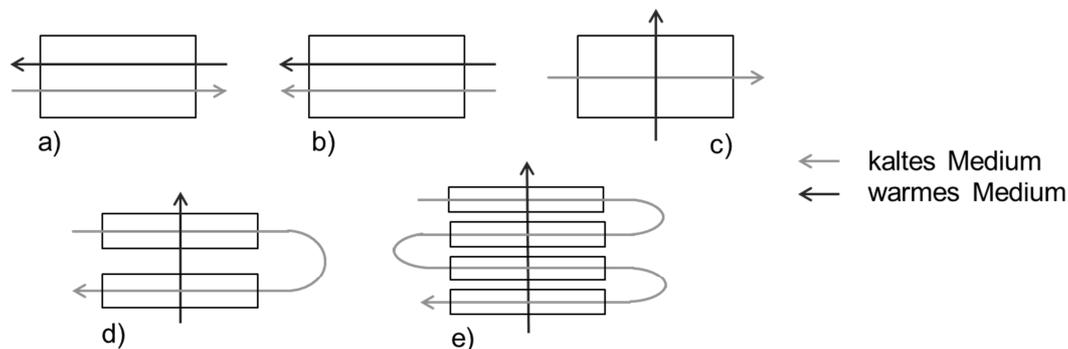
Anschließend erfolgen die Vorstellung und die Auswertung der durchgeführten Parameterstudie, in der sowohl Arbeitsprozess als auch Wärmeübertrager optimiert werden. Schließlich führen geometrische Betrachtungen hinsichtlich der

Wärmetauscher-Integration in die Gasturbine zur herkömmlichen Auslegung eines rekuperativen Wellenleistungstriebwerkes.

## 4.1 Auswahl des Wärmeübertragers

### 4.1.1 Wärmetauscher- Strömungskonfigurationen

In thermischen Maschinen, wie beispielsweise Gas- oder Dampfturbinen, erfolgt die Wärmeübertragung zwischen heißem und kaltem Fluid. Ein Wärmeaustausch kann durch verschiedene Strömungskonfigurationen, wie in Bild 4.1 dargestellt, in einer Komponente Wärmetauscher stattfinden.



**Bild 4.1:** Verschiedene Strömungskonfigurationen eines Wärmeübertragers.

a) Gegenströmer, b) Gleichströmer, c) Kreuzströmer, d) Kreuzgegenströmer zwei Passagen, e) Kreuzgegenströmer vier Passagen

Sehr effizient ist die Konfiguration des Gegenstrom-Wärmetauschers (a), in der warmes Fluid und kaltes Medium in entgegengesetzten Richtungen aneinander vorbei strömen. Hingegen weist die Konfiguration des Gleichstrom-Wärmetauschers (b), in der warmes Fluid und kaltes Medium beide in dieselbe Richtung strömen, den niedrigsten Austauschgrad auf. Dazwischen befindet sich der Kreuzstrom-Wärmetauscher (c), in dem warmes Fluid und kaltes Medium sich im 90°-Winkel kreuzen. Diese letzte Strömungskonfiguration lässt sich hinsichtlich des Austauschgrades in einen Kreuzgegenstrom-Wärmetauscher (d und e) verbessern, in dem das kalte Medium mehrfach geführt wird. Diese mehrfache Führung wird durch eine Anzahl an Passagen gekennzeichnet. Grundsätzlich gilt, je mehr Passagen, desto höher der Austauschgrad, sodass für eine sehr hohe Anzahl an

Passagen der Austauschgrad eines Gegenströmers angenähert werden kann. Dabei steigt der Austauschgrad exponentiell mit der Anzahl an Passagen, sodass das Verhältnis Komplexität oder Einbauraum zu gewonnenem Austauschgrad dazu führt, den Kreuzgegenströmer am häufigsten in einer Bauweise mit nur zwei (d) bis vier (e) Passagen auszuführen.

Der Austauschgrad lässt sich für einen Gegenströmer durch

$$\varepsilon = \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_{\max}} = \frac{1 - e^{-NTU \left(1 - \frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}}\right)}}{1 - \left(\frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}}\right) \cdot e^{-NTU \left(1 - \frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}}\right)}} \quad 4.1$$

analytisch bestimmen [27]. Ein ähnlicher Zusammenhang kann für den Gleichströmer hergeleitet werden. Der Austauschgrad des Kreuzströmers lässt sich durch eine Reihenentwicklung annähern und weist ebenfalls, wie der des Gegenströmers und des Gleichströmers, eine Abhängigkeit von

$$NTU = \frac{k \cdot A}{\dot{C}_{\min}} \quad 4.2$$

und

$$\frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}} = \frac{(c_p \cdot \dot{m})_{\min}}{(c_p \cdot \dot{m})_{\max}} \quad 4.3$$

auf. Der Austauschgrad eines Kreuzgegenströmers mit mehreren Passagen lässt sich durch

$$\varepsilon = \frac{n \cdot \varepsilon_D}{1 + (n-1) \cdot \varepsilon_D} \quad 4.4$$

als Funktion der Anzahl an Passagen  $n$  und des Austauschgrades jedes Kreuz-Durchganges  $\varepsilon_D$  errechnen [27].

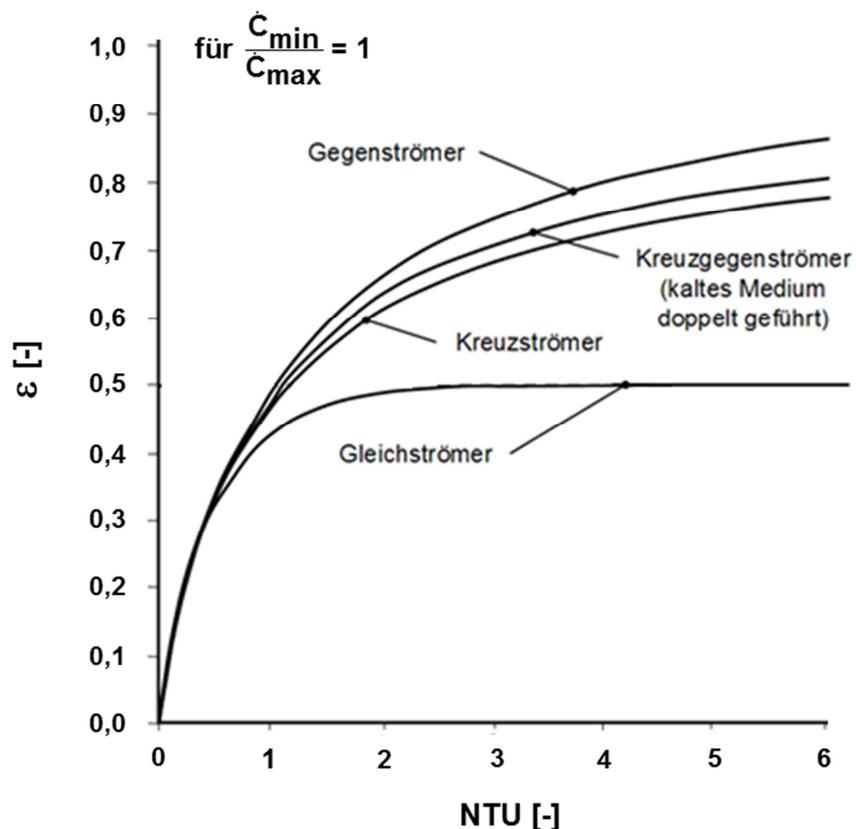
Schließlich ist der Austauschgrad für jede Strömungskonfiguration eine Funktion der Verhältnisse 4.2 und 4.3, wobei diese von den im Wärmeübertrager fließenden Medien abhängen. Im rekuperativen Arbeitsprozess findet der Wärmeaustausch zwischen heißer Gasströmung und kalter Luft statt. Diese beiden Medien weisen eine nahezu gleiche Wärmekapazität [57] auf. Außerdem wird der Wärmeübertrager sowohl im kalten als auch im heißen Strang vom Gesamtmassenstrom des Triebwerkes durchströmt. Somit führt es hier zu

$$\frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}} \sim 1$$

und der Austauschgrad ergibt sich als alleinige Funktion des NTU.

Jedoch lässt sich aus Gleichung 4.1 mathematisch schließen, dass bei einem gegebenen NTU der Austauschgrad eines Wärmeübertragers umso höher wird, je kleiner das Wärmekapazitätsverhältnis ist. Dadurch werden rekuperative Konzepte, unabhängig der gewählten Strömungskonfiguration des Wärmeübertragers, in Luftfahrtanwendungen nie den maximal möglichen Austauschgrad bei gegebenen NTU erreichen.

In Bild 4.2 sind die Verläufe des Austauschgrads als Funktion des NTU bei konstantem Wärmekapazitätsverhältnis für die vorgestellten Strömungskonfigurationen dargestellt.



**Bild 4.2:** Verlauf des Wärmetauscher-Austauschgrads als Funktion der NTU bei konstantem Wärmekapazitätsverhältnis für verschiedene Strömungskonfigurationen des Wärmeübertragers, nach [27]

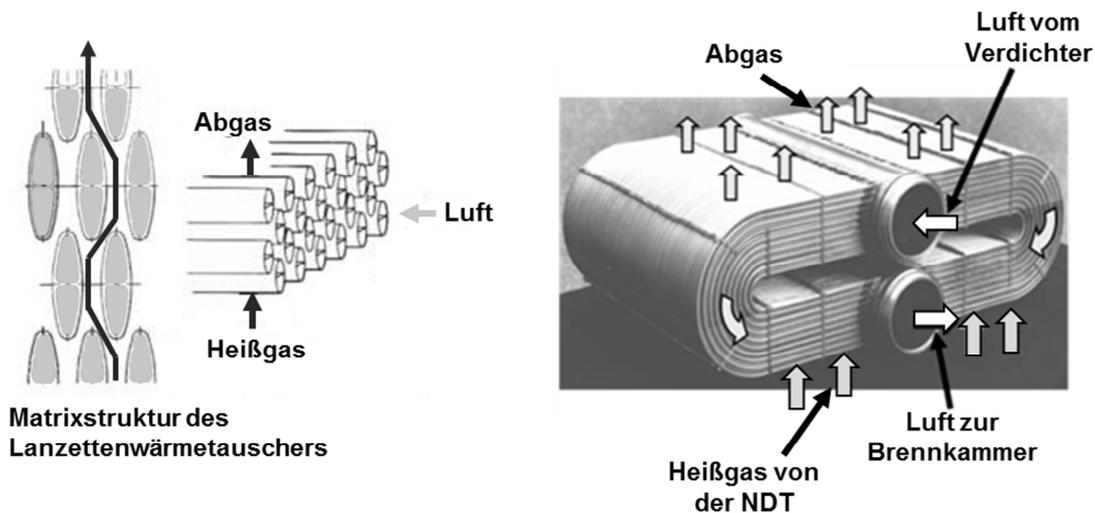
Letztendlich gilt, je größer die Wärmedurchgangsfläche  $A$ , desto höher der Austauschgrad. Ebenfalls bedeutet auch für Luftfahrtanwendungen, dass gemäß Bild 4.2 der höchste Austauschgrad mit einem Gegenstrom-Wärmetauscher erreicht wird, unmittelbar gefolgt vom Austauschgrad des Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers mit mehreren Passagen. Allerdings ist der Gegenströmer in einer Gasturbine aufgrund der erforderlichen Strömungskonfiguration mit großen Integrations-Nachteilen verbunden. Dagegen lässt sich der Kreuzgegenströmer mit weitaus weniger Nachteilen in das Triebwerk integrieren. Deshalb wird in der vorliegenden Arbeit, wie bereits häufig in Konzept-Studien für die Luftfahrt [18], [41], [14], der Kreuzgegenströmer mit zwei Passagen als Wärmetauscher-Konfiguration ausgewählt.

#### **4.1.2 Bauweisen des Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers**

Der Kreuzgegenströmer kann entweder als Rohrbündel- oder als Platten-Wärmetauscher ausgeführt werden. Der Rohrbündel-Wärmetauscher ist zwar mit einem größeren Matrix-Volumen als der Platten-Wärmetauscher verbunden, jedoch weist er eine deutlich bessere thermomechanische Ermüdungsfestigkeit auf [50]. Aufgrund seiner Bauart wird im Platten-Wärmetauscher die temperaturkontrolliert auftretende Materialdehnung behindert, was sehr schnell Risse und Undichtigkeiten in der Matrix verursacht und damit zu einem Performance-Verlust führt. Deswegen wird in der vorliegenden Arbeit der Rohrbündel-Wärmetauscher bevorzugt.

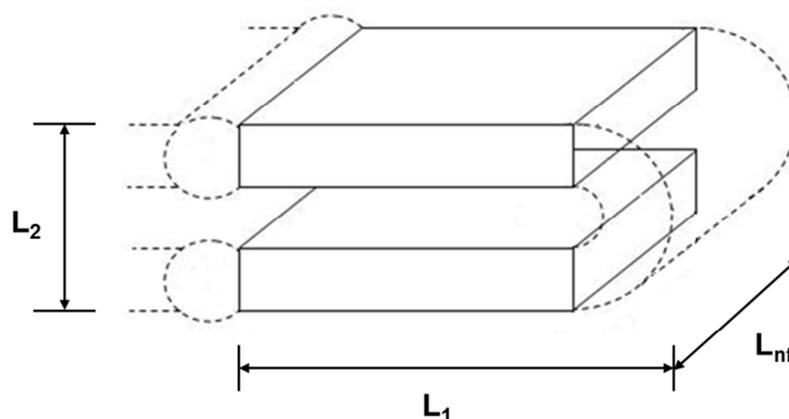
Weiterhin kann die Rohrbündel-Bauweise entweder mit kreisförmigen Röhren oder mit profilierten Röhren ausgeführt werden. Der Vorteil der profilierten Röhren, auch Lanzetten genannt, liegt in den geringeren aerodynamischen Verlusten [14].

Angesichts dieser Argumente wird in der vorliegenden Arbeit die profilierte Rohrbündel-Bauweise für den Kreuzgegenströmer gewählt. Diese Bauweise sowie ihr Funktionsprinzip sind in Bild 4.3 dargestellt. Die warme Gasströmung aus dem Turbinenausstritt fließt an den Lanzetten vorbei, während die kalte Luftströmung aus dem Verdichterausstritt im Lanzetten-Inneren strömt. Dadurch ergibt sich zunächst eine Kreuzströmung. Die kalte Luft wird über ein Zentralrohr in die Lanzetten geführt. In gleicherweise wird die erwärmte, verdichtete Luft zurückgeführt.



**Bild 4.3:** Bauweise eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers mit Lanzettenförmigem Rohrbündel, nach [6], [18]

Die in Bild 4.3 dargestellte Matrix ist symmetrisch, da sich Lanzetten auf beiden Seiten der Zentralrohre befinden. Die Matrix kann auch unsymmetrisch ausgeführt werden, indem die Lanzetten lediglich auf einer Seite der Zentralrohre angelötet werden. Eine schematische Darstellung der unsymmetrischen Matrix ist in Bild 4.4 vorhanden.



**Bild 4.4:** Schematische Darstellung der unsymmetrischen Wärmetauscher-Matrix eines Kreuzgegenströmers mit zwei-Passagen

Die „U“-Form jeder Lanzette ermöglicht die zwei Passagen des kalten Mediums durch den warmen Strom. Schließlich wird die Kreuzgegenstrom-Konfiguration durch eine passende Integration der Matrix, in der die kalte Luft auf die etwas abgekühlten

warmen Gase trifft und somit erst im zweiten Durchgang der Wärmeaustausch mit den heißen Gasen erfolgt, erreicht. Dadurch erhitzt sich das kalte Medium kontinuierlich entlang der Passagen und das warme Medium kühlt bei der Durchquerung der Matrix kontinuierlich ab.

Dieser Wärmeübertrager lässt sich für Gasströmungs-Temperaturen bis ca. 1075 K aus einem Nickelbasis-Werkstoff herstellen. Noch höhere Turbinenaustritts-Temperaturen machen den Einsatz von Keramik als Werkstoff für den Wärmeübertrager erforderlich [3], [61].

#### **4.1.3 Druckverluste im Wärmetauscher**

Selbst bei aufwendigem Herstellprozess weisen die Lanzetten eine Oberflächenrauigkeit auf, die Druckverluste sowohl in der inneren als auch in der äußeren Strömung verursacht.

Im Allgemeinen können die Druckverluste in einem Wärmeübertrager durch

$$\Delta p = \xi \cdot f \cdot \frac{\rho \cdot c^2}{2} \quad 4.6$$

errechnet werden [57], wobei die Definition des Faktors  $f$  abhängig von der Strömungskonfiguration ist. Dabei bleibt der Druckverlustbeiwert  $\xi$  über alle möglichen Strömungsfälle hinweg eine Funktion der Reynolds-Zahl.

In einem Wärmetauscher ist ein hoher Austauschgrad mit einer großen Wärmedurchgangsfläche verbunden. Eine Steigerung dieser Fläche erfolgt beim ausgewählten Kreuzgegenströmer entweder durch die Erhöhung der Anzahl an Lanzetten oder durch die Verlängerung der Lanzetten um die Passagen zu strecken. Bei gleichbleibendem Arbeitsprozess führen beide Wege zusammen grundsätzlich zu einer Abnahme der einzelnen Strömungsgeschwindigkeiten, sei es auf Seite der kalten Luftströmung oder der warmen Gasströmung. Dadurch können nach Gleichung 4.6 die Druckverluste im Wärmeübertrager minimiert werden. Jedoch wirken die beiden Wege unterschiedlich auf den Druckverlust der beiden Strömungsseiten. Um diese Effekte zu veranschaulichen wird angenommen, dass der Druckverlust im Inneren der Lanzetten sich nach dem Gesetz einer Rohrströmung mit Kreisquerschnitt verhält. Unter Betrachtung der regelmäßigen

Lanzetten-Anordnung kann in erster Näherung angenommen werden, dass die Strömung außerhalb der Lanzetten zwischen zwei Platten mit konstantem Abstand  $h$  stattfindet. Für diese Strömungsart wird in Gleichung 4.6  $f$  durch

$$f = \frac{L}{d} \quad \text{bzw.} \quad f = \frac{L}{h} \quad 4.7$$

ersetzt.

Nach Bild 4.4 kann sich die Erhöhung der Lanzetten-Anzahl entweder auf die Tiefe ( $L_{nf}$ ) oder auf die Höhe ( $L_2$ ) der Matrix auswirken. Im ersten Fall verringert sich die Strömungsgeschwindigkeit auf beiden Strömungsseiten, was nach Gleichungen 4.7 und 4.6 zu einer Abnahme des Druckverlustes sowohl auf der Kalt- als auch auf der Heiß-Seite führt. Im zweiten Fall verringert sich die Strömungsgeschwindigkeit lediglich auf der Kaltseite. Auf der Heißseite ist die Erhöhung der Lanzetten-Anzahl in die Höhenrichtung der Matrix mit einer Verlängerung der Strömungslänge  $L$  verbunden. Nach Gleichungen 4.7 und 4.6 nimmt letztendlich der Druckverlust auf der Kaltseite ab, während dieser auf der Heißseite steigt. Im Umkehrschluss kommt derselbe Effekt bei der Verlängerung der Lanzetten ( $L_1$ ) vor. Diesmal verlängert sich die Strömungslänge auf der Kaltseite. Diese Verlängerung wirkt wie eine Erhöhung der Anzahl an Lanzetten auf der Heißseite.

Schließlich lässt sich für einen gegebenen Einbauraum der Gesamtdruckverlust der Wärmetauscher-Matrix lediglich in einem geringen Bereich einstellen, damit die Integration der Matrix noch gewährleistet werden kann.

## 4.2 Triebwerksauslegung für den optimalen Wärmetauscher-Betrieb

Der Arbeitsprozess einer Turboshaft-Gasturbine mit Wärmetauscher basiert hier zunächst auf dem Ergebnis der Neuauslegung einer konventionellen Gasturbine aus Kapitel 3. Somit wird in der Auslegung der *Turboshaft*-Gasturbine mit Wärmetauscher weiterhin dasselbe Technologieniveau in den Turbokomponenten verwendet. Dafür behalten alle Turbokomponenten dieselben Stufenzahlen sowie Ein- und Austritts-Machzahlen. Durch die Beibehaltung der Drehzahlen, des Ringraums und des OPR bleibt auch die aerodynamische Belastung der Turbokomponenten konstant. Lediglich der Durchsatz wird angepasst, um den

Leistungsverlust durch die zusätzlichen Druckverluste im Wärmeübertrager zu kompensieren.

#### **4.2.1 Zusätzliche Druckverluste**

Die erste Quelle zusätzlicher Druckverluste stellt die Wärmetauscher-Matrix dar. Diese kann im Auslegungspunkt in zwei Modi gerechnet werden: entweder werden ihr Druckverlust und Austauschgrad vorgegeben oder ihre Geometrie. Im ersten Fall sind die Abmessungen (Lanzetten-Länge, Passagen-Höhe und -Tiefe) das Ergebnis und im Zweiten sind es Austauschgrad und Druckverluste.

Bei der Berechnung der Teillast-Betriebspunkte wird die bei *Take-Off* ausgelegte Matrix-Geometrie konstant gehalten, sodass sich Austauschgrad und Druckverluste ergeben.

Die zweite Quelle zusätzlicher Druckverluste ist ebenfalls mit dem Wärmeübertrager verbunden. Es handelt sich um die Druckverluste in den Zu- und Abfuhr-Rohrleitungen auf der Kaltseite und in der Zu- und Abfuhr-Ringräumen auf der Heißseite. Unter gegebenen Strömungsbedingungen lassen sie sich im Auslegungspunkt mit [57] ermitteln.

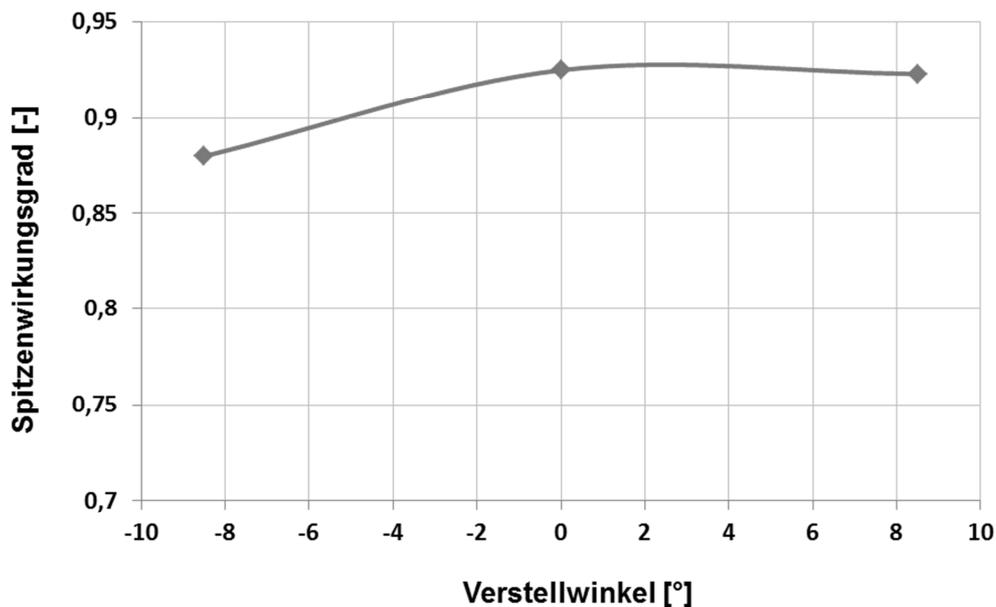
Bei der Berechnung der weiteren Teillast-Betriebspunkte werden diese Druckverluste als Funktion der Machzahl beschrieben und jeweils entsprechend angepasst.

#### **4.2.2 Turbokomponenten-Verstellung**

Wie bereits in Kapitel 2.2.3 erläutert, bietet sich im Wärmetauscher-Triebwerk zur Erhaltung der vorteilhaften hohen TET bei Teillast eine Verstellung der NDT an. Jedoch ist diese Verstellung mit einer Androsselung des Verdichters gekoppelt, was sich auf den Pumpgrenzabstand im Verdichter auswirkt. Um diesen Abstand zurückzugewinnen kann der Verdichter ebenfalls verstellt werden.

Da Verstellungen mit Wirkungsgradverlusten und zusätzlichem Gewicht verbunden sind, wurde in der vorliegenden Arbeit in mehreren Schritten vorgegangen. Zunächst wurde ausschließlich die NDT verstellbar ausgeführt, um das Temperaturniveau der konventionellen Auslegung zu halten. Zur Berechnung des Teillast-Betriebs wird das

Kennfeld einer verstellbaren NDT verwendet. In der vorliegenden Arbeit wird ein gerechnetes NDT-Kennfeld der NASA angewendet, für das drei Winkelstellungen vorhanden sind [10]. Um die TET der konventionellen Auslegung zu halten, stellte sich heraus, dass die Verstellung über den gesamten Verstellbereich der Turbine erfolgen muss. In Bild 4.5 ist der Spitzenwirkungsgrad der gewählten Verstell-NDT über den gesamten vorhandenen Verstellbereich von  $+8,5$  bis  $-8,5^\circ$  dargestellt.



**Bild 4.5:** Auftragung der Spitzenwirkungsgrade der Verstell-NDT über den dazugehörigen Verstellwinkel [10]

Wellenleistungstriebwerke sind bei maximaler Leistungsanforderung im Normalbetrieb ausgelegt. Diese dimensioniert die Strömungsfläche. Deshalb sollte der Verstellwinkel in diesem Punkt am oberen Ende des Verstellbereiches gewählt werden, damit die Strömungs-Querschnittsfläche in Teillast maximal reduziert werden kann, um die TET auf konstantem Niveau zu halten. Nach Bild 4.5 besitzt die  $0^\circ$ -Verstellung den höchsten Spitzenwirkungsgrad. Jedoch wird für die Auslegung eine Winkelstellung von  $8,5^\circ$  gewählt. Aus dem Grund muss der Auslegungswirkungsgrad so angepasst werden, dass das gewählte Technologieniveau während der gesamten Verstellung nicht überschritten wird. Dazu ist ebenfalls in Bild 4.5 zu beobachten, dass der Spitzenwirkungsgrad bei Verstellwinkeln unterhalb  $0^\circ$  besonders stark abnimmt. Daraus entstehen zwei Verstell-Strategien: zum einen muss der Wirkungsgradverlust akzeptiert werden, um

die Temperatur auf einem konstanten Wert zu halten, zum anderen kann die Verstellung nur im hohen Wirkungsgradbereich zugelassen werden, was mit einer Temperatur-Absenkung in tiefer Teillast verbunden ist. Die Auswertung beider Verstell-Strategien in Hinblick auf den Brennstoffverbrauch der 90-minütigen Transport-Mission zeigte, dass das Temperaturniveau stärker als der Wirkungsgradverlust eingeht.

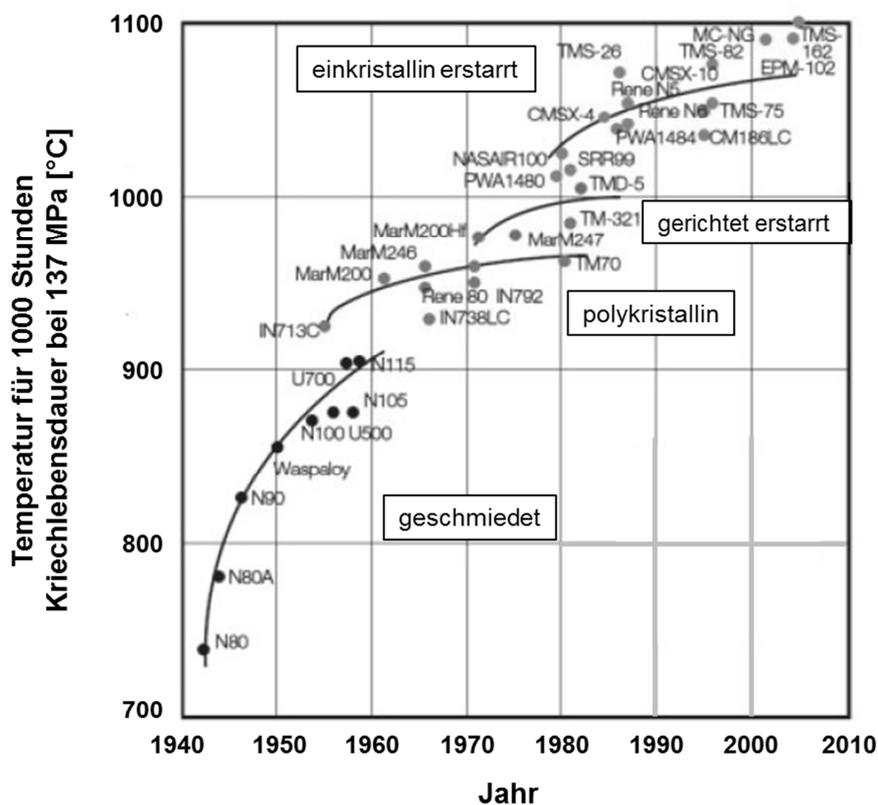
Nachdem die Verstell-Strategie der NDT festgelegt war, wurden in einem zweiten Schritt die Effekte dieser Verstellung auf den Verdichter ausgewertet. Letztendlich ließ sich die Verstellung des Verdichters nicht vermeiden, um einen minimalen Pumpgrenzabstand von gewählten 20 % zu gewährleisten. Jedoch konnte für die gesamte Flug-Mission sowohl die TET konstant gehalten als auch der minimale Pumpgrenzabstand eingehalten werden.

#### **4.2.3 Temperaturniveau**

Wie bereits in Kapitel 2.2.2 erläutert, bietet sich die Auswahl einer hohen TET bei einem Wärmetauscher-Triebwerk an. Dadurch steigt die ausgetauschte Wärmemenge im Arbeitsprozess, was sich positiv auf den Brennstoffverbrauch auswirkt.

Bei der Neuauslegung einer konventionellen *Turboshaft*-Gasturbine in Kapitel 3 wurde die TET auf dem Temperaturniveau des Referenz-Triebwerkes gehalten. Diese leicht reduzierte TET führt für die 90-minütige Transport-Mission zu einem geringfügig erhöhten Brennstoffverbrauch und besitzt einen erheblichen Kostenvorteil. Jedoch muss in Folge der Wärmetauscher-Integration in den Arbeitsprozess dieses Temperaturniveau erhöht werden, um das Verbesserungspotenzial dieses Konzeptes auszuschöpfen. Allerdings, wie in Kapitel 3 gezeigt, besitzt die HDT eine geringe Höhe der ersten Rotorscheufel, was beim Wärmetauscher-Triebwerk ebenfalls zu einer ungekühlten HDT führt. Letztendlich kann die TET nur durch den Einsatz eines besseren HDT-Werkstoffes, der eine höhere Temperaturbeständigkeit besitzt, gesteigert werden. Dieser Werkstoff wird anhand von Bild 4.6 ausgewählt.

Bild 4.6 stellt die Entwicklung der zulässigen Werkstofftemperatur für eine konstante Kriechlebensdauer bei konstanter Spannung über die Jahre dar. Der HDT-Werkstoff des Referenz-Triebwerkes, Mar-M247, ist ein konventioneller Guss-Werkstoff, der Mitte der 60er Jahre mit dem Triebwerk zusammen entstanden ist. Er besitzt eine Temperaturbeständigkeit von 960 °C bei 1000 Stunden Kriechlebensdauer und einer Spannung von 137 MPa [43]. Aktuell kann unter denselben Bedingungen durch einkristalline Erstarrung und chemische Optimierungen eine Temperaturbeständigkeit bis hin zu 1100 °C erreicht werden. An dieser Art von Werkstoffen wird weiter geforscht, sodass bis zum Jahr 2020 mit der nächsten Generation von einkristallinen Superlegierungen zu rechnen ist.



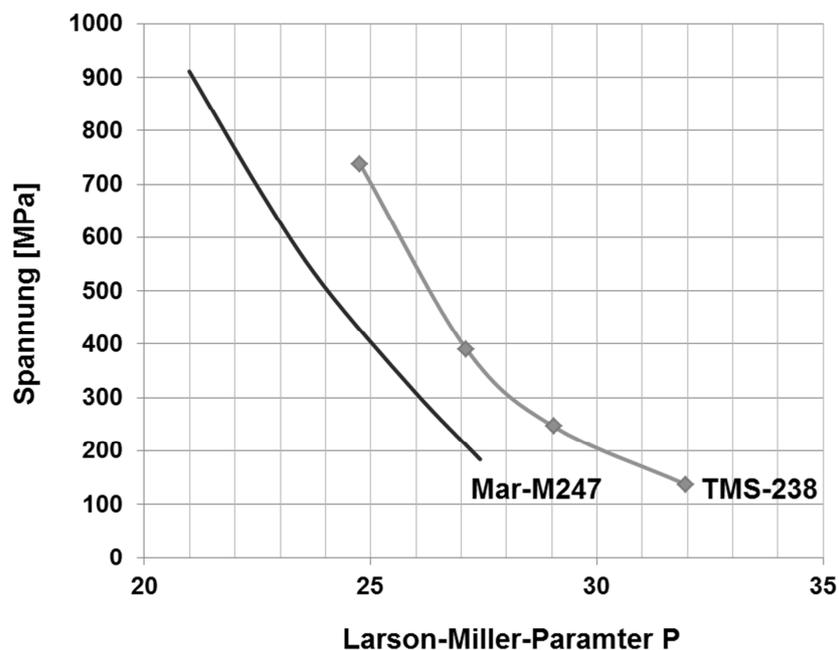
**Bild 4.6:** Entwicklung des Werkstofftyps und der Werkstofftemperatur für eine konstante Kriechlebensdauer bei konstanter Spannung über die Jahre, nach [43]

Aus Bild 4.6 wird unter denselben Bedingungen eine Temperaturbeständigkeit von ca. 1110 bis 1120 °C abgeleitet. Es kann also bei 1000 Stunden Kriechlebensdauer und einer Spannung von 137 MPa ein Potenzial von 150 °C zwischen dem ursprünglichen Werkstoff und dem besteinsetzbaren Werkstoff im Jahr 2020

vorhergesagt werden. Diese Abschätzung wird anhand [28] mit der Entwicklungslegierung TMS-238 bestätigt. Das Temperaturpotenzial zwischen MarM246 und einem einkristallinen Werkstoff der sechsten Generation wird für jegliche Spannungen und Kriechlebensdauern als konstant angenommen.

Das Referenz-Triebwerk ist für eine Lebensdauer des HDT-Moduls von 3000 Stunden zugelassen, wobei Take-Off jeweils maximal 5 Minuten dauern darf. Unter diesen Randbedingungen soll das Referenz-Triebwerk 2000 *Take-Off*-Zyklen, sprich 167 Stunden *Take-Off*-Temperatur, überstehen. Jedoch wird beim Wärmetauscher-Triebwerk die TET während der gesamten 90-minütigen Flugmission konstant auf dem *Take-Off*-Temperaturniveau gehalten, sodass das Wärmetauscher-Triebwerk 18 Mal so lange die *Take-Off*-Temperatur wie das Referenz-Triebwerk aushalten muss. Aus diesem Grund kann der neue Werkstoff nicht bei einer um 150 K gesteigerten TET eingesetzt werden, sondern es muss noch ein Temperaturabschlag erfolgen.

Nach [16] und [28] können in Bild 4.7 die Spannungsabhängigkeiten der beiden Werkstoffe für Kriechbruch als Funktion des Larson-Miller-Parameters P aufgetragen werden.



**Bild 4.7:** Larson-Miller-Parameter der Werkstoffe Mar-M247 und TMS-238 für Kriechbruch, nach [16] und [28]

Dieser Parameter ist durch

$$P = \frac{(T_c + 273)(20 + \log t)}{1000} \quad 4.8$$

definiert. Damit sind bei jedem Werkstoff Spannung und erreichbares Temperaturniveau des Werkstoffes durch eine Lebensdaueranforderung  $t$  verbunden. Im Umkehrschluss kann durch Gleichung 4.8 für jeden Werkstoff der Einfluss einer Temperaturerhöhung auf die Lebensdauer berechnet werden.

Unter Annahme, dass die angesetzte absolute Temperatur auch zu der gewählten Spannung passt, lässt sich für beide Werkstoffe nachweisen, dass eine Temperaturveränderung von 17 K zu einer Halbierung bzw. Verdopplung der Lebensdauer führt.

Das Wärmetauscher-Triebwerk muss die schädigungsrelevante *Take-Off*-Temperatur 18 Mal länger als das Referenz-Triebwerk ertragen können. Dadurch würde sich die Lebensdauer gemäß Gleichung 4.9 um den Exponenten  $x$  halbieren.

$$2^x = 18 \quad 4.9$$

Die  $x$ -malige Lebensdauerhalbierung kann mit Hilfe der abgeleiteten Temperaturkorrelation von 17 K gemäß Gleichung 4.10 in eine Temperaturdifferenz übertragen werden.

$$\Delta T = x \cdot 17K = \frac{\ln 18}{\ln 2} \cdot 17K = 70 K \quad 4.10$$

Als Folge dieser Herleitung wird die TET des Arbeitsprozesses mit Wärmetauscher auf 1420 K gesetzt.

## 4.3 Auswertung und Wärmetauscher-Integrationsmöglichkeiten

### 4.3.1 Randbedingungen der Parameterstudien

Nach [12] ergibt sich ein hinsichtlich des spezifischen Brennstoffverbrauches optimaler Arbeitsprozess für den Wärmetauscherbetrieb unter folgenden Bedingungen: der Wärmetauscher sollte für eine TET von 1420 K und einen Austauschgrad unterhalb 60 % mit einem OPR von etwa 8 betrieben werden. In der vorliegenden Arbeit wird der Brennstoffverbrauch für eine Flugmission ausgewertet,

in der sich der größte zeitliche Anteil der Mission im Reiseflug befindet. Folglich gilt, je besser der spezifische Verbrauch im Reiseflug, desto geringer der Brennstoffverbrauch auf der gesamten Flugmission. Deshalb muss hier der Wärmeübertrager speziell im Reiseflug optimal betrieben werden, sprich nach [12] bei einem OPR von etwa 8. Dieses wird durch eine Parameterstudie bezüglich des OPR im Auslegungspunkt *Take-Off* überprüft. Bei konstanter Leistungsforderung wurde die TET dabei ebenfalls konstant auf 1420 K gehalten.

Dazu wurden dieselben Randbedingungen wie für die Parameterstudie in Kapitel 3 angesetzt. Der Durchsatz wurde entsprechend der Forderung eines konstanten Druckverhältnisses am Austrittsrohr angepasst und die Wirkungsgrade so gewählt, dass nach wie vor ein konstantes Technologieniveau des Jahres 2020 abgebildet wird. Die Machzahlen sind am Ein- und Austritt aller Turbokomponenten konstant gehalten, so dass durch die Durchsatzänderung das Triebwerk in seiner Größe skaliert wird. Das OPR wird durch eine Anpassung des Axialverdichter-Druckverhältnisses gewährleistet. Zusätzlich werden Axialverdichter- sowie Turbinen-Stufenzahl jeweils in Abhängigkeit von der entstandenen aerodynamischen Belastung angepasst. Die HDW-Drehzahl wird durch eine konstante Druckzifferforderung im Radialverdichter bestimmt. Alle in der Parameterstudie betrachteten Turbinen besitzen eine geringe Schaufelhöhe des ersten HDT-Rotors. Eine aktive Kühlung ist daher nicht möglich. Deswegen werden sie als ungekühlt betrachtet. Schließlich werden die Nutzturbinen jeweils für eine konstante mechanische Belastung über die Größe  $AN^2$  dimensioniert, sodass sich die Drehzahl der NDW ergibt.

Außerdem erfolgt ebenfalls eine Parameterstudie hinsichtlich der Wärmetauscher-Parameter Austauschgrad und Gesamtdruckverlust (Summe der Druckverluste auf der Kalt- und Warm-Seite). Für jede neue Kombination aus Austauschgrad und Druckverlusten entsteht eine neue Wärmetauscher-Geometrie, für die das jeweilige Matrix-Gewicht bestimmt werden kann. Ebenfalls ergibt sich bei jeder Auslegung ein Durchsatz, durch den die Leistung konstant gehalten wird. Mit dieser Information können die Durchmesser der Zu- und Abfuhrrohrleitungen oder Ringräume zum Wärmeübertrager errechnet werden und somit deren Gewicht. Das Triebwerks-Gewicht berechnet sich somit aus der Summe des Wärmetauscher-Matrix-Gewichtes und der Gewichte der Zu- und Abfuhrrohrleitungen und Ringräume. Dadurch wird der

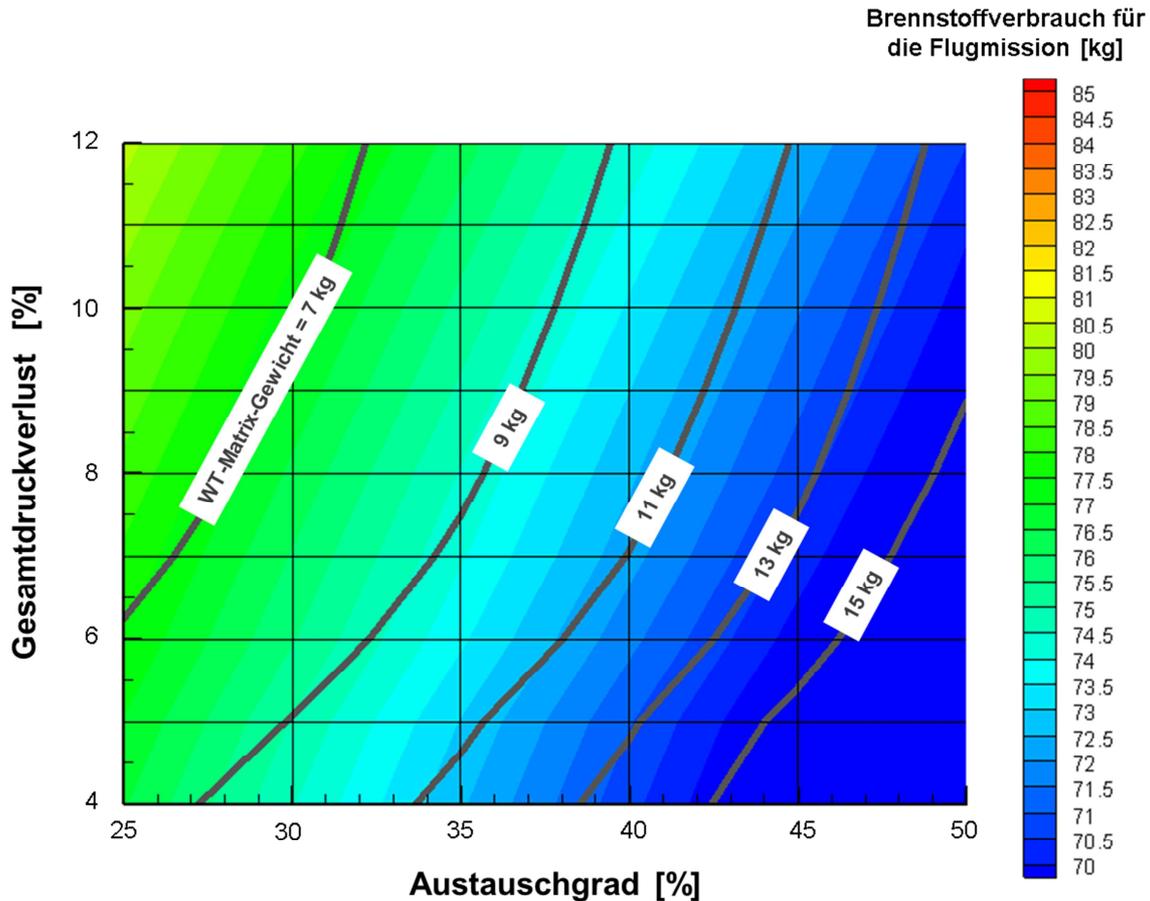
Einfluss des durch den Wärmeübertrager zusätzlich verursachten Antriebsgewichtes während der Flugmission des Hubschraubers berücksichtigt.

#### **4.3.2 Ergebnisse der Parameterstudie**

Die Parameterstudie zeigt bei der gewählten 90-minütigen Transport-Mission des Referenz-Hubschraubers, dass für das Wellenleistungstriebwerk mit Wärmetauscher im Reiseflug ein hinsichtlich des Brennstoffverbrauches optimales OPR von 8,2 erreicht wird. Dies erfolgt für ein Auslegungs-OPR von 13,5 im *Take-Off*.

Der Austauschgrad des Wärmetauschers wurde von 25 % bis 50 % und einen Gesamtdruckverlust von 4 % bis 12 % variiert. Für jeden der somit definierten Wärmeübertrager konnte der Brennstoffverbrauch während der 90-minütigen Transport-Mission ermittelt werden. Dieser ist für ein Auslegungs-OPR von 13,5 in Bild 4.8 dargestellt.

Wie bereits in Kapitel 2.2.2 und Kapitel 4.1 geschildert, wird bei steigendem Austauschgrad und Verringerung des Druckverlustes im Wärmetauscher der Brennstoffverbrauch für die Flugmission immer niedriger. Jedoch ist in Bild 4.8 ebenfalls zu beobachten, dass hohe Austauschgrade aufgrund der benötigten großen Wärmeaustauschfläche zugleich mit einer schwereren Wärmetauscher-Matrix und somit allgemein mit einem schwereren Wärmeübertrager verbunden sind. Damit die Zuladungsmöglichkeit des Hubschraubers nicht beeinträchtigt wird, darf das Antriebssystemgewicht das des konventionellen Antriebs nicht übersteigen. Um diese Randbedingung zu erfüllen, muss für die gewählte Missionsdauer das Zusatzgewicht des Wärmetauscher-Antriebs durch die Brennstoffeinsparung während der Flugmission kompensiert werden. Aus diesem Grund werden Austauschgrad und Gesamtdruckverlust des Wärmetauscher-Triebwerkes nicht direkt gewählt, sondern ergeben sich als Optimum zwischen Antriebssystemgewicht und Wärmetauscher-Gewicht für eine gegebene Flugdauer. Weiterhin bedeutet dies, dass bei einer längeren Flugmission die weitere Brennstoffeinsparung einen schwereren Wärmeübertrager, sprich einen Wärmetauscher mit höherem Austauschgrad, erlauben würde.

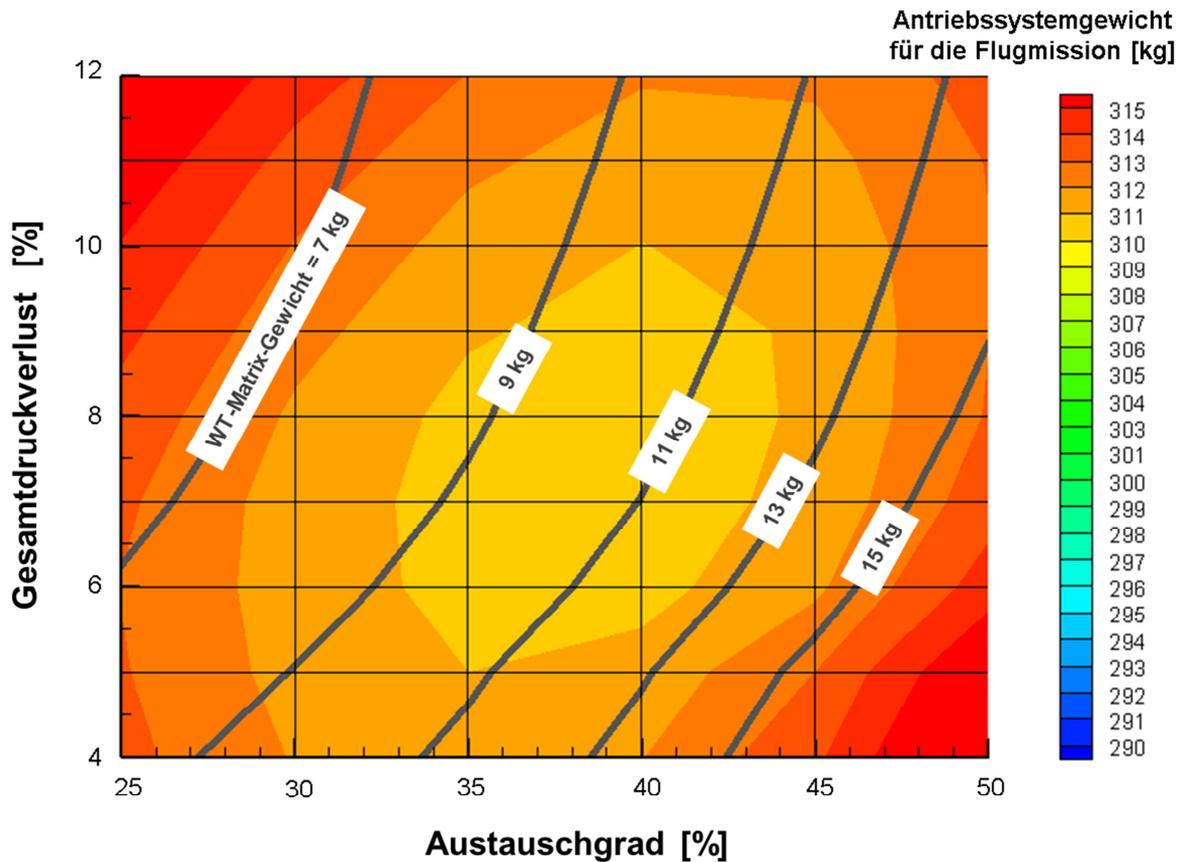


**Bild 4.8:** Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher auf das Brennstoffverbrauch eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher

Das Optimum des Antriebssystemgewichtes mit Wärmetauscher für die 90-minütige Flugmission ist in Bild 4.9 dargestellt.

Zunächst ist festzustellen, dass im Gegensatz zu dem Ergebnis in Kapitel 3 die Minima des Brennstoffverbrauches und des Antriebssystemgewichtes für recht unterschiedliche Auslegungen eintreten.

Damit das 300 kW-Wärmetauscher-Triebwerk mit einer TET von 1420K bei einer 90-minütigen Transport-Mission mit dem konventionellen Triebwerk wettbewerbsfähig bleibt, wird der Arbeitsprozess für ein OPR von 13,5 und einen Wärmetauscher mit ca. 35 % bis 40 % Austauschgrad und insgesamt 6 % bis 9 % Gesamtdruckverlust ausgelegt. Abhängig vom gewählten Austauschgrad, wiegt die Wärmetauscher-Matrix in diesem Bereich zwischen 9 und 11 kg.



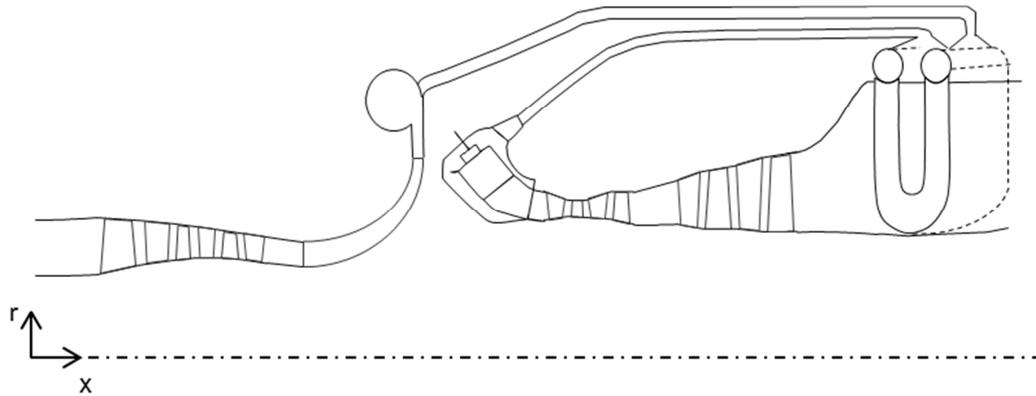
**Bild 4.9:** Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher

#### 4.3.3 Betrachtung der Installationsauswirkungen

Nachdem der Auslegungsbereich eingeschränkt wurde, muss geprüft werden, ob sich die damit verbundenen Abmessungen des Wärmeübertragers innerhalb dieses Bereiches tatsächlich in das Triebwerk integrieren lassen.

Da keine Änderungen der Zelle vorgenommen werden, soll der Abstand zwischen Triebwerk und Hauptrotor des Hubschraubers unverändert bleiben. Folglich darf das Wärmetauscher-Triebwerk den Einbauraum des Referenz-Triebwerkes nicht überschreiten. Daher wird der zulässige Austrittradius des Triebwerkes auf 24,5 cm gesetzt.

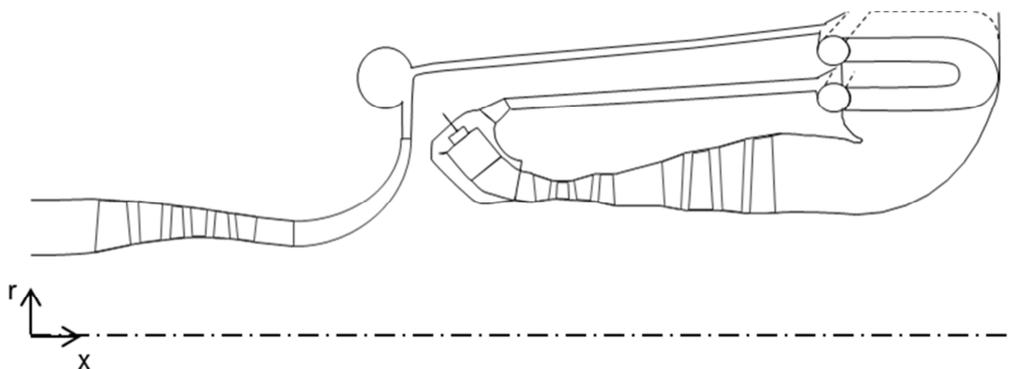
Um die Strömungskonfiguration des Kreuzgegenströmers einzuhalten kann der Wärmetauscher in drei Richtungen platziert werden. Bild 4.10 zeigt die erste Einbau-Konfiguration I.



**Bild 4.10:** Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration I eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine

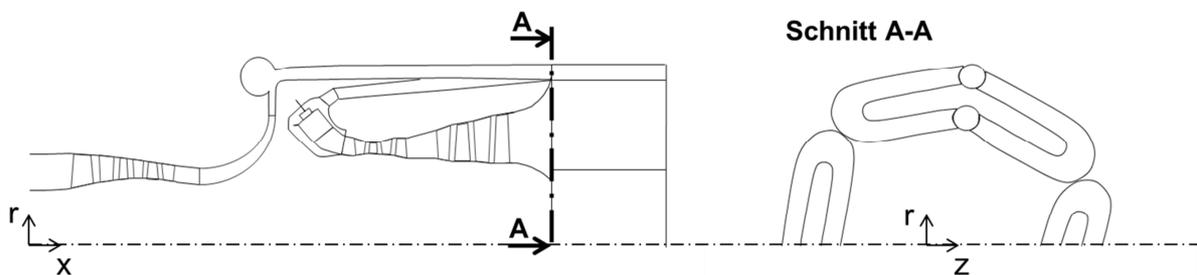
Die Lanzetten-Wärmetauschermatrix ist nicht symmetrisch gewählt. Ihre Zentralrohre werden in radialer Richtung außen platziert während die Lanzetten-Umlenkung sich auf Höhe des NDT-Innenradius befindet. Zahlreiche Wärmetauscher bedecken kreisförmig die Austrittsfläche, sodass die Gasströmung nach der NDT ohne Umlenkung durch den Wärmetauscher fließt.

In der zweiten Einbau-Konfiguration II in Bild 4.11, ist der Wärmeübertrager ebenfalls nicht symmetrisch ausgeführt und im Radius betrachtet oberhalb der NDT platziert. Acht Wärmetauscher-Elemente umschließen den Umfang des Triebwerkes. Um die Zu- und Abfuhr der kalten Luft konstruktiv günstig zu gestalten, zeigen die Zentralrohre in die Richtung des Verdichters und der Brennkammer. Die Gasströmung wird nach der NDT um  $90^\circ$  umgelenkt bevor sie durch den Wärmetauscher fließt.



**Bild 4.11:** Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration II eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine

Bild 4.12 erläutert die dritte und letzte Einbau-Konfiguration III, in der der Wärmetauscher im Radius betrachtet immer noch oberhalb der NDT platziert ist aber im Vergleich zu der Einbau-Konfiguration II um  $90^\circ$  zur radialen Achse gedreht wurde. Außerdem ist die Matrix diesmal symmetrisch gewählt aber die Lanzetten stehen im Gegensatz zu bisher nicht mehr im  $90^\circ$ -Winkel zur radialen Achse des Triebwerkes durch die Zentralrohre sondern im  $45^\circ$ -Winkel. Somit kann mit drei derartigen symmetrischen Wärmeübertragern der Umfang des Triebwerkes beschrieben werden. Dadurch muss auch hier die Gasströmung nach der NDT um  $90^\circ$  umgelenkt werden bevor sie durch den Wärmetauscher fließen kann.



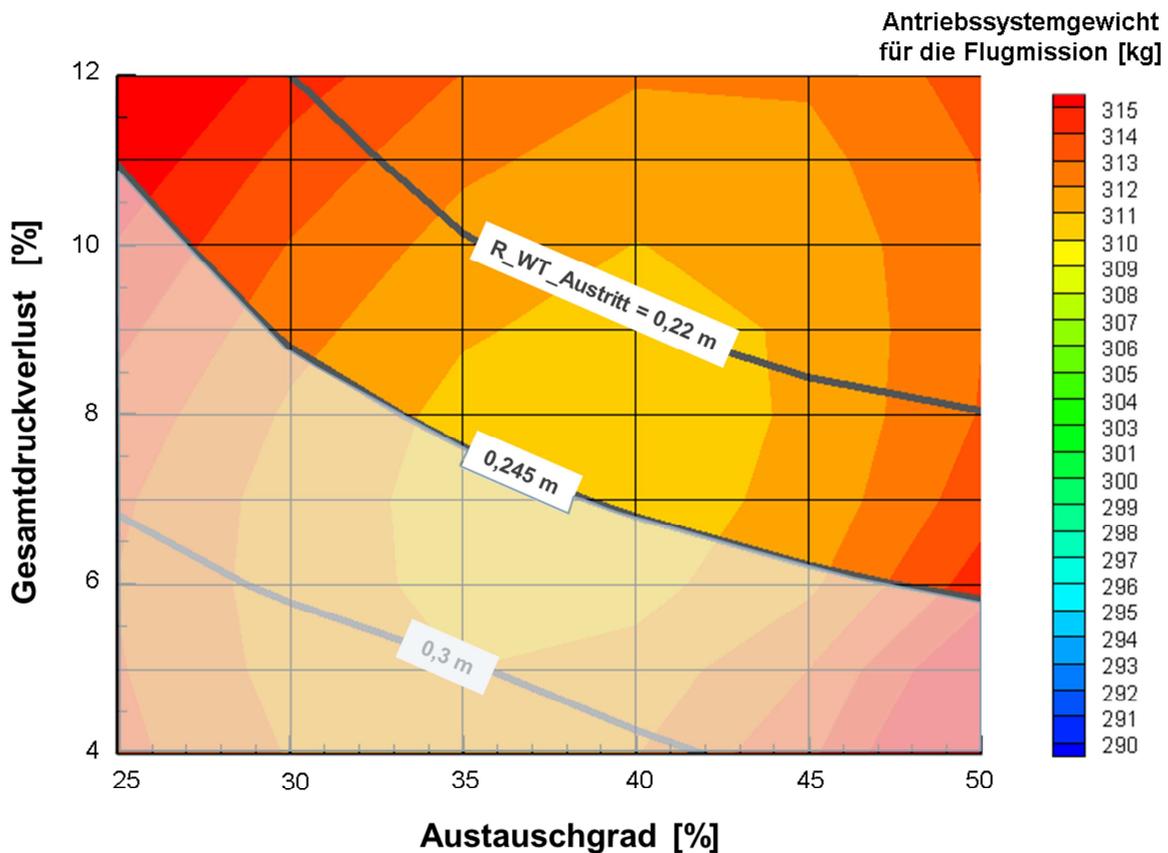
**Bild 4.12:** Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration III eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine

Um den zulässigen Austrittsradius nicht zu überschreiten muss in der zweiten und dritten Konfiguration die Höhe der Wärmetauscher-Passage minimiert werden, während in der ersten Konfiguration die Lanzetten-Länge maßgebend ist. Nach Kapitel 4.1.3 erfolgt dies durch eine geeignete Aufteilung des Gesamtdruckverlustes zwischen Kalt- und Warmseite des Wärmeübertragers. Typischerweise verlangt die zweite und dritte Konfiguration nach einem geringen Druckverlust auf der Warmseite und umgekehrt für die Erste. Diese Eigenschaft führte zu einer Selektion der betrachteten Einbau-Konfigurationen. Die Druckaufteilung zwischen Kalt- und Warmseite wurde hinsichtlich einer geringen Wärmetauscherhöhe optimiert, damit die zweite und dritte Konfiguration bewertet werden kann.

#### 4.3.4 Vergleich der Ergebnisse der drei Wärmetauscher-Einbaukonfigurationen

Das Ergebnis für die Einbau-Konfiguration II ist in Bild 4.13 dargestellt.

Zusätzlich zu dem aufgetragenen Antriebssystemgewicht, wird in Form von Linien konstanter Austrittsradii ( $R_{WT\_Austritt}$ ) der Wärmetauscher-Austrittsradius in Abhängigkeit von Austauschgrad und Gesamtdruckverlust des Wärmeübertragers gekennzeichnet.

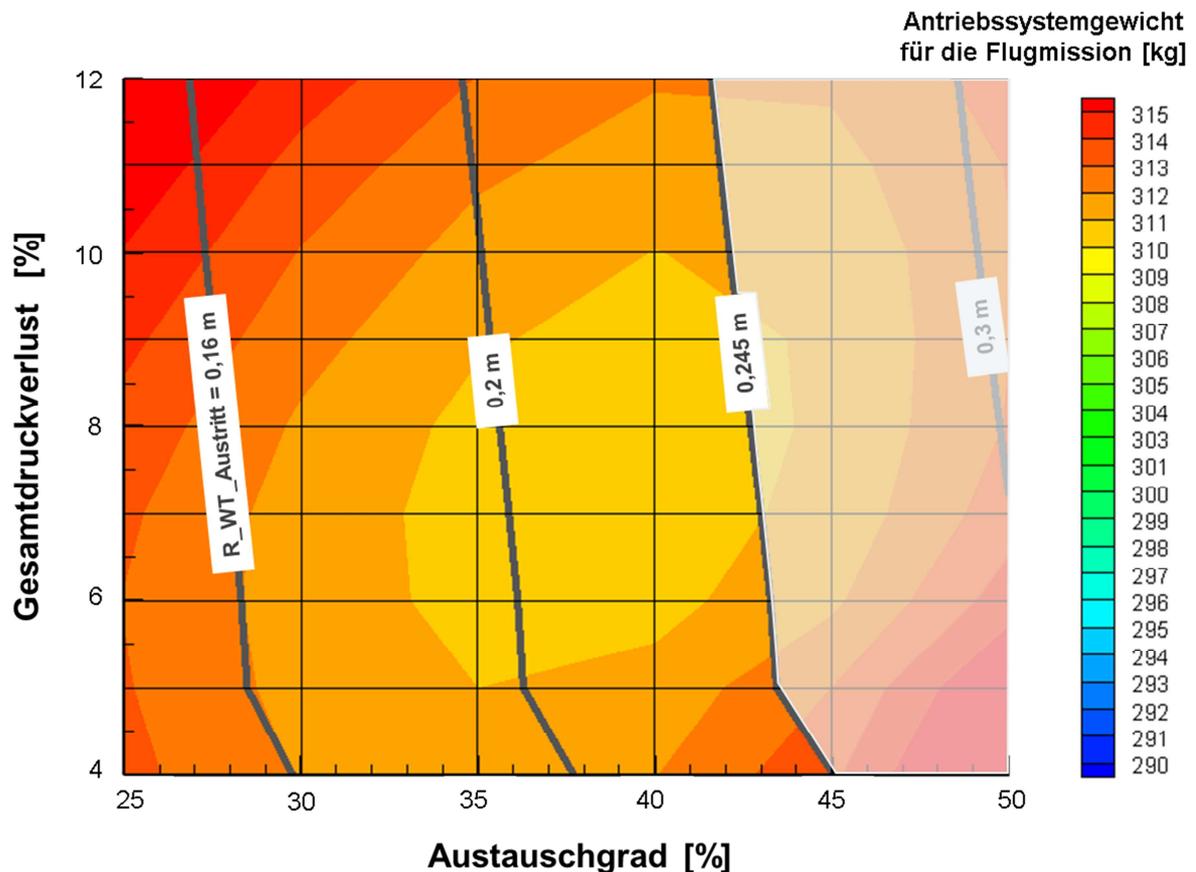


**Bild 4.13:** Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes entsprechend der Einbau-Konfiguration II. Parameter  $R_{WT\_Austritt}$  = Wärmetauscher-Austrittsradius

Das optimale Antriebssystemgewicht von ca. 310 kg kann mit der zweiten Konfiguration innerhalb des zulässigen Einbauraums erreicht werden. Dies erfolgt für einen Austauschgrad von ca. 35 % und einen Gesamtdruckverlust von ca. 8 % oder für einen Austauschgrad von ca. 40 % und einen Gesamtdruckverlust von ca. 7 %

bis 9 %. Angesichts des geringeren Wärmetauscher-Austrittsradius empfiehlt sich der Wärmetauscher mit 40 % Austauschgrad und 9 % Gesamtdruckverlust.

Das Ergebnis für die Einbau-Konfiguration III ist in Bild 4.14 dargestellt.



**Bild 4.14:** Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes entsprechend der Einbau-Konfiguration III. Parameter R\_WT\_Austritt = Wärmetauscher-Austrittsradius

Das optimale Antriebssystemgewicht von ca. 310 kg kann mit der dritten Konfiguration innerhalb des zulässigen Einbauraums ebenfalls erreicht werden. Hierzu wird ein Austauschgrad von ca. 35 % und ein Gesamtdruckverlust von ca. 6 % bis 8 % oder ein Austauschgrad von ca. 40 % und einen Gesamtdruckverlust von ca. 6 % bis 9 % gewählt. Angesichts des geringeren Wärmetauscher-Austrittsradius bietet sich der Wärmetauscher mit 35 % Austauschgrad und 6 % Gesamtdruckverlust an.

Außerdem gilt nach Bild 4.8 je höher der Austauschgrad ist, desto besser der Brennstoffverbrauch. Da beide Konfigurationen innerhalb des vorhandenen Einbauraums das optimale Antriebssystemgewicht erreichen, wird wegen der damit verbundenen Kosteneinsparung die Auslegung mit dem geringeren Brennstoffverbrauch ausgewählt.

Zusammenfassend wurde in diesem Kapitel das 300 kW-Triebwerk mit Wärmetauscher, sowohl was den Turbosatz als auch den Wärmeübertrager betrifft, für die *Take-Off*-Leistung beziehungsweise den Durchsatz dimensioniert. Die auf eine 90-minütige Transport-Mission optimierte Auslegung erfolgt bei einem Arbeitsprozess-OPR von 13,5 und einer TET von 1420 K für einen Wärmetauscher von 40 % Austauschgrad und 9 % Gesamtdruckverlust. Diese Auslegung weist ein Triebwerks- und Getriebe-Gewicht von insgesamt 67,7 kg auf, sowie ein Wärmetauscher-Matrix- und Rohrleitungs-Gewicht von insgesamt 14,4 kg, und führt für die definierte 90-minütige Transport-Mission zu einem Brennstoffgewicht von 73,2 kg. Dies bedeutet eine weitere Brennstoffeinsparung von ca. 11 % im Vergleich zu der Neuauslegung eines konventionellen 300 kW-Triebwerkes und einen ca. 35 % besseren Brennstoffverbrauch als das Referenz-Triebwerk. Dabei verursacht das Zusatzgewicht des Wärmeübertragers nach 90 Minuten Transport-Mission lediglich eine Erhöhung des Antriebssystemgewichtes von ca. 4 %. Dies bedeutet entweder weniger Zuladungsmöglichkeit bei gleicher Reichweite, oder weniger Reichweite bei gleicher Zuladung aber auch, dass das Wärmetauscher-Triebwerk erst mit einer etwas längeren Missionsdauer die identische Reichweite und Zuladungsmöglichkeit wie das neue konventionelle Triebwerk nachweist.



## 5 Rekuperatives Triebwerk-Konzept mit Wärmetauscher-Auslegung im Reiseflug

In den vorstehenden Kapiteln sind die Wellenleistungstriebwerke und Wärmetauscher für Hubschrauberanwendungen während des gesamten Betriebes im Einsatz. Dafür werden sie für eine hohe Leistungsforderung, üblicherweise *Take-Off*, mit den Turbokomponenten zusammen dimensioniert. Diesbezüglich wurde in Kapitel 4 gezeigt, wie für eine bestimmte Flugmission Arbeitsprozess und Wärmeübertrager ausgelegt werden können, damit im Reiseflug der optimale Brennstoffverbrauch erreicht wird. Da in dieser Flugmission die maßgebliche Flugzeit im Reiseflug verbracht wird, erscheint es im Gegensatz zu Kapitel 4 als sinnvoll, den Wärmeübertrager erst im Reiseflug zuzuschalten. Dadurch entstehen ein Auslegungspunkt für die Turbokomponenten, *Take-Off*, und ein Auslegungspunkt für den Wärmetauscher im Reiseflug.

Dieses Kapitel 5 befasst sich mit der Auslegung in verschiedenen Betriebspunkten. Es wird gezeigt, wie beide Auslegungspunkte für eine Verbesserung des Brennstoffverbrauches genutzt werden können.

In einem ersten Teil wird das Vorgehen bei der Auslegung durch eine Vorstellung des Konzeptes und dessen Verhalten im Betrieb ausführlich beschrieben.

Im Anschluss im zweiten Teil werden die zur Optimierung der Gesamtauslegung durchgeführten Parameterstudien vorgestellt und ausgewertet.

In einem dritten Teil wird zunächst die Integration des Wärmetauschers in die *Turboshaft*-Gasturbine betrachtet. Schließlich wird das Gesamtergebnis für die optimale Auslegung eines rekuperativen Wellenleistungstriebwerkes vorgestellt.

### 5.1 Vorgehen bei der Auslegung

Während der Arbeitsprozess der Gasturbine und damit deren Turbokomponenten nach wie vor bei *Take-Off* ausgelegt werden, wird der Wärmeübertrager für den Zustand des Arbeitsprozesses im Reiseflug dimensioniert. In der für die vorliegende

Arbeit entstandenen Modellierung wird der Wärmeübertrager für Leistungsforderungen oberhalb 50 % der *Take-Off*-Leistung nicht durchströmt. Die Kaltseite des Wärmetauschers wird durch eine zusätzliche Rohrleitung vom Radialverdichter-Austritt direkt in die Brennkammer bypassartig umgangen. In ähnlicher Weise wird das Abgas nach der NDT durch ein zusätzliches Ringraum-Segment am Wärmetauscher vorbei geführt. Dadurch verhält sich das Triebwerk zwischen *Take-Off* und 50 % *Take-Off*-Leistung wie eine konventionelle *Turboshaft*-Gasturbine und wird nicht durch die Wärmetauscher-Druckverluste beeinflusst. Unterhalb 50 % *Take-Off*-Leistung werden die Rohrleitung und der Ringraum zum Wärmetauscher freigegeben, wodurch der Wärmeübertrager zugeschaltet wird. Diese zusätzliche Rohrleitung und der Ringraum werden durch zusätzliche Druckverluste und Gewicht im Triebwerk berücksichtigt. Aus Sicht des Arbeitsprozesses handelt es sich quasi um eine hybride Lösung. Letztendlich verhält sich der Arbeitsprozess bei den hohen Leistungen konventionell und unterhalb 50 % *Take-Off*-Leistung wie ein rekuperativer Arbeitsprozess.

Der Kreuzgegenströmer mit doppelter Führung des kalten Mediums bleibt die gewählte Wärmetauscher-Strömungskonfiguration. Dieser Wärmetauscher wird nach wie vor in Rohrbündel-Bauweise mit profilierten Röhren ausgeführt.

Ebenfalls wird die NDT im gesamten Verstellbereich verstellt, um während des Wärmetauscher-Betriebes eine hohe TET zu gewährleisten. Solange der Wärmeübertrager umgangen wird erfolgt keine Verstellung. Es wird dasselbe Verstell-Kennfeld mit demselben Verstellwinkel-Bereich wie in der Auslegung in Kapitel 4 benutzt.

Auch diese Auslegung erfordert eine Verstellung des Verdichters um ausreichend Abstand zur Pumpgrenze sicher zu stellen. Dafür wurde ebenfalls dasselbe Verstell-Kennfeld mit demselben Verstellwinkel-Bereich wie in der Auslegung in Kapitel 4 benutzt. Außerdem wurde derselbe Grenzwert von minimal 20 % Pumpgrenzabstand im Betriebsbereich der gewählten Flugmission zu Grunde gelegt. Jedoch konnte in dieser Auslegung nicht immer sowohl eine konstant hohe TET und der minimalen Pumpgrenzabstand eingehalten werden. Deshalb musste zu Gunsten des Pumpgrenzabstandes eine Temperatur-Reduktion im Reiseflug akzeptiert werden.

Der HDT-Werkstoff des Referenz-Triebwerkes wurde auf Basis der Temperatur-Betrachtung in Kapitel 4 ebenfalls durch eine einkristalline Superlegierung der sechsten Generation ersetzt. Aufgrund des hohen Zeitanteils im Reiseflug, nämlich 85 % der gesamten Flugzeit für die gewählte Flugmission, wurde der Effekt auf die Lebensdauer des HDT-Schaufelwerkstoffes als gering erachtet. Deshalb wurde ebenfalls eine maximale Dauertemperatur von 1420 K eingesetzt.

## 5.2 Parameterstudie

Um den spezifischen Brennstoffverbrauch zu minimieren, muss die Auslegung des Arbeitsprozesses und des Wärmeübertragers, die in zwei unterschiedlichen Betriebspunkten erfolgt, optimiert werden. Aus diesem Grund wird sowohl eine Parameterstudie hinsichtlich der Arbeitsprozessgrößen als auch bezüglich der Wärmetauscher-Parameter ausgeführt.

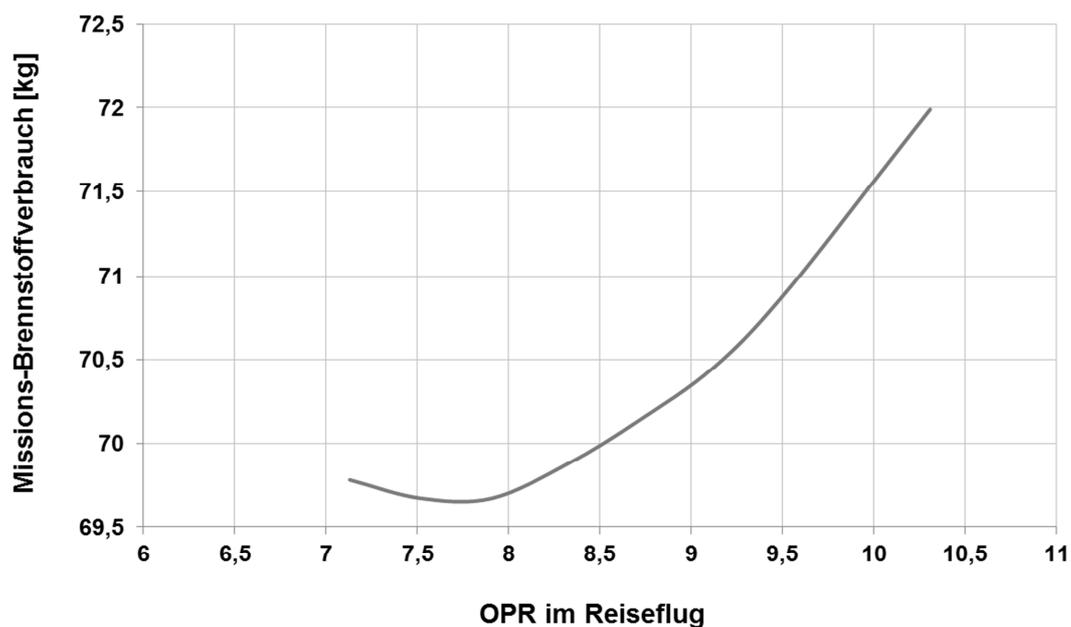
### 5.2.1 Randbedingungen der Parameterstudie

Grundsätzlich gelten für beide Parameterstudien dieselben Randbedingungen wie in Kapitel 3 und 4. Der Durchsatz wurde bei der geforderten Leistung und einem konstanten Druckverhältnis am Austrittsrohr angepasst und die Wirkungsgrade so gewählt, dass nach wie vor das konstante Technologieniveau des Jahres 2020 abgebildet wird. Die Machzahlen werden am Ein- und Austritt aller Turbokomponenten konstant gehalten, sodass das Triebwerk durch die Durchsatzänderung in seiner Größe skaliert wird. Das OPR wird durch eine Anpassung des Axialverdichter-Druckverhältnisses gewährleistet. Zusätzlich werden Axialverdichter- sowie Turbinen-Stufenzahl jeweils in Abhängigkeit der entstandenen aerodynamischen Belastung angepasst. Die HDW-Drehzahl wird durch eine konstante Druckzifferforderung im Radialverdichter bestimmt. Beide Turbinen bleiben wegen der geringen Schaufelhöhe des ersten HDT-Rotors ungekühlt, sind aber mit Sperrluft versehen, deren Menge konstant gewählt wurde. Schließlich werden die Nutzturbinen jeweils für eine konstante mechanische Belastung entsprechend  $AN^2$  dimensioniert, sodass sich die Drehzahl der NDW ergibt.

### 5.2.2 Auswertung der OPR-Parameterstudie

Nach [12] sollte der Wärmetauscher in einem OPR-Bereich von etwa 8 betrieben werden, um den optimalen spezifischen Brennstoffverbrauch zu erzielen. Da der Wärmeübertrager erst im Reiseflug betrieben wird, müsste der Arbeitsprozess nach [12] in diesem Betriebspunkt ein OPR von etwa 8 erreichen. Dieses wird durch eine Parameterstudie bezüglich des OPR im Auslegungspunkt *Take-Off* überprüft. Bei jeder Auslegung wurde eine konstante Leistung gefordert und die TET auf 1420 K gesetzt.

Für jedes OPR im Auslegungspunkt *Take-Off* wird durch den Arbeitsprozess der Wert des OPR im Reiseflug bestimmt und der Brennstoffverbrauch für eine gegebene Mission ermittelt. In Bild 5.1 wird der Brennstoffverbrauch mit dem OPR im Reiseflug korreliert.



**Bild 5.1:** Identifizierung des hinsichtlich des Brennstoffverbrauches optimalen Reiseflug-OPR für ein rekuperatives 300 kW-Triebwerk mit Wärmetauscher-Auslegung im Reiseflug bei einer 90-minütigen Transport-Mission

Es stellt sich heraus, dass für die gegebene Flugmission der minimale Brennstoffverbrauch erreicht wird, wenn der Wärmetauscher im Reiseflug mit einem OPR von 7,8 betrieben wird.

In der konventionellen Neuauslegung der 300 kW-Gasturbine stellte sich ein OPR im Auslegungspunkt *Take-Off* von 12,5 als optimal heraus, während sich das optimale OPR der Auslegung eines rekuperativen 300 kW-Triebwerkes mit Wärmetauscher-Dimensionierung in *Take-Off* bei 13,5 befand. Dadurch, dass die nun beschriebene Zweipunkt-Auslegung eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher eine hybride Lösung der genannten zwei Arbeitsprozesse darstellt, wird zunächst ebenfalls ein optimales OPR im Auslegungspunkt *Take-Off* im Bereich von 12 bis 14 erwartet.

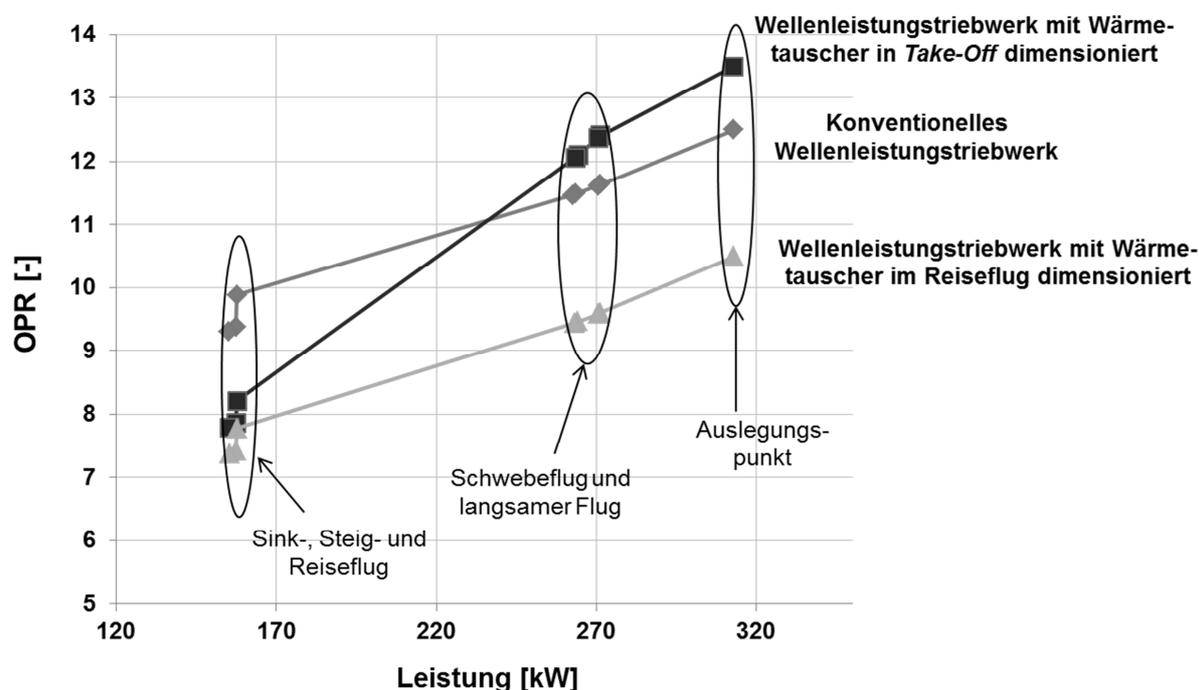
Bei hohen Leistungsanforderungen verhält sich der Arbeitsprozess wie konventionell und das Temperatur- und OPR-Niveau nimmt in Teillast ab. Zum Zeitpunkt der Wärmetauscher-Zuschaltung wird durch Verstellung der NDT das Temperaturniveau zurück auf 1420 K geschoben. Gleichzeitig wird ebenfalls der Strömungsquerschnitt im Verdichter durch Verstellung verringert, um den minimalen Pumpgrenzabstand zu gewährleisten. Außerdem verursacht der Arbeitsprozess erheblich mehr Druckverluste durch Zuschaltung des Wärmeübertragers. Jedoch wird vom Hubschrauber eine bestimmte Leistung von den Triebwerken gefordert. Um diese bei reduziertem Durchsatz und zusätzlichen Druckverlusten zu bedienen, steigt das OPR an. Dadurch wird bei der Zweipunkt-Auslegung eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher ein höheres OPR im Reiseflug erreicht als bei der herkömmlichen Auslegung eines rekuperativen 300 kW-Triebwerkes. Somit verfehlt die vorausgesagte Auslegung des Arbeitsprozesses mit einem OPR von 12 bis 14 bei *Take-Off* das bereits identifizierte OPR-Optimum von 7,8 im Reiseflug. Die Auslegung bei *Take-Off* muss letztendlich bei einem deutlich niedrigeren OPR erfolgen.

Bild 5.2 fasst den Verlauf des OPR während der definierten Flugmission für die konventionelle Auslegung, die des herkömmlichen Wärmetauschers und die Zweipunkt-Auslegung des rekuperativen Triebwerkes zusammen.

Damit das Ziel-OPR im Reiseflug erreicht wird, ist zu beobachten, dass bei der Zweipunkt-Auslegung des Arbeitsprozesses das OPR bei *Take-Off* etwa 22 % niedriger als in der herkömmlichen Auslegung eines rekuperativen 300 kW-Triebwerkes gewählt werden muss.

Schließlich zeigt diese Parameterstudie, dass ein Auslegungs-OPR von 10,5 zum optimalen Brennstoffverbrauch für die 90-minütige Transport-Mission führt. Dadurch

kann der Abgaswärmetauscher am geeignetsten bei einem OPR vom etwa 7,8 im Reiseflug betrieben werden.



**Bild 5.2:** Vergleich der OPR-Verläufe aller Antriebskonzepte während einer 90-minütigen Hubschrauber-Transport-Mission

### 5.2.3 Auswertung der Wärmetauscher-Kenngrößen-Parameterstudie

Weiterhin wird gegenüber der vorstehenden Parameterstudie eine Studie hinsichtlich der Wärmetauscher-Parameter Austauschgrad und Gesamtdruckverlust (Summe der Druckverluste auf der Kalt- und Warm-Seite) im Reiseflug durchgeführt. Diese wird für das identifizierte Auslegungs-OPR von 10,5 vorgestellt. Für jede neue Kombination aus Austauschgrad und Druckverlusten entsteht eine neue Wärmetauscher-Geometrie, für die das jeweilige Matrix-Gewicht bestimmt werden kann. Obwohl der Wärmeübertrager jederzeit im Triebwerk eingebaut vorliegt, kann die Matrix-Geometrie und damit das Gewicht erst im Wärmetauscher-Auslegungspunkt, dem Reiseflug, bestimmt werden. Deshalb muss das entstandene Matrix-Gewicht rückwirkend in den Arbeitsprozess-Auslegungspunkt *Take-Off* integriert werden, damit das Wärmetauscher-Gewicht während der gesamten Flugmission berücksichtigt wird.

Ebenfalls ergibt sich erst aus dem Teillast-Betrieb des Arbeitsprozesses der Durchsatz im Reiseflug. Mit dieser Information können die Durchmesser der Zu- und Abfuhrrohrleitungen oder Ringräume zum Wärmetauscher berechnet werden und auch deren Gewicht. Diese Zusatzgewichte müssen ebenfalls rückwirkend in den Arbeitsprozess-Auslegungspunkt *Take-Off* übertragen werden.

Die *Bypass*-Rohrleitung und der *Bypass*-Ringraum des Wärmetauschers werden für den Durchsatz im *Take-Off* dimensioniert, so dass ihr Zusatzgewicht dem Auslegungsgewicht sofort angerechnet werden kann.

Dadurch wird der Einfluss des zusätzlichen Gewichtes durch den Wärmeübertrager und dessen *Bypass* auf das Antriebsgewicht des Hubschraubers während der Flugmission berücksichtigt.

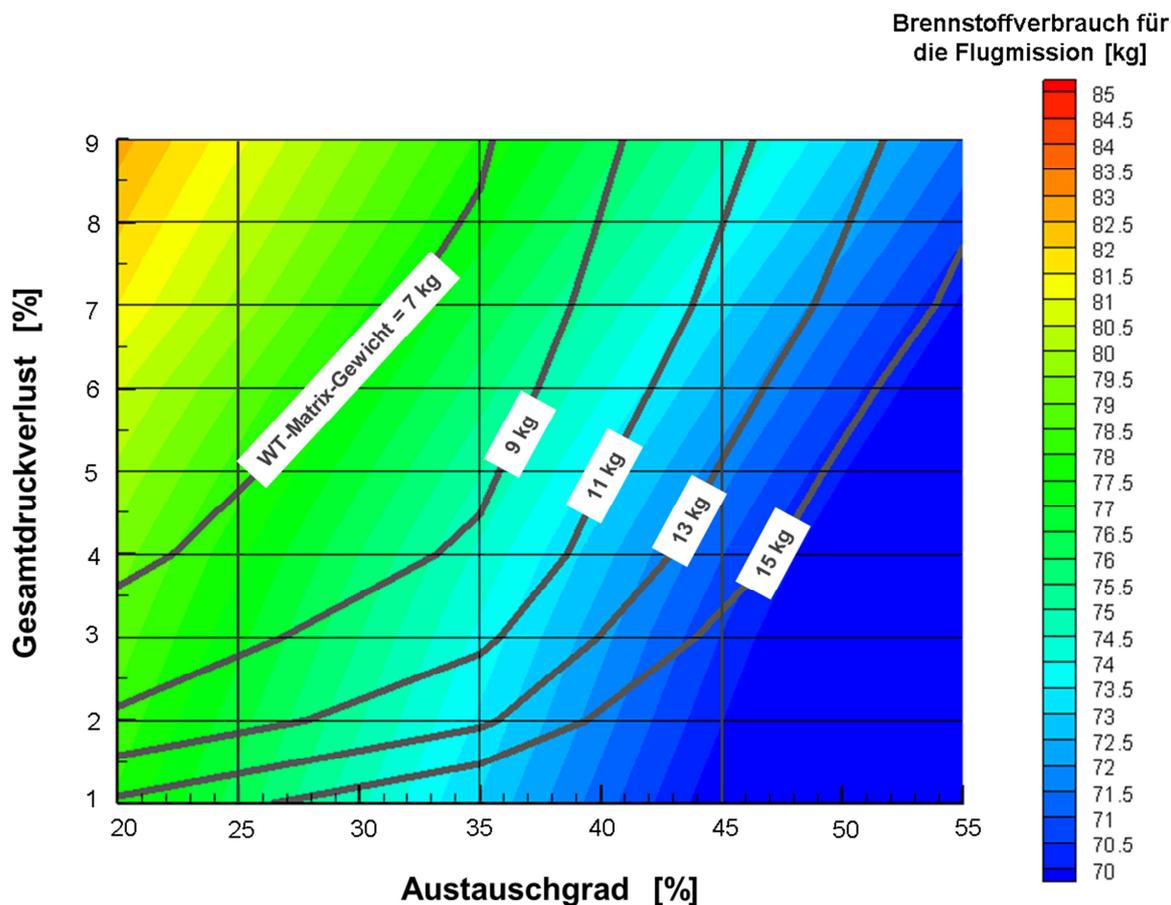
Der Wärmetauscher wurde mit einem Austauschgrad von 20 % bis 55 % und einem Gesamtdruckverlust von 1 % bis 9 % variiert.

Für jeden so definierten Wärmeübertrager konnte unter den in Kapitel 5.2.1 genannten Randbedingungen der Brennstoffverbrauch während der 90-minütigen Transport-Mission des Referenz-Hubschraubers ermittelt werden. Dieser ist in Bild 5.3 farblich dargestellt.

In Anlehnung zu Kapitel 4.3.2 gilt auch hier: je höher der Austauschgrad und je niedriger der Gesamtdruckverlust im Wärmeübertrager, desto besser der Brennstoffverbrauch für die definierte Flugmission.

Jedoch ist in Bild 5.3 ebenfalls zu beobachten, dass hohe Austauschgrade aufgrund der benötigten großen Wärmeaustauschfläche zugleich mit einer schwereren Wärmetauscher-Matrix und somit allgemein mit einem schwereren Wärmetauscher verbunden sind.

Damit die Reichweite oder die Zuladungsmöglichkeit des Hubschraubers so wenig wie möglich beeinträchtigt wird, muss das Antriebssystemgewicht optimiert werden. Als Folge ergibt sich ein Kompromiss zwischen Wärmetauscher- und Antriebssystemgewicht für die gewählte Flugmission. Weiterhin bedeutet dies, dass Austauschgrad und Gesamtdruckverlust des Wärmeübertragers nicht direkt gewählt werden, sondern sich aus den Abmessungen des Wärmetauschers ergeben.



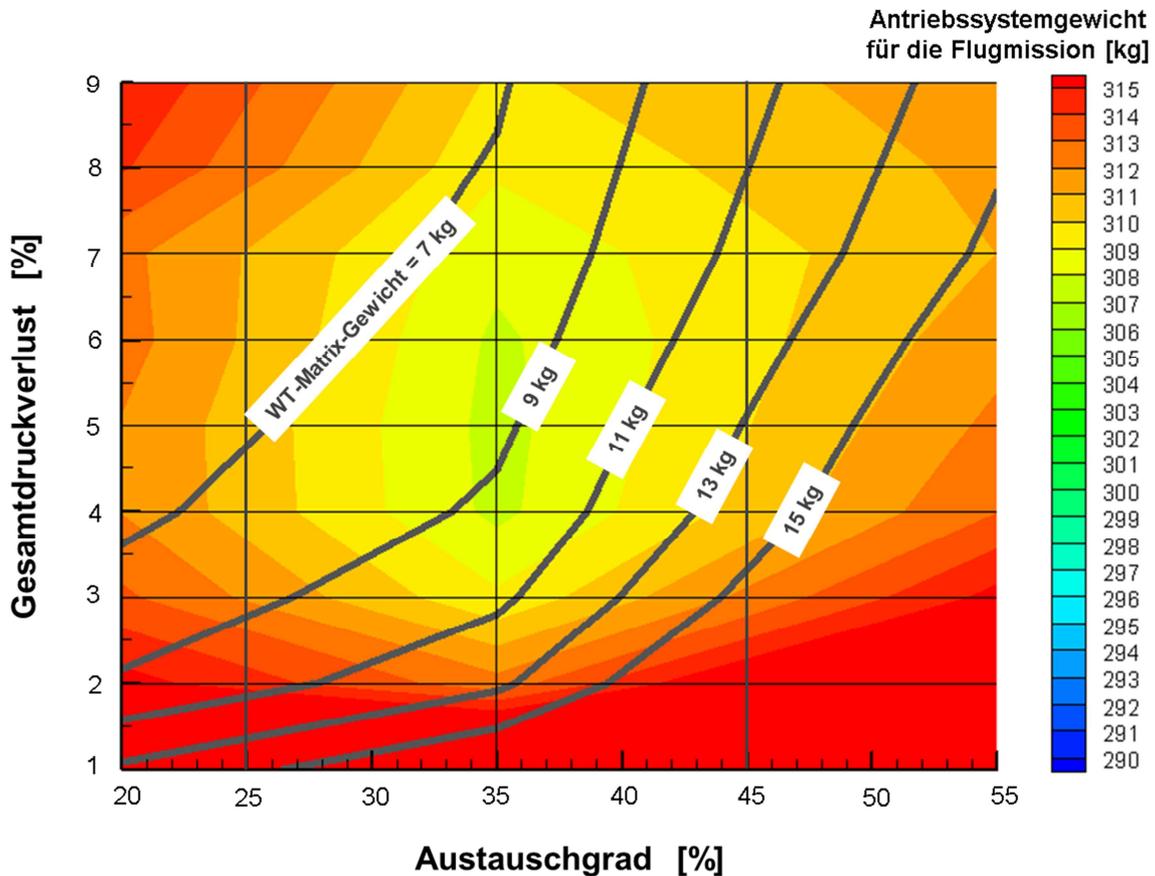
**Bild 5.3:** Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation des Wärmetauschers hinsichtlich des Brennstoffverbrauches eines 300 kW-Triebwerkes mit für den Reiseflug dimensioniertem Abgaswärmetauscher

Das Optimum des Antriebssystemgewichtes mit dem für Reiseflug ausgelegten Wärmetauscher ist in Bild 5.4 für die 90-minütige Flugmission dargestellt.

Zunächst ist festzustellen, dass auch bei dieser Auslegungsstrategie des Wärmeübertragers die Minima des Brennstoffverbrauches und des Antriebssystemgewichtes für unterschiedliche Auslegungen eintreten. Weiterhin kann ebenfalls beobachtet werden, dass der hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes optimale Bereich sich gegenüber dem Ergebnis in Kapitel 4.3.2 zum einen deutlich verkleinert hat und zum anderen zu einem geringeren Antriebssystemgewicht führt.

Damit das 300 kW-Triebwerk mit Abgaswärmetauscher, ausgelegt für den Reiseflug bei einer 90-minütigen Transport-Mission, gegenüber der konventionellen *Turboshaft*-Gasturbine am wettbewerbsfähigsten bleibt, wird der Arbeitsprozess für ein OPR von 10,5 und eine TET von 1420 K im *Take-Off* ausgelegt. Dabei wird der Wärmetauscher idealerweise für ca. 35 % Austauschgrad und insgesamt 4 % bis 6 %

Gesamtdruckverlust im Reiseflug dimensioniert. Abhängig vom gewählten Gesamtdruckverlust, wiegt die Wärmetauscher-Matrix bei einem Austauschgrad von ca. 35 % zwischen 8 und 9,5 kg.



**Bild 5.4:** Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes eines 300 kW-Triebwerkes mit für den Reiseflug dimensioniertem Abgaswärmetauscher

## 5.3 Ergebnis der Wärmetauscher-Integration

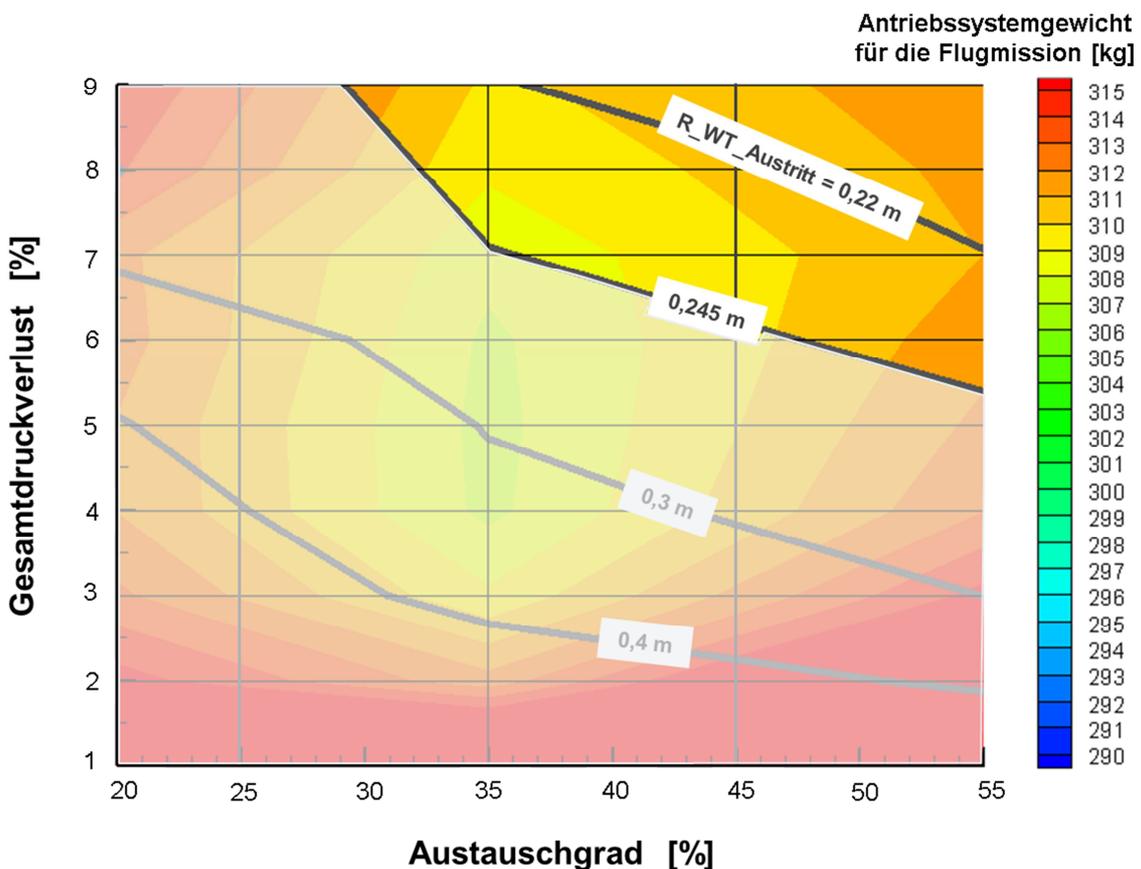
### 5.3.1 Betrachtung der Installationsauswirkungen

In diesem Kapitel wird die Einbauhöhe des Referenz-Triebwerkes als Randbedingung für die Wärmetauscher-Integration angenommen, sodass der maximal zulässige Austrittradius des Triebwerkes ebenfalls auf 24,5 cm gesetzt wird. Dieselben Einbau-Konfigurationen wie in Kapitel 4.3.3 werden betrachtet. Auch hier lässt sich die Einbau-Konfiguration I (siehe Bild 4.10) nicht integrieren, deshalb wird

auf die zweite und dritte Einbau-Konfiguration (siehe Bild 4.11 und Bild 4.12) fokussiert.

Das Ergebnis für die Einbau-Konfiguration II ist in Bild 5.5 dargestellt. Zusätzlich zu dem farblich gekennzeichneten Antriebssystemgewicht wird in Form von Linien konstanter Austrittsradii ( $R_{WT\_Austritt}$ ) der Wärmetauscher-Austrittsradius in Abhängigkeit von Austauschgrad und Gesamtdruckverlust des Wärmeübertragers gekennzeichnet.

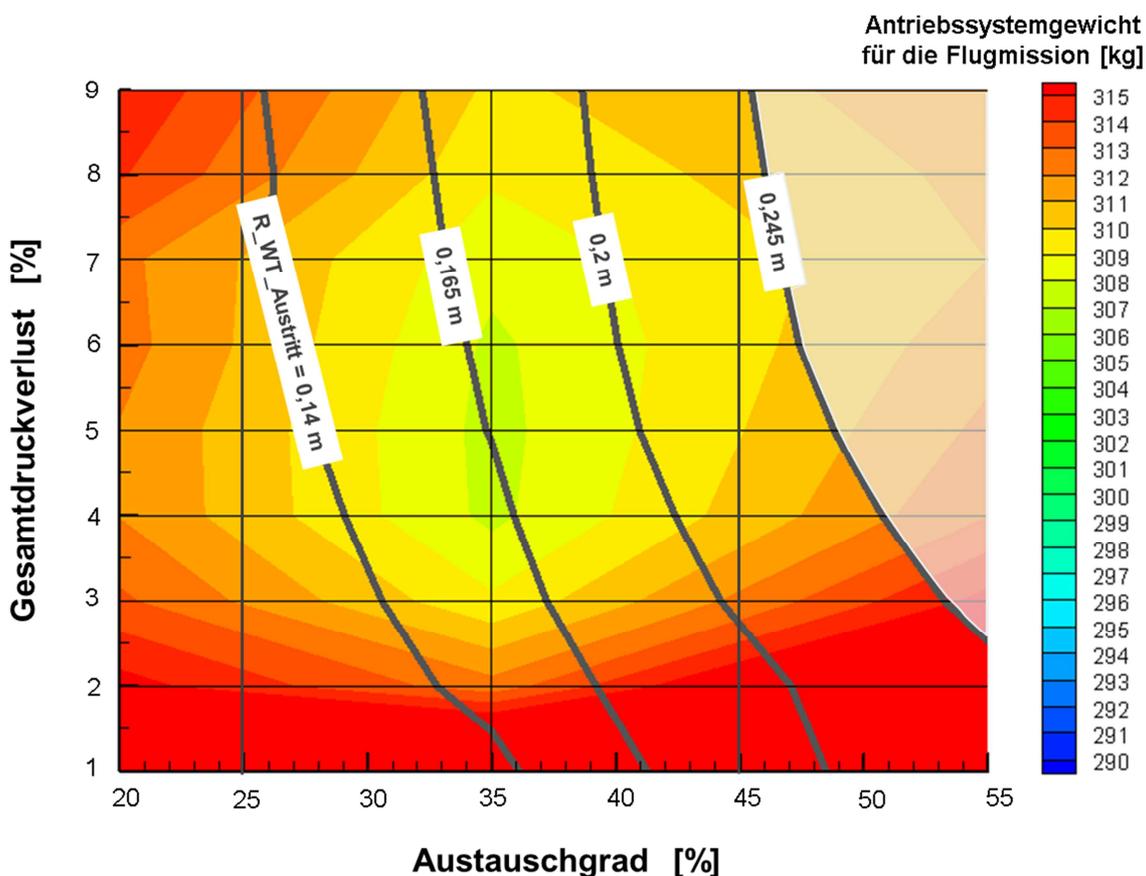
Bei der in diesem Kapitel verfolgten Auslegungsstrategie des Wärmeübertragers kann mit der zweiten Konfiguration das optimale Antriebssystemgewicht von ca. 307 kg nicht innerhalb des zulässigen Einbauraums erreicht werden. Um den Einbauraum einzuhalten, müsste ein Wärmetauscher bei etwa 40 % Austauschgrad und einem Gesamtdruckverlust von ca. 6,7 % gewählt werden. Dadurch würde das Antriebssystemgewicht um ca. 1 kg höher als im Optimum.



**Bild 5.5:** Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes mit im Reiseflug dimensioniertem Wärmetauscher nach Einbau-Konfiguration II

Das Ergebnis für die Einbau-Konfiguration III ist in Bild 5.6 dargestellt. Das optimale Antriebssystemgewicht von ca. 307 kg kann mit der dritten Konfiguration innerhalb des zulässigen Einbauraums erreicht werden. Dies erfolgt für einen Austauschgrad von ca. 35 % und einen Gesamtdruckverlust zwischen 4 % und 6 %.

Außerdem ist entsprechend Bild 5.6 der Wärmetauscher mit 35 % Austauschgrad bei geringerem Gesamtdruckverlust kompakter. Zusätzlich gilt gemäß Bild 5.3, dass der Brennstoffverbrauch umso niedriger ist, je kleiner der Gesamtdruckverlust im Wärmeübertrager bei gegebenem Austauschgrad ist. Als Folge ergibt sich für eine 90-minütige Transport-Mission der Wärmetauscher mit 35 % Austauschgrad und 4 % Gesamtdruckverlust als optimal hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes und des Brennstoffverbrauches.



**Bild 5.6:** Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes mit im Reiseflug dimensioniertem Wärmetauscher nach Einbau-Konfiguration III

### **5.3.2 Ergebnis der Wärmetauscher-Auslegung im Reiseflug**

In diesem Kapitel wurden die Turbokomponenten des 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher für die *Take-Off*-Bedingungen ausgelegt, während der Wärmeübertrager selbst für den Reiseflug dimensioniert wurde. Daraus folgend wurde das Triebwerk mit einem *Bypass*-System ausgerüstet, damit der Wärmeübertrager bei hohen Leistungen bypassartig umgangen werden kann.

Die Untersuchung des Konzeptes zeigt für eine 90-minütige Transport-Mission einen engen Bereich des optimalen Antriebssystemgewichtes. Es muss die Einbau-Konfiguration III (Bild 4.12) gewählt werden, damit der Wärmetauscher sich in den Referenz-Triebwerk-Einbauraum integrieren lässt und ebenfalls das Antriebssystemgewicht-Optimum erreicht wird.

Schließlich ergibt die Auslegung des in diesem Kapitel betrachteten Konzeptes ein Arbeitsprozess-OPR von 10,5 und eine TET von 1420 K bei einer Leistung von 300 kW. Dabei wird der Wärmetauscher im Reiseflug mit 35 % Austauschgrad und 4 % Gesamtdruckverlust gewählt.

Diese Auslegung weist ein Triebwerks- und Getriebe-Gewicht von insgesamt 67,7 kg auf, sowie ein Wärmetauscher-Matrix- und Rohrleitungs-Gewicht von insgesamt 11,8 kg, und führt für die definierte 90-minütige Transport-Mission zu einem Brennstoffgewicht von 74,4 kg. Dies bedeutet 9 % Brennstoffeinsparung im Vergleich zu der Neuauslegung eines konventionellen 300 kW-Triebwerkes, während durch die Auslegung des Wärmeübertragers bei *Take-Off* eine Einsparung von 11 % erreicht werden konnte. Allerdings konnte durch die Dimensionierung des Wärmetauschers für den Reiseflug die Erhöhung des Antriebssystemgewichtes reduziert werden. Das Antriebssystemgewicht ist nach der 90-minütigen Transport-Mission nur noch 3 % höher als das der neuausgelegten konventionellen *Turboshaft*-Gasturbine, gegenüber 4 % für die Auslegung des Wärmetauschers bei *Take-Off*.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

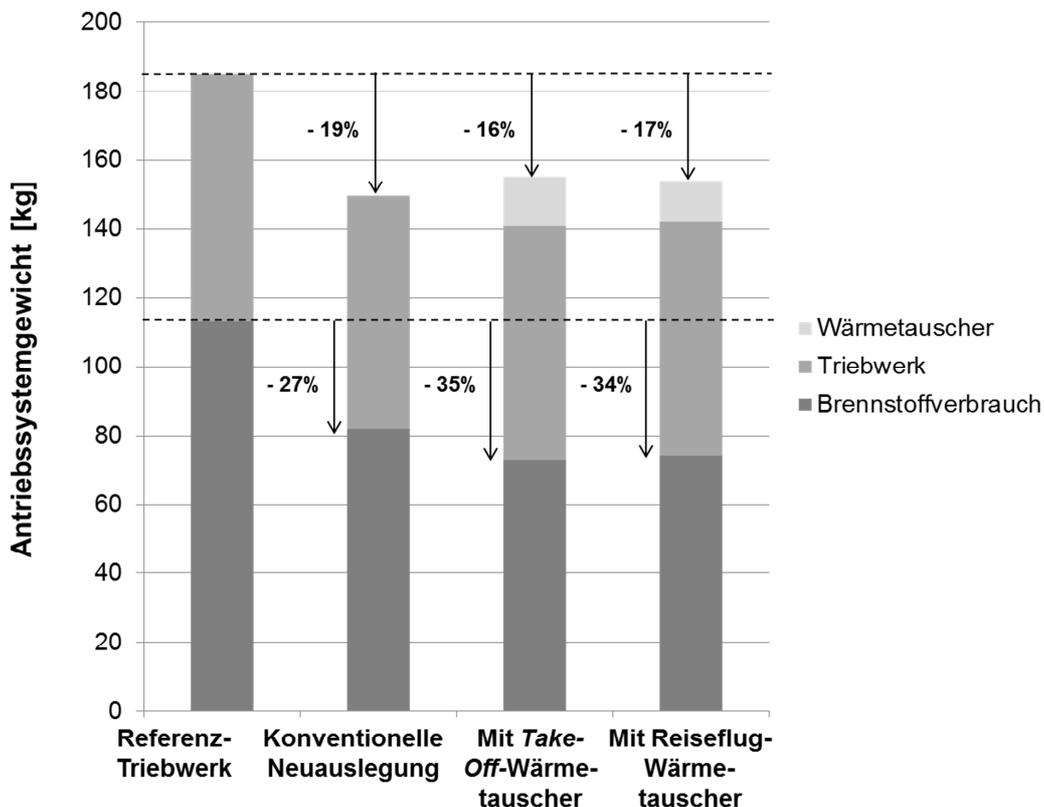
Da die Brennstoffkosten den größten Anteil in den *Direct Operating Costs* einer Gasturbine im Hubschraubereinsatz bilden und der Brennstoffpreis selbst seit Jahrzehnten steigt, ist die Verbesserung des Brennstoffverbrauches ein stetiges Ziel. Bislang wurde dieses Ziel durch die Verbesserung des konventionellen Arbeitsprozesses bzw. der Komponenten erreicht. Jedoch ist diesbezüglich eine gewisse Sättigung erreicht. Dennoch wird der Weg zu verbrauchsärmeren Gasturbinen von internationalen Instanzen gefördert und gefordert. Wegen immer anspruchsvollerer Zielsetzungen müssen alternative Konzepte in Betracht gezogen werden. Das Wellenleistungstriebwerk mit Abgaswärmetauscher ist eines davon.

Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit ein konventionelles Referenz-Triebwerk der 300 kW-Leistungsklasse mit drei verschiedenen Konzepten jeweils auf dem Technologieniveau des Jahres 2020 verglichen: eine konventionelle 300 kW-Gasturbine, ein rekuperatives 300 kW-Triebwerk mit Auslegung sowohl des Turbosatzes als auch des Wärmeübertragers für die *Take-Off*-Leistung und ein rekuperatives 300 kW-Triebwerk mit Auslegung des Turbosatzes für *Take-Off* und einem Wärmeübertrager für den Reiseflug. Diese Konzeption stellt eine neue Vorgehensweise in der Auslegung dar.

Zur quantitativen Auswertung des Triebwerksvergleichs wurde eine vorgegebene Hubschrauber-Flugmission definiert. Das Vorhandensein eines Wärmeübertragers erhöht das Antriebsgewicht und vergrößert das Antriebs-Bauvolumen. Deshalb wurden beide rekuperativen Triebwerke im Hinblick auf das Antriebssystemgewicht optimiert, unter der Randbedingung, dass der Einbauraum des Referenz-Triebwerkes eingehalten wird.

Basierend auf einer 90-minütigen Transport-Mission erfolgt für die 300 kW-Leistungsklasse der Vergleich des konventionellen und des rekuperativen Antriebes in Bild 6.1. Durch die Neuauslegung einer konventionellen 300 kW-Gasturbine konnte für die 90-minütige Transport-Mission eine Brennstoffverbrauch-Ersparnis von 27 % gegenüber dem Referenz-Triebwerk erzielt werden. Zusätzlich konnte ebenfalls das Antriebssystemgewicht um 19 % reduziert werden. Durch den

Abgaswärmetauscher, sei er bei *Take-Off* oder für den Reiseflug dimensioniert, können für dieselbe Flugmission und bei etwa gleichem Antriebssystemgewicht weitere 10 % (7 bis 8 %-Punkte) Brennstoff eingespart werden.



**Bild 6.1:** Vergleich des Brennstoffverbrauches und des Antriebssystemgewichtes aller untersuchten Antriebskonzepte

Alle drei Antriebe mit einem Technologieniveau des Jahres 2020 sind durch geringere Schadstoffemission umweltfreundlicher als das Referenz-Triebwerk. Weiterhin erweist sich der rekuperative Antrieb ökologischer als das konventionelle Triebwerk.

Aus wirtschaftlicher Sicht wurde in dieser Leistungsklasse kein erheblicher Vorteil im Brennstoffverbrauch oder im Antriebssystemgewicht durch die Dimensionierung des Wärmetauschers für den Reiseflug nachgewiesen. Diese Vorgehensweise jedoch ermöglicht eine leichtere Zertifizierung. Bei einem Ausfall des Wärmeübertragers kann dieser in jedem Betriebspunkt bypassartig umgangen werden, so dass die benötigte Leistung stets gewährleistet werden kann.

Da der Wärmetauscher-Antrieb Vorteile aus einem deutlich besseren Verbrauch im Reiseflug erzielt, gilt zunächst: je länger in tiefer Teillast geflogen wird, desto größer

ist die Brennstoffersparnis und die Wettbewerbsfähigkeit gegenüber dem konventionellen Antrieb. Damit sind Hubschrauber-Flugmissionen mit einem erheblichen Fluganteil im Reiseflug, wie beispielsweise Transport-Missionen, am besten geeignet, um mit rekuperativen Wellenleistungstriebwerken einen Wettbewerbsvorteil zu erzielen.

Abschließend kann aus der vorliegenden Arbeit abgeleitet werden, dass zukünftig im Jahr 2020 eine rekuperative *Turboshaft*-Gasturbine der 300 kW-Leistungsklasse nur einen um etwa 34 % (gegenüber ursprünglich 80 %) höheren SFC als der konkurrierende Dieselantrieb hat. Demgegenüber steht aber ein etwa 70 % geringeres Antriebsgewicht. Dadurch stellt der Dieselmotor aufgrund seines über 250 kg schweren Antriebssystemgewichtes für die ausgewählte 90-minütige Flugmission wohl keine Konkurrenz zur rekuperativen *Turboshaft*-Gasturbine dar.

Am Beispiel eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher konnte nachgewiesen werden, dass nach etwa 90 Minuten Flugdauer der hier vorgegebenen Hubschrauber-Transport-Mission das rekuperative Triebwerk insgesamt wettbewerbsfähiger als ein konventionelles Triebwerk ist. Dieses Ergebnis ist abhängig von der Hubschrauber-Leistungsklasse, der absolvierten Flugmission und der Flugdauer. Demnach ist von Interesse größere Hubschrauber-Leistungsklassen sowie verschiedene Flugmissionen und Flugzeiten zu betrachten. Hubschrauber größerer Leistungsklassen mit größerem Antrieb besitzen zum einen einen erweiterten Einbauraum für den Wärmeübertrager. Dadurch kann für eine definierte Flugmission der Wärmetauscher größer gewählt werden und somit dank dem höheren Wärmetauscher-Austauschgrad zu einer Steigerung der Brennstoffersparnis führen. Zum anderen kann durch die Auswahl eines kleinen und somit im Vergleich leichten Wärmetauschers die Wettbewerbsfähigkeit des rekuperativen Triebwerkes gegenüber dem konventionellen Antrieb bereits für eine kürzere Flugdauer verbessert werden.

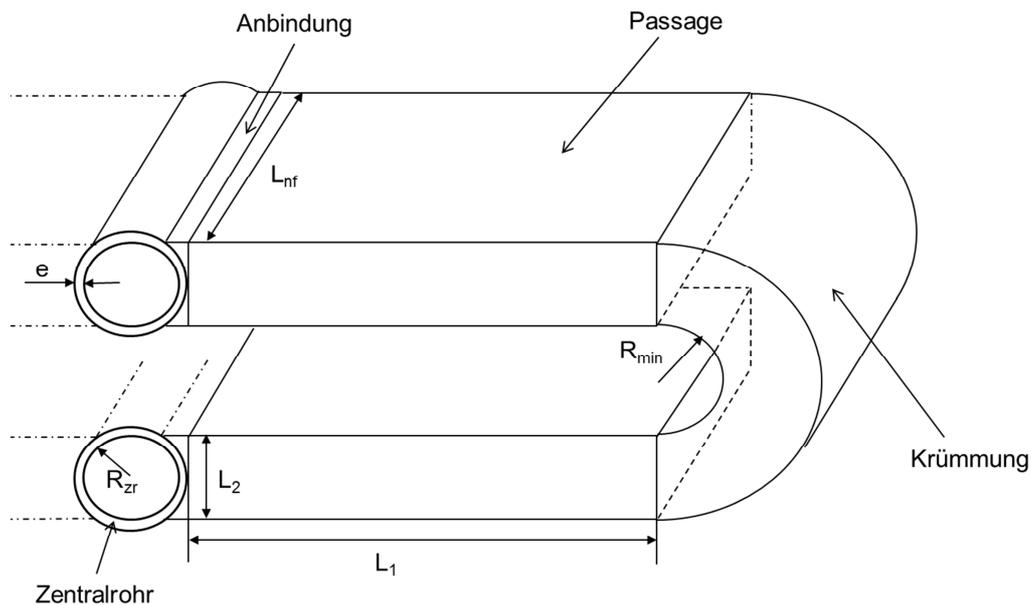


## Anhang A: Wärmetauscher-Matrixgewicht der gewählten Kreuzgegenstrom-Konfiguration mit zwei Passagen

Das Gewicht eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers mit 2 Passagen ( $N_{\text{pass}}=2$ ) besteht aus der Summe der beiden geraden Passagen, der Krümmung zwischen beiden Passagen, der Anbindung der geraden Passagen an dem jeweiligen Zentralrohr und der Zentralrohre selbst [18].

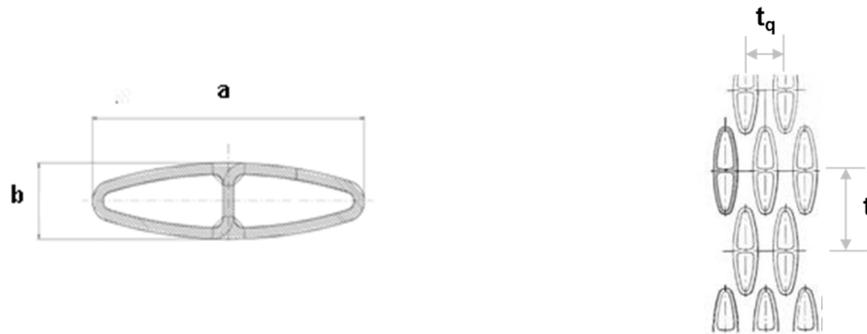
$$G_{\text{matrix}} = G_{\text{pass}} + G_{\text{krümm}} + G_{\text{anb}} + G_{\text{zr}}$$

A.1



**Abbildung A.1:** Veranschaulichung der Gewichtssegmente eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers mit zwei-Passagen und ihrer geometrischen Abmessungen für die Bestimmung des Matrix-Gewichtes

Aus der Lanzetten-Teilung und -Wandstärke wird ein prozentualer Material-Anteil (M%) von 20,54% ermittelt. Mit dieser Information und der Materialdichte ( $\rho$ ) kann aus dem Volumen der genannten Segmente das Matrix-Gewicht bestimmt.



**Abbildung A.2:** Darstellung des Lanzetten-Querschnitts und der Quer- und Längsteilung der Lanzetten im Wärmetauscher

Aus der Wärmeaustausch-Rechnung ergibt sich dementsprechend eine Gesamtmatrix-Geometrie. Aus Integrationsgründen wird diese Gesamtmatrix für gewöhnlich in kleinere Abschnitte entlang der Tiefe  $L_{nf}$  geteilt. Jedoch entspricht die Summe des Gewichtes aller Teilmatrizen dem Gewicht der Gesamtmatrix.

Gewicht der geraden Passagen:

$$G_{\text{pass}} = N_{\text{pass}} \cdot L_1 \cdot L_2 \cdot L_{nf} \cdot \rho \cdot M\% \quad \text{A.2}$$

Gewicht der Krümmung:

$$G_{\text{krümm}} = V_{\text{krümm}} \cdot \rho \cdot M\% \quad \text{A.3}$$

Wobei die Krümmung als ein hohler Zylinder der Wandstärke  $L_2$  und Höhe  $L_{nf}$  betrachtet wird, so dass:

$$V_{\text{krümm}} = \frac{1}{2} \cdot L_{nf} [\Pi(R_{\text{min}} + L_2)^2 - \Pi \cdot R_{\text{min}}^2] = \frac{1}{2} \cdot \Pi \cdot L_2 \cdot L_{nf} (2 \cdot R_{\text{min}} + L_2) \cdot \quad \text{A.4}$$

Gewicht der Zentralrohre:

$$G_{\text{zr}} = N_{\text{pass}} \cdot \rho (V_{\text{zr}} - V_{\text{lanz}}) \quad \text{A.5}$$

Das Zentralrohrvolumen ( $V_{\text{zr}}$ ) wird als hohler Zylinder der Wandstärke  $e$  und Höhe  $L_{nf}$  betrachtet, von dem das Volumen der Lanzettenlöcher ( $V_{\text{lanz}}$ ) abgezogen wird.

Jedoch wird das Zentralrohr-Gewicht durch die symmetrische oder unsymmetrische Gestaltung des Wärmetauschers beeinflusst. Ein symmetrischer Wärmetauscher führt nämlich zu einer kürzeren  $L_{nf}$  -Abmessung für dieselbe Anzahl an Lanzettenlöchern als ein Unsymmetrischer. Der erste Fall wird folgend als Wärmetauscher mit zwei Hälften ( $N_{sym}=2$ ) gekennzeichnet, während der Zweite als Wärmetauscher mit nur einer Hälfte ( $N_{sym}=1$ ) betrachtet wird.

Das Volumen eines Zentralrohres wird durch

$$V_{zr} = \frac{L_{nf}}{N_{sym}} [\Pi(R_{zr} + e)^2 - \Pi \cdot R_{zr}^2] = \frac{\Pi \cdot d \cdot L_{nf}}{N_{sym}} (2R_{zr} + e) \quad A.6$$

ausgedrückt, während das Volumen der Lanzettenlöcher je Zentralrohr unter Vernachlässigung der Lanzetten-Wandstärke nach

$$V_{lanz} = N_{lanz} \cdot \Pi \cdot \frac{a}{2} \cdot \frac{b}{2} \cdot e \quad A.7$$

berechnet wird.

#### Gewicht der Anbindungen:

Eine Anbindungseinheit besteht aus dem geometrischen Übergang von der rechteckigen Passage zum runden Zentralrohr. Jede Passage besitzt eine obere und eine untere Anbindungseinheit zum Zentralrohr. Dadurch entstehen je nach Bauweise insgesamt

$$N_{anb} = 2 \cdot N_{pass} \cdot N_{sym} \quad A.8$$

Anbindungen. Damit das Gewicht der Anbindungen:

$$G_{anb} = N_{anb} \cdot V_{anb} \cdot \rho \cdot M\% \quad A.9$$

Wobei das Volumen jeder Anbindung als die Differenz eines Quaders und eines Viertelzylinders betrachtet wird.

$$V_{anb} = \frac{L_{nf}}{N_{sym}} \left[ R_{zr}^2 - \frac{1}{4} \Pi \cdot R_{zr}^2 \right] \quad A.10$$



## Abbildungsverzeichnis

<b>Bild 1.1:</b> Klassifizierung des Hubschraubermarktes nach der Antriebsleistung installierter Triebwerke [11] [24].....	2
<b>Bild 1.2:</b> Spezifischer Brennstoffverbrauch eines Wellenleistungstriebwerkes und Hubschrauberleistungsbedarf, nach [44] [23]. .....	3
<b>Bild 1.3:</b> <i>Take-Off</i> spezifischer Brennstoffverbrauch verschiedener Wellenleistungs-triebwerke aufgetragen nach <i>Take-Off</i> -Leistung und Entwicklungsperiode, nach [11]. .....	4
<b>Bild 2.1:</b> Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes nach <i>GasTurb</i> [31].....	11
<b>Bild 2.2:</b> Joule-Arbeitsprozess eines konventionellen Wellenleistungstriebwerkes..	12
<b>Bild 2.3:</b> Darstellung eines zwei-welligen Wellenleistungstriebwerkes mit Abgaswärmetauscher nach <i>GasTurb</i> [31].....	15
<b>Bild 2.4:</b> Typischer Arbeitsprozess eines Wellenleistungstriebwerkes mit Abgaswärmetauscher abhängig von $OPR = P_{t3} / P_{t2}$ .....	16
<b>Bild 2.5:</b> Einfluss des OPR bei konstanter TET und Leistung auf die ausgetauschte Wärmemenge in einem Arbeitsprozess mit Abgaswärmetauscher ..	17
<b>Bild 2.6:</b> Einfluss der TET bei konstantem OPR und Leistung auf die ausgetauschte Wärmemenge in einem Arbeitsprozess mit Abgaswärmetauscher ..	18
<b>Bild 2.7:</b> Versuchsträger des rekuperativen Allison T63-Triebwerkes Mitte der 60er Jahre [42].....	19
<b>Bild 2.8:</b> Leistungspolare eines leichten Hubschraubers .....	21
<b>Bild 2.9:</b> Struktogramm des multidisziplinären Vorauslegungsprogrammes MOPEDS, nach [26] .....	25
<b>Bild 2.10:</b> Schematische Darstellung einer Leistungssyntheserechnung z.B. nach [44].....	27

<b>Bild 3.1:</b> Schnittbild der RR 250-C20B, nach [6] .....	34
<b>Bild 3.2:</b> Anordnung der Betriebspunkte der RR 250-C20B im von [34] gemessenen Verdichter-Kennfeld der RR 250-C20B .....	36
<b>Bild 3.3:</b> Darstellung der BO 105 CBS nach [24] .....	37
<b>Bild 3.4:</b> Ausgewähltes Flugmissions-Profil für die Auswertungen aller untersuchten Konzepte.....	38
<b>Bild 3.5:</b> Darstellung des Zusammenhangs zwischen thermischen Wirkungsgrad, TET, OPR und spezifischer Leistung im Auslegungspunkt <i>Take-Off</i> bei angenommenen Wirkungsgraden und Verlusten für das Jahr 2020 .....	39
<b>Bild 3.6:</b> Wirkungsgrad-Vorteil verschiedener Verdichterarchitekturen als Funktion des korrigierten Durchsatzes am Verdichteraustritt, nach [12].....	41
<b>Bild 3.7:</b> Reynolds-, Spalt- und Belastungs-Effekte auf den polytropen Wirkungsgrad eines Axialverdichters.....	42
<b>Bild 3.8:</b> Zeitliche Entwicklung des polytropen Wirkungsgrades eines Axialverdichters .....	43
<b>Bild 3.9:</b> Darstellung des polytropen Wirkungsgrades eines Impellers als Funktion der mittlerer spezifischen Drehzahl, nach [45] .....	45
<b>Bild 3.10:</b> Geometrische Bezeichnungen eines Impellers.....	45
<b>Bild 3.11:</b> Einordnung der Radialverdichter-Auslegung gegenüber ausgeführten Varianten .....	46
<b>Bild 3.12:</b> Ringraumkontur für die Neuauslegung eines 300 kW-Wellenleistungstriebwerkes mit MOPEDS erzeugt .....	49
<b>Bild 3.13:</b> Ergebnis der OPR und TET-Variation auf das Brennstoffgewicht für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen: $b_2$ = Impeller-Austrittsbreite, $R_i / R_a$ = NDT-Nabenverhältnis.....	52
<b>Bild 3.14:</b> Ergebnis der OPR und TET-Variation auf das Antriebsystemgewicht für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen: $b_2$ = Impeller-Austrittsbreite, $R_i / R_a$ = NDT-Nabenverhältnis .....	53

<b>Bild 3.15:</b> Eingeschränkter Auslegungsbereich für die Neuauslegung eines 300 kW-Triebwerkes. Geometrische Größen: $b_2$ = Impeller-Austrittsbreite, $R_i / R_a$ = NDT-Nabenverhältnis .....	54
<b>Bild 4.1:</b> Verschiedene Strömungskonfigurationen eines Wärmeübertragers. a) Gegenströmer, b) Gleichströmer, c) Kreuzströmer, d) Kreuzgegenströmer zwei Passagen, e) Kreuzgegenströmer vier Passagen .....	58
<b>Bild 4.2:</b> Verlauf des Wärmetauscher-Austauschgrads als Funktion der NTU bei konstantem Wärmekapazitätsverhältnis für verschiedene Strömungskonfigurationen des Wärmeübertragers, nach [27].....	60
<b>Bild 4.3:</b> Bauweise eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers mit Lanzettenförmigem Rohrbündel, nach [6], [18].....	62
<b>Bild 4.4:</b> Schematische Darstellung der unsymmetrischen Wärmetauscher-Matrix eines Kreuzgegenströmers mit zwei-Passagen.....	62
<b>Bild 4.5:</b> Auftragung der Spitzenwirkungsgrade der Verstell-NDT über den dazugehörigen Verstellwinkel [10].....	66
<b>Bild 4.6:</b> Entwicklung des Werkstofftyps und der Werkstofftemperatur für eine konstante Kriechlebensdauer bei konstanter Spannung über die Jahre, nach [43].....	68
<b>Bild 4.7:</b> Larson-Miller-Parameter der Werkstoffe Mar-M247 und TMS-238 für Kriechbruch, nach [16] und [28].....	69
<b>Bild 4.8:</b> Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher auf das Brennstoffverbrauch eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher .....	73
<b>Bild 4.9:</b> Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes eines 300 kW-Triebwerkes mit Abgaswärmetauscher .....	74
<b>Bild 4.10:</b> Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration I eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine .....	75

<b>Bild 4.11:</b> Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration II eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine.....	75
<b>Bild 4.12:</b> Schematische Darstellung der betrachteten Einbau-Konfiguration III eines Kreuzgegenstrom-Wärmetauschers im Abgasstrahl einer Gasturbine.....	76
<b>Bild 4.13:</b> Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes entsprechend der Einbau-Konfiguration II. Parameter $R_{WT\_Austritt}$ = Wärmetauscher-Austrittsradius .....	77
<b>Bild 4.14:</b> Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes entsprechend der Einbau-Konfiguration III. Parameter $R_{WT\_Austritt}$ = Wärmetauscher-Austrittsradius .....	78
<b>Bild 5.1:</b> Identifizierung des hinsichtlich des Brennstoffverbrauches optimalen Reiseflug-OPR für ein rekuperatives 300 kW-Triebwerk mit Wärmetauscher-Auslegung im Reiseflug bei einer 90-minütigen Transport-Mission.....	84
<b>Bild 5.2:</b> Vergleich der OPR-Verläufe aller Antriebskonzepte während einer 90-minütigen Hubschrauber-Transport-Mission .....	86
<b>Bild 5.3:</b> Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation des Wärmetauschers hinsichtlich des Brennstoffverbrauches eines 300 kW-Triebwerkes mit für den Reiseflug dimensioniertem Abgaswärmetauscher88	
<b>Bild 5.4:</b> Ergebnis der Austauschgrad- und Gesamtdruckverlust-Variation im Wärmetauscher hinsichtlich des Antriebssystemgewichtes eines 300 kW-Triebwerkes mit für den Reiseflug dimensioniertem Abgaswärmetauscher .....	89
<b>Bild 5.5:</b> Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes mit im Reiseflug dimensioniertem Wärmetauscher nach Einbau-Konfiguration II.....	90
<b>Bild 5.6:</b> Auswertung der Wärmetauscher-Integration im Abgasstrahl eines 300 kW-Triebwerkes mit im Reiseflug dimensioniertem Wärmetauscher nach Einbau-Konfiguration III.....	91

**Bild 6.1:** Vergleich des Brennstoffverbrauches und des Antriebssystemgewichtes  
aller untersuchten Antriebskonzepte..... 94



## Tabellenverzeichnis

<b>Tabelle 2.1:</b> Leistungsstufen beispielhaft eines Wellenleistungstriebwerkes im Hubschraubereinsatz.....	13
<b>Tabelle 3.1:</b> Angenommene Leistungsstufen des Referenz-Triebwerkes RR 250-C20B unter Normaltag- und Boden-Bedingungen (ISA-SLS) .....	36



## Literaturverzeichnis

- [1] ACKERMANN, E.: *Studie SST-Antriebe*. München: Technische Notiz MTUM-N93EP-0001 (MTU-intern), MTU Aero Engines AG, 1993
- [2] AUNGIER, R. H.: *Centrifugal Compressors – A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis*. New York: ASME Press, 2000 - ISBN 0-7918-0093-8
- [3] AVRAN, P.; BOUDIGUES, S.: *Ceramic Heat Exchangers in Gas Turbine*. Nizza: American Society of Mechanical Engineers, COGEN-TURBI III, 1989 (ASME)
- [4] BITTNER, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber – Technologie, das flugdynamische System Hubschrauber, Flugstabilitäten, Steuerbarkeit*. Berlin und Heidelberg: Springer-Verlag, 2002 – ISBN 3-540-42013-4
- [5] BOUTY, E.; PATY, G.; CHEFTEL-PY, B.: *SAGE 5 Cleansky's Approach to Quieter Turboshaft Engines*. International Symposium on Air Breathing Engines, 2011 (ISABE-2011-1303)
- [6] BRÄUNLING, W. J. G.: *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. Berlin and New York: Springer-Verlag, 2009 – ISBN 978-3-540-76368-0
- [7] CLAUS, R. W.; EVANS, A. L.; FOLLEN, G. J.: *Multidisciplinary Propulsion Simulation Using NPSS*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992 (AIAA 92-4709-CP)
- [8] CLEANSKY: *Green Rotorcraft-Demonstrators*.  
<http://www.cleansky.eu/content/page/green-rotorcraft-demonstrators> – Zugriff 25.08.2014
- [9] COLANTUONI, S.; COLELLA, A.; MAINIERO, G.; SANTORIELLO, G.; CIRILLO, L.; IOSSA, C.: *Preliminary Design and Performance Analysis of a Variable Geometry Recuperative Turboshaft*. Seattle: Advisory Group for Aerospace Research and Development – Symposium on Advanced Aero-Engine Concepts and Controls, 1995 (AGARD-CP-572)
- [10] CONVERSE, J.L.: *Extended Parametric Representation of Compressors, Fans and Turbines*. Vol. II – PART User's Manual, Final Report, 1984, NASA-CR-174646

- [11] DALY, M.; GUNSTON, B.: *Jane's Aero-Engines – Issue 28*. IHS Jane's Verlag, September 2010 – ISSN 1748-2534
- [12] EARLY, M. L.; ZEINER, P.K: *Influence of Engine Variables on Future Helicopter Systems*. St Louis: Advisory Group for Aerospace Research and Development - Lecture Series on Engine-Airframe Integration for Rotorcraft, 1986 (AGARD-LS-148)
- [13] EASA: *Type Certificate Data Sheet R.011-BO 105*, 01-10 Juli 2009  
[http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-R.011\\_Eurocopter\\_Deutschland\\_BO105-01-10072009.pdf](http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-R.011_Eurocopter_Deutschland_BO105-01-10072009.pdf) – Zugriff 15.10.2014
- [14] EGGBRECHT, R.; SCHLOSSER, W.: *Kompakter Hochtemperatur-Wärmetauscher für Wellenleistungsturbinen*. MTZ-Motortechnische Zeitschrift, Heft 6, 1986
- [15] EISENBERG, J. D.: *The Selection of Convertible Engines with Current Gas Generator Technology for High Speed Rotorcraft*. San Francisco: Vertical Lift Aircraft Design Conference, 1990 (NASA-TM-103774)
- [16] ERICKSON, G. L.; HARRIS, K.: *DS and SX Superalloys for Industrial Gas Turbines*. Liège: Materials for Advanced Power Engineering Conference, 1994. Nederland: Kluwer Academic Publishers, 1994 – ISBN 0-7923-3075-7 (Part II)
- [17] FORECAST INTERNATIONAL: *The Market for Aviation Turboshaft Engines 2011-2020 - Rolls-Royce Model 250/RR300*, 2011  
[http://www.forecastinternational.com/samples/f642\\_completesample.pdf](http://www.forecastinternational.com/samples/f642_completesample.pdf)  
– Zugriff 25.08.2014
- [18] GRIEB, H.: *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. Basel, Boston and Berlin: Birkhäuser-Verlag, 2004 – ISBN 3-7643-6023-2
- [19] GRIEB, H.: *Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke*. Berlin und Heidelberg: Springer-Verlag, 2009 – ISBN 978-3-540-34373-8
- [20] GRIEB, H.; KLUSMANN, W.: *Regenerative Helicopter Engines – Advances in Performance and Expected Development Problems*. Toulouse: Advisory Group for Aerospace Research and Development 57th Specialists' Meeting on Helicopter Propulsion Systems, 1981 (AGARD)
- [21] GÜNTHER, K. S.: *Auslegung, Optimierung und konstruktive Gestaltung einer Propeller-Gasturbine mit Wärmetauscherkreisprozess*. Fachhochschule Aachen, Fachbereich 6 Luft- und Raumfahrttechnik: Diplomarbeit, 2009
- [22] HAJEK, M.: *Auslegung und Entwurf von Hubschraubern 1*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie: Vorlesungsunterlagen, 2012

- [23] HÖNLE, J. : *Ökonomische Optimierung der Triebwerksbetriebsstrategie von zweimotorigen Hubschraubern*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugantriebe: Dissertation, 2013
- [24] JACKSON, P.; MUNSON, K.; PEACOCK, L.: *Jane's All The World's Aircraft 2003-2004 - Issue 94*. Bath and Glasgow: Bath Press Verlag, 2003 – ISBN 0-7106-2537-5
- [25] JÄNKER, P.; STUHLBERGER, J.; HOFFMANN, F.; NIESL, G.; KLOEPPEL, V.: *The Hybrid Helicopter Drive – A Step to New Horizons of Efficiency and Flexibility*. Paris: ERF, 2010
- [26] JESCHKE, P.; KURZKE, J.; SCHABER, R.; RIEGLER, C.: Preliminary Gas Turbine Design Using the Multidisciplinary Design System MOPEDS. Amsterdam: American Society of Mechanical Engineers Turbo Expo, Land, Sea and Air, 2002 (ASME- GT-2002-30496)
- [27] KAYS, W. M.; LONDON, A. L.: *Compact Heat Exchangers*. New York: McGraw-Hill Book Company, Second Edition, 1967 – ISBN 978-1575240602
- [28] KAWAGISHI, K. et al.: *Development of an oxidation-resistant High-Strength Sixthgeneration Single-Crystal Superalloy TMS-238*. Seven Springs: 12<sup>th</sup> International Symposium on Superalloys, The Minerals, Metals and Materials Society, 2012 (Superalloys 2012). Hoboken: John Wiley and Sons, Inc., Publication, 2012 – ISBN 978-0-470-94320-5
- [29] KENNY, D. P.: *The History and Future of the Centrifugal Compressor in Aviation Gas Turbines*. 1st Cliff Garrett Turbomachinery Award Lecture, 1984
- [30] KURZKE, J.: *Advanced User-Friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer*. Houston: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1995 (ASME 95-GT-147)
- [31] KURZKE, J.: *GasTurb 12 – User's Manual*. München, 2012
- [32] MCDONALD, C. F.; RODGERS, C.: *Heat Exchanged Propulsion Gas Turbines: A Candidate for Future Lower SFC and Reduced Emission Military and Civil Aeroengines*. Orlando: American Society of Mechanical Engineers Turbo Expo, 2009 (ASME-GT2009-59156)
- [33] MD HELICOPTERS: *MD500E Serie - Direct Operating Cost Estimates*. [http://www.mdhelicopters.com/helicopters/pdf/500E/direct\\_operating\\_cos.pdf](http://www.mdhelicopters.com/helicopters/pdf/500E/direct_operating_cos.pdf) - Zugriff 25.08.2014

- [34] MENRATH, M.: *Experimentelle Kennwertermittlung und Systemanalyse bei Hubschrauber-Gasturbinen*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugantriebe: Dissertation, 1989
- [35] MÜNZBERG, H. G.: *Flugantrieb – Grundlagen, Systematik und Technik der Luft- und Raumfahrtantriebe*. Berlin and New York: Springer-Verlag, 1972 – ISBN 3-540-05626-2
- [36] MÜNZBERG, H. G.; KURZKE, J.: *The Pros and Cons of Variable Geometry Turbines*. Paris: Advisory Group for Aerospace Research and Development – Conference Proceedings, 1976 ( AGARD-CP-205)
- [37] MÜNZBERG, H. G.; KURZKE, J.: *Gasturbinen – Betriebsverhalten und Optimierung*. Berlin and New York: Springer-Verlag, 1977 – ISBN 3-540-08032-5
- [38] N.N.: *Aircraft Propulsion system Performance Station Designation And Nomenclature*. Aerospace Recommended Practice SAE ARP 755, 1994
- [39] N.N.: MTU interne Informationen der Vorauslegungs-Abteilung
- [40] N.N.: Umfrage bei Hubschrauber-Betreibern (Milestone Aviation Group, Bristow Group Inc., Sloane Helicopters, Heli-One, ADAC Stiftung „Gelber Engel“ gGmbH, Heli Aviation GmbH, Nothern Helicopters AB, London’s Air Ambulance). London: Fachmesse “Helitech International”, 24-26 September 2013
- [41] PELLISCHEK, G.: *Compact High Performance Heat Exchangers for ICR Aircraft Gas Turbines*. Köln-Porz: European Propulsion Forum – Future Civil Engines and the Protection of the Atmosphere, 1990 (DGLR-Bericht 90-021)
- [42] PRIVOZNIK, E. J.: *Allison T63 Regenerative Engine Program*. Washington: AHS International Forum Paper 212, 1968.
- [43] REED, R. C.: *The Superalloys – Fundamentals and Applications*. Cambridge: Cambridge University Press, 2006 – ISBN 978-0-521-85904-2
- [44] RICK, H.: *Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Auslegung und Simulation*. Berlin and New York: Springer-Verlag, 2014 – ISBN 987-3-540-79445-5
- [45] RODGERS, C.: *Specific Speed and Efficiency of Centrifugal Impellers*. New Orleans: American Society of Mechanical Engineers 25th International Gas Turbine Conference and Exhibit and 22<sup>nd</sup> Annual Fluids Engineering Conference, 1980 (ASME)

- [46] ROLLS-ROYCE: *Rolls-Royce Market Overview – 10-year Helicopter Industry Market Forecast 2011-2020*, 2011  
[http://www.rolls-royce.com/heliexpo09/pdf/2009r-rforecast\\_overview.pdf](http://www.rolls-royce.com/heliexpo09/pdf/2009r-rforecast_overview.pdf)  
- Zugriff 21.01.2011
- [47] ROLLS ROYCE: *Model 250-C20 Operation and Maintenance Manual*. Stand 2013
- [48] ROTORSALES: *MD500E Serie - Direct Operating Cost*.  
[http://www.rotorsales.com/Pages/Model%20Pages/MD/MD%20Brochure/500e\\_all.pdf](http://www.rotorsales.com/Pages/Model%20Pages/MD/MD%20Brochure/500e_all.pdf) - Zugriff 25.08.2014
- [49] SCHABER, R.: *Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugantriebe: Dissertation, 2000
- [50] SCHÖNENBORN, H.; EBERT, E.; SIMON, B. ; STORM, P.: *Thermomechanical Design of a Heat Exchanger for a Recuperative Aero Engine*. Wien: American Society of Mechanical Engineers Turbo Expo, Power for Land, Sea, and Air, 2004 (ASME-GT2004-53696)
- [51] SCHUBERT, H.: *Taschenbuch der Luftfahrtantriebe*. München: Eigenverlag der MTU Motoren- und Turbinen-Union München GmbH, ESD-Taschenbuch Nr. 2. Vierte Auflage, 1981 – ISBN 3-88622-000-1
- [52] STONE, A.; EBERHARDT, J. D.: *Part Load Fuel Consumption Problem of Open Cycle Gas Turbines*. Los Angeles: National Aerospace Engineering and Manufacturing Meeting, 1962. New York: Society of Automotive Engineers, Inc.
- [53] SPYRA, N. D.: *Entwicklung und Untersuchung eines neuartigen Brennstoffaufbereitungssystems für kleine Gasturbinen*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugantriebe: Dissertation, 2010
- [54] SNYDER, C. A.; THURMAN, D. R.: *Gas Turbine Characteristics for a Large Civil Tilt-Rotor (LCTR)*. Grapevine: 65<sup>th</sup> Annual Forum and Technology Display (AHS Forum 65), 2009 (NASA/TM-2010-216089)
- [55] US ENERGY INFORMATION ADMINISTRATION: *US Crude Oil First Purchase Price*.  
[http://www.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=F000000\\_3&f=A](http://www.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=F000000_3&f=A) - Zugriff 25.08.2014
- [56] US ENERGY INFORMATION ADMINISTRATION: *US Regular All Formulations Retail Gasoline Prices*.  
[http://www.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=pet&s=emm\\_epmr\\_pte\\_nus\\_dpg&f=w](http://www.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=pet&s=emm_epmr_pte_nus_dpg&f=w) - Zugriff 25.08.2014

- [57] Verein Deutscher Ingenieure, VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen: *VDI-Wärmeatlas – Berechnungsblätter für den Wärmeübergang*. Berlin and New York: Springer-Verlag, Neunte überarbeitete und erweiterte Auflage, 2002 – ISBN 3-540-41200-X
- [58] VINSON, P. W.; TAMEO R. P.; NEITZEL R. E.: *A Study of Regenerative Turbohaft Engines Suitable for Light Military Helicopters*. Houston: American Society of Mechanical Engineers 26th International Gas Turbine Conference and Exhibit, 1981 (ASME)
- [59] WALSH, P. P.; FLETCHER, P.: *Gas Turbine Performance*. Malden: Blackwell Science, 2. Auflage, 2004 – ISBN 0-632-06434-x
- [60] WALZER, P.: *Die Fahrzeug-Gasturbine*. Düsseldorf: VDI-Verlag, 1991 – ISBN 3-18-401012-0
- [61] WASSELL, A. B.: *Reynolds Number Effects in Axial Compressors*. Pittsburgh: American Society of Mechanical Engineers, 1967 (ASME 67-WA/GT-2)