

Masterarbeit

Design eines Zapfluft-betriebenen Thermal Management Systems  
und Analyse der Wechselwirkungen zur Triebwerksperformance  
einer Überschallplattform

von Weiermann, Maximilian  
Matrikelnummer: 407254

Diese Arbeit wurde vorgelegt am  
Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen

Fakultät für Maschinenwesen der  
RWTH Aachen University

1. Prüfer: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke
  2. Prüfer: Dr.-Ing. Philipp Schwarz
- Betreuer: Christian Klumpp, M. Sc.

Aachen, 6. Januar 2025



# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>iv</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>v</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>vii</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2. Stand der Technik</b>	<b>3</b>
2.1. Einführung in Thermal Management Systeme . . . . .	3
2.1.1. Wärmequellen . . . . .	4
2.1.2. Wärmesenken . . . . .	6
2.2. Literatur zum kreisprozessintegrierten TMS . . . . .	8
2.3. Grundlagen des Reverse Brayton Cycles . . . . .	9
2.3.1. Idealer geschlossener Reverse Brayton Cycle . . . . .	10
2.3.2. Idealer offener Reverse Brayton Cycle . . . . .	12
2.3.3. Realer offener Reverse Brayton Cycle . . . . .	12
2.4. Thermodynamische Grundlagen von Wärmeübertragern . . . . .	15
<b>3. Referenzkonfiguration und TMS-Architektur</b>	<b>19</b>
3.1. Anwendung und Referenzkonfiguration . . . . .	19
3.1.1. DLR-Future Fighter Demonstrator FFD . . . . .	19
3.1.2. DLR-Future Fighter Engine FFE . . . . .	21
3.1.3. Flugmission Combat Air Patrol . . . . .	22
3.2. TMS-Architektur . . . . .	24
<b>4. Vorstudien</b>	<b>29</b>
4.1. Zapfluft-Zustand . . . . .	31
4.2. Druckverlust im Nebenstrom . . . . .	33
4.3. Wärmezufuhr in den Nebenstrom . . . . .	34
4.4. Leistungsentnahme Hochdruckwelle . . . . .	34
4.5. Fazit Vorstudien . . . . .	35
<b>5. Anforderungen an das TMS und Systemmodellierung</b>	<b>37</b>
5.1. Designanforderungen an das TMS . . . . .	37
5.2. Modellierungs- und Berechnungs-Methodiken . . . . .	39
5.2.1. Kreisprozessmodellierung des TMS . . . . .	39
5.2.2. Modellierung der Wärmeübertrager mit der P-NTU-Methode . . . . .	43
5.2.3. Vereinfachte Berechnung des Kraftstoffverbrauchs . . . . .	45
<b>6. Studien</b>	<b>47</b>
6.1. Systemverhalten bei variabler Triebwerkslast . . . . .	47
6.2. Variation des Auslegungsdruckverhältnisses des TMS-Verdichters . . . . .	52
6.2.1. TMS-Verhalten in variablen Laststufen . . . . .	52
6.2.2. TMS-Verhalten in der CAP-Flugmission . . . . .	58
6.2.3. Zusammenfassung und Diskussion . . . . .	62
6.3. Variation der Zapfluftentnahmestelle . . . . .	63
6.3.1. Verdichterdesign in Abhängigkeit der relativen Enthalpie . . . . .	64
6.3.2. TMS-Verhalten in variablen Laststufen . . . . .	66
6.3.3. TMS-Verhalten in der CAP-Flugmission . . . . .	69

6.3.4. Zusammenfassung und Diskussion . . . . .	72
<b>7. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>75</b>
<b>Literatur</b>	<b>82</b>
<b>A. Weitere Kenngrößen der TMS-Modellierung</b>	<b>83</b>
<b>B. Weitere Vorstudienresultate</b>	<b>85</b>
<b>C. Weitere Resultate zum Systemverhalten bei variabler Triebwerkslast</b>	<b>89</b>
<b>D. Weitere Resultate zur Variation des Auslegungsdruckverhältnisses</b>	<b>91</b>
<b>E. Weitere Resultate zur Variation der Zapfluftentnahmestelle</b>	<b>93</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1.	Komponenten eines TMS nach [38] und [50]	3
2.2.	a): Flussbild eines geschlossenen RBC b): Zustandsänderungen eines geschlossenen RBC im T-s-Diagramm	10
2.3.	a): Flussbild eines offenen RBC b): Zustandsänderungen eines offenen RBC im T-s-Diagramm	12
2.4.	Zustandsänderungen eines offenen irreversiblen RBC im T-s-Diagramm, nach [5]	13
2.5.	Zweistufige isentrope Verdichtung mit Zwischenkühlung (in $p'$ ), nach [5, 49]	14
3.1.	DLR-FFD mit hervorgehobenen Triebwerken und Einläufen [32]	20
3.2.	Flussbild des FFE-Triebwerks, erstellt mit GTlab, nach [33]	22
3.3.	Geometrische Vorauslegung des FFE-Triebwerks, erstellt mit GTlab, nach [33]	22
3.4.	Schematischer Missionsverlauf <i>CAP</i> -Mission nach [11]	23
3.5.	Flussbild der Architektur von Triebwerk und TMS, erstellt mit GTlab	28
4.1.	Einflusspunkte des TMS auf das Triebwerk	29
4.2.	Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit des Zapfluft-Zustands	32
4.3.	Turbineneintrittstemperatur und relativer Kraftstoffmehrverbrauch in <i>Patrol</i> in Abhängigkeit des Zapfluftmassenstroms ( $h_{rel,Bleed} = 0,5$ )	32
4.4.	Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit des Nebenstrom-Druckverlusts	33
4.5.	Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit des Wärmestroms in den Nebenstrom	34
4.6.	Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit der <i>HPS</i> -Leistungsentnahme	35
5.1.	Flussbild der Design- und Off-Design-Methodik für das TMS	41
5.2.	Flussbild der Design- und Off-Design-Methodik für die Wärmeübertrager	44
6.1.	Abführbare Kühlleistung und Verdichterdruckverhältnis im Off-Design in Abhängigkeit der Triebwerkslast ( $\Pi_{V,Des} = 5$ und $h_{rel} = 0,5$ )	48
6.2.	Differenzen der Energieströme zum Fall $F_{rel} = 30\%$ in Abhängigkeit der Triebwerkslast ( $\Pi_{V,Des} = 5$ und $h_{rel} = 0,5$ )	49
6.3.	a): Ein- und austretende Energieströme, sowie $T_{95}$ , in Niederlast b): Eintretende Energieströme $h_{91}$ , $w_{TMSS}$ in Niederlast	50
6.4.	Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast ohne Zusatzleistung $P_{TMSS}$ für $\Pi_{V,Des} = 2; 3$	51
6.5.	Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast für $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$	52
6.6.	Differenzen der Energieströme, sowie $T_{95}$ , zwischen einem TMS mit $\Pi_{V,Des} = 3$ und $\Pi_{V,Des} = 7$ in Abhängigkeit der Triebwerkslast	53
6.7.	TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für den Betrieb ohne und mit Regelung ( $F_{rel} = 10\%$ )	56
6.8.	Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast mit und ohne Regelung, sowie die Regelungs-Leistungsdrosselungen ( $\Pi_{V,Des} = 5$ )	57
6.9.	Abführbare Kühlleistungen über die <i>CAP</i> -Mission für $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$	58
6.10.	Abführbare Kühlleistungen über die <i>CAP</i> -Mission im Betrieb mit Regelung ( $\Pi_{V,Des} = 5$ )	61

6.11. Relativer Kraftstoffmehrverbrauch über die <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit des Verdichter-Auslegungsdruckverhältnisses $\Pi_{V,Des}$ . . . . .	62
6.12. a): Auslegungsdruckverhältnis $\Pi_{V,Des}$ in Abhängigkeit von $h_{rel}$ b): T-s-Diagramm des TMS-Prozesses für $h_{rel} = 0,2; 0,8$ ( $F_{rel} = 50\%$ ) . . . . .	65
6.13. Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast für $h_{rel} = 0; 0,5; 1$ . . . . .	66
6.14. Differenzen der Energieströme, sowie $T_{95}$ , zwischen einem TMS mit $h_{rel} = 0$ und $h_{rel} = 1$ in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	67
6.15. Abführbare Kühlleistungen über die <i>CAP</i> -Mission für $h_{rel} = 0; 0,5; 1$ . . . . .	69
6.16. Abführbare Kühlleistung über die <i>CAP</i> -Mission im Betrieb mit Regelung ( $h_{rel} = 0$ ) . . . . .	71
6.17. Relativer Kraftstoffmehrverbrauch über die <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle $h_{rel}$ . . . . .	72
B.1. Turbineneintrittstemperatur und relativer Kraftstoffmehrverbrauch in <i>Patrol</i> in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle ( $\dot{m}_{Bleed} = 0,5 \text{ kg/s}$ ) . . . . .	85
B.2. Nebenstromverhältnis $\lambda$ in Abhängigkeit des Druckverlustkoeffizienten im Nebenstrom $\pi_{BP}$ in <i>Patrol</i> . . . . .	85
B.3. Relative Steigerung des FAR in <i>Patrol</i> in Abhängigkeit der Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle $P_{Ab}$ . . . . .	86
B.4. Beträge der Leistungen des Hochdruckverdichters $ P_V $ und der -turbine $ P_T $ in Abhängigkeit der <i>HPS</i> -Leistungsentnahme $P_{Ab}$ in <i>Patrol</i> . . . . .	86
B.5. Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der <i>CAP</i> -Mission in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle ( $\dot{m}_{Bleed} = 0,6 \text{ kg/s}$ ) . . . . .	87
C.1. TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für die Lasten $F_{rel} = 30\%$ und $F_{rel} = 80\%$ ( $\Pi_{V,Des} = 5$ ) . . . . .	89
C.2. Verlauf $\dot{m}_{TMS,i}$ $P_i$ $\Delta T_{max,i}$ in Abhängigkeit der Triebwerkslast im Niederlastbereich . . . . .	89
C.3. TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für $\Pi_{V,Des} = 2$ und $\Pi_{V,Des} = 3$ ( $F_{rel} = 50\%$ ) . . . . .	90
D.1. Differenzen der Energieströme $h_{91}$ , $\dot{q}_{Ab}$ und $w_{TMSS}$ zwischen einem TMS $\Pi_{V,Des} = 3$ und $\Pi_{V,Des} = 7$ in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	91
D.2. Zusatzleistung auf <i>TMSS</i> in Abhängigkeit des Verdichter-Auslegungsdruckverhältnisses . . . . .	91
E.1. Luftdichte am Verdichtereintritt $\rho_{92}$ in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle $h_{rel}$ ( $F_{rel} = 50\%$ ) . . . . .	93
E.2. Temperaturdifferenz zwischen Wärmequelle und -senke in <i>PreCool</i> in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	93
E.3. Temperaturdifferenz zwischen Wärmequelle und -senke in <i>TMSHX</i> in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	94
E.4. Differenz von $\Delta(P_i \Delta T_{max,i})$ zwischen einem TMS mit $h_{rel} = 0$ und $h_{rel} = 1$ in <i>PreCool</i> in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	94
E.5. Differenz von $\Delta(P_i \Delta T_{max,i})$ zwischen einem TMS mit $h_{rel} = 0$ und $h_{rel} = 1$ in <i>TMSHX</i> in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	95
E.6. Verlauf der Effektivitätsdifferenz zwischen einem TMS mit $h_{rel} = 0$ und $h_{rel} = 1$ $\Delta P_{i,h=0 \rightarrow 1}$ von <i>PreCool</i> und <i>TMSHX</i> in Abhängigkeit der Triebwerkslast . . . . .	95
E.7. Austrittsdruckverhältnis $p_{st,96}/p_{st,0}$ in der <i>CAP</i> -Mission für einen leistungsgeregelten Betrieb ( $h_{rel} = 0$ ) . . . . .	96

# Tabellenverzeichnis

2.1. Zustandsänderungen im reversiblen linksläufigen Joule-Kreisprozess . . . .	10
3.1. Flugsegmente im <i>CAP</i> -Missionsverlauf . . . . .	24
3.2. Zustandsänderungen im TMS . . . . .	25
4.1. Untersuchungsintervalle Vorstudien . . . . .	31
5.1. Design- und Anforderungsgrößen TMS . . . . .	38
5.2. Abhängige und unabhängige Variablen in Design- und Off-Design-Rechnungen	42
6.1. Relative Anpassungen von $P_{TMS}$ und abführbare Kühlleistungen im Betrieb ohne Regelung (oR) und mit Regelung (mR) . . . . .	55
6.2. Abführbare Kühlleistungen für Segmente der <i>CAP</i> -Flugmission im Betrieb ohne Regelung (oR) und mit Regelung (mR) ( $\Pi_{V,Des} = 5$ ) . . . . .	60
6.3. Abführbare Kühlleistungen für Segmente der <i>CAP</i> -Flugmission im geregelten und ungeregelten Betrieb ( $h_{rel} = 0$ ) . . . . .	71
A.1. Weitere Kenngrößen des TMS-Modells, basierend u. a. auf [4, 39] . . . . .	83
D.1. Zeitlich gemittelte Kühlleistungen über die <i>CAP</i> -Flugmission für ein TMS mit $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$ . . . . .	92
D.2. Minimale <i>TTBHX</i> -Eintrittstemperaturen für maximal mögliche Expansion bei Leistungsregelung innerhalb der <i>CAP</i> -Mission . . . . .	92
E.1. Zeitlich gemittelte Kühlleistungen über die <i>CAP</i> -Flugmission für ein TMS mit $h_{rel} = 0; 0,5; 1$ . . . . .	94



# Symbolverzeichnis

## Lateinische Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
$A$	Fläche (allgemein)	$\text{m}^2$
$A_{wue}$	wärmeübertragende Fläche	$\text{m}^2$
$A_0$	Stirnfläche Wärmeübertrager	$\text{m}^2$
$a$	spezifische Arbeit	$\text{J/kg}$
$B_s$	spezifischer Kraftstoffverbrauch	$\text{kg}/(\text{s N})$
$COP$	Leistungszahl (Coefficient of Performance)	-
$c$	Absolutgeschwindigkeit	$\text{m/s}$
$c_p$	spezifische isobare Wärmekapazität	$\text{J}/(\text{kg K})$
$d$	Durchmesser	$\text{m}$
$F$	Schub	$\text{N}$
$F_{rel}$	relativer Schub	-
$G$	Gewichtskraft	$\text{N}$
$g$	Gravitationskonstante	$\text{m/s}^2$
$H$	Flughöhe	$\text{m}$
$H$	Höhe (allgemein)	$\text{m}$
$h$	Enthalpie (allgemein)	$\text{J/kg}$
$h_{rel}$	relative Enthalpie	-
$k$	Wärmedurchgangskoeffizient	$\text{W}/(\text{m}^2 \text{K})$
$l$	Länge	$\text{m}$
$Ma$	Machzahl/ Flugmachzahl	-
$m$	Masse	$\text{kg}$
$N$	Drehzahl	$1/\text{s}$
$N_{rel}$	relative Drehzahl	-
$NTU$	Number of Transfer Units	-
$P$	Dimensionslose Temperaturänderung	-
$P$	Leistung (allgemein)	$\text{W}$
$P_t$	technische Leistung	$\text{W}$
$P_{Reg}$	Regelungsleistung	$\text{W}$
$p$	Druck	$\text{Pa}$
$Q$	Wärme	$\text{J}$
$q$	spezifische Wärme	$\text{J/kg}$
$R$	allgemeine Gaskonstante	$\text{J}/(\text{mol K})$
$R_W$	Verhältnis der Wärmekapazitätsströme	-
$r$	Radius	$\text{m}$
$S$	Wegstrecke bzw. Distanz	$\text{m}$
$s$	spezifische Entropie	$\text{J}/(\text{kg K})$
$s_w$	Wandstärke	$\text{m}$
$T$	Temperatur	$\text{K}$
$t$	Zeit	$\text{s}$
$u$	(Flug-) Geschwindigkeit	$\text{m/s}$
$V$	Volumen	$\text{m}^3$
$v$	spezifisches Volumen	$\text{m}^3/\text{kg}$
$W$	Arbeit (allgemein)	$\text{W}$

$W_t$	technische Arbeit	W
$\dot{W}_Q$	Wärmekapazitätsstrom	W/K
$WUE_{split}$	Stirnflächenanteil Nebenstrom	-
$w_t$	spezifische (technische) Leistung	J/kg

## Griechische Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
$\beta$	Hilfskoordinate im Komponentenkennefeld	-
$\beta_{HX}$	Oberflächendichte Wärmeübertrager	m <sup>2</sup> /m <sup>3</sup>
$\eta$	Wirkungsgrad	-
$\kappa$	Isentropenexponent	-
$\lambda$	Nebenstromverhältnis	-
$\Pi$	Druckverhältnis	-
$\pi$	Druckverlustkoeffizient	-
$\rho$	Dichte	kg/m <sup>3</sup>

## Indizes

Zeichen	Bedeutung
a	außen
Ab	Abfuhr
Ac	Acceleration-Segment ( <i>CAP</i> -Mission)
aus	Austritt
Bleed	Zapfluft
BP	Nebenstrom (Bypass)
CII	ClimbIn-Segment ( <i>CAP</i> -Mission)
CIO	ClimbOut-Segment ( <i>CAP</i> -Mission)
CO	CruiseOut-Segment ( <i>CAP</i> -Mission)
core	Kernstrom
Des	Design (Auslegungsgröße)
dry	Betrieb ohne Nachbrenner
ein	Eintritt
el	elektrisch
err	Fehler bzw. Abweichung (Error)
F	Kraftstoff (Fuel)
Fan	Fan
ges	gesamt
HX	Wärmeübertrager (Heat Exchanger)
i	innen
is	isentrop
ISA	Standardatmosphäre
m	gemittelter Wert
mR	mit Regelung

M	Motor
NL	Niederlast
oR	ohne Regelung
OD	Off-Design
PT	Patrol-Segment (CAP-Mission)
rel	relativ
seg	Segment
st	statische Zustandsgröße
Stand	Standfall
start	Startgröße
T	Turbine
T1	Turn1-Segment (CAP-Mission)
T2	Turn2-Segment (CAP-Mission)
TO	Take Off-Segment (CAP-Mission)
t	Totalgröße
V	Verdichter
wet	Betrieb mit Nachbrenner
Zu	Zufuhr

## Abkürzungen

Zeichen	Bedeutung
CAP	Combat Air Patrol (Flugmission)
DEW	Energiewaffen (Directed Energy Weapons)
DLR-FFD	DLR-Future Fighter Demonstrater
ECS	Environmental Control System
FAR	Kraftstoff-Luft-Verhältnis (Fuel-Air-Ratio)
FFE	Future Fighter Engine
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HPS	Hochdruckwelle (High Pressure Shaft)
MEA	More Electronic Aircraft
MTOM	Maximale Startmasse (Maximum Take Off Mass)
PTMS	Power and Thermal Management System
RBC	Reverse Brayton Cycle
TMS	Thermal Management System
TMSC	Verdichter des TMS
TMSS	Welle der TMS-Turbokomponenten
TMST	Kühlturbine des TMS
TTB	Wärmekreislauf Flugzeugsystem (Thermal Transport Bus)



# 1. Einleitung

In der modernen Luftfahrt nimmt der Einsatz komplexer Hochleistungselektronik stark zu, was zu einer erheblichen Zunahme der Abwärme führt, die es gilt aus dem Flugzeug abzuführen. Elektrische Komponenten erzeugen dabei meist thermische Lasten mit geringen Temperaturen, dafür jedoch hohen Wärmeströmen, was ihre Abführung weiter erschwert [50]. Diese Entwicklung betrifft sowohl die zivile, als auch die militärische Luftfahrt, wobei in der militärischen Anwendung durch den Einsatz elektrifizierter Avionik und Flugsteuerungssysteme und insbesondere elektrifizierter Waffensysteme die Herausforderung der Wärmeabfuhr besonders relevant ist. Der Leistungsanteil der Waffensysteme wird in Flugzeugen zukünftiger Generationen durch den Einsatz von Energiewaffen weiter deutlich ansteigen, sodass die abzuführenden Wärmeleistungen im Megawattbereich liegen werden [13, 20, 21, 29].

Als konventionelle Wärmesenken dienen in Kampfflugzeugen Kraftstoff und Stauluft [13]. Doch die Kapazität der Kraftstoffkühlung ist in modernen Kampfflugzeugen nahezu ausgeschöpft, und die Nutzung von Stauluft wird durch steigende Anforderungen an die Tarnungseigenschaften des Flugzeugs (Stealth) zunehmend eingeschränkt. Dadurch wird die Abführung von Abwärme immer schwieriger. So stellen Probleme mit thermischen Lasten eine der größten Herausforderungen für eine Leistungs- und Effizienzsteigerung des Flugzeugs dar. In modernen Kampfflugzeugen kommt es infolgedessen dazu, dass die Missionskapazitäten nicht ausschließlich zentral durch die Kraftstoffmenge, sondern durch die thermischen Abfuhrkapazitäten zur Funktionssicherung elektrischer Komponenten beschränkt sind [50]. Daher gilt es, alternative Wärmesenken an Bord des Flugzeugs zu identifizieren und deren Kapazität effizient zu nutzen. Eine Möglichkeit zur Verbesserung der Wärmeabfuhr ist die Nutzung der Triebwerksströme. Jene Integration eines *Thermal Management Systems* (TMS) im Triebwerk weist beispielsweise in Bezug auf die Stealth-Anforderungen die Eigenschaft auf, dass keine zusätzlichen Staulufteinlässe auf der Außenhaut sichtbar sind.

Daher wird in dieser Arbeit eine Potentialbewertung eines TMS durchgeführt, welches Triebwerkszapfluft in Kombination mit einem Nebenstrom-Wärmeübertrager als Wärmesenke nutzt. Hierfür wird auf Grundlage einer Literaturrecherche eine TMS-Architektur aus bestehenden Komponentenmodellen aufgebaut, welche direkt in die Triebwerksleistungsrechnung integriert wird. Dies ermöglicht die Untersuchung der gegenseitigen Beeinflussung der beiden Systeme, wodurch Einschätzungen hinsichtlich der Zielgrößen der Subsysteme und deren Abhängigkeiten getroffen werden können. Weiterhin wird das Potential des zapfluftbetriebenen TMS im Kontext einer Flugmission betrachtet, sodass eine Technologiebewertung im Gesamtsystem des Flugzeugs vorgenommen werden kann. Während in der Literatur zumeist grundsätzliche Untersuchungen hinsichtlich verschiedener TMS-Architekturen und deren Potentiale vorliegen, liegt der Fokus dieser Arbeit besonders auf der Frage nach dem Potential eines TMS mit offenem Kühlkreislauf und dessen optimalen Auslegungsgrößen. Für diese Einschätzung und Optimierung stehen Parameterstudien der Auslegungsgrößen im Zentrum dieser Arbeit.

Der Hauptteil der Arbeit beginnt mit einer Literaturrecherche zum Stand der Technik. Hier wird zunächst ein Überblick über verschiedene Möglichkeiten eines TMS-Aufbaus bzgl. dessen Wärmequellen und -senken dargestellt. Damit wird eine Grundlage für das Systemdesign und dessen Potentialbewertung geschaffen, bevor anschließend der aktuelle Forschungsstand zum betrachteten System aufgezeigt wird. Daraufhin werden die thermodynamischen Grundlagen des Kühlkreisprozesses dargelegt, welche die Systemarchitektur und die zentralen Auslegungsgrößen motivieren. Das Kapitel 2 schließt mit der Beschreibung thermodynamischer Zusammenhänge in Wärmeübertragern und deren Berechnungsmethodik ab.

Der Fokus im Kapitel 3 liegt auf dem Referenztriebwerk und der betrachteten Überschallplattform, sowie der TMS-Architektur als Erweiterung. Bei der Architektur stehen die TMS-Komponenten und die entsprechenden Zustandsänderungen im Kreisprozess im Vordergrund. In Kapitel 4 werden daraufhin verschiedene Einflüsse, die durch den TMS-Betrieb auf das Triebwerk wirken, in Vorstudien unabhängig voneinander untersucht. Nach diesen Voruntersuchungen werden in Kapitel 5 die konkreten Auslegungsanforderungen an das kreisprozessintegrierte TMS definiert und die Systemmodellierung aufgezeigt. Neben der Modellierung der Wärmeübertrager steht vor allem die thermodynamische Modellierung der gekoppelten Kreisprozesse von Triebwerk und TMS im Zentrum.

In Kapitel 6 werden Parameterstudien des Gesamtsystems aus Triebwerk und TMS betrachtet, um dessen Betriebsverhalten in Abhängigkeit von zwei zentralen Auslegungsgrößen zu analysieren: der Zapfluftentnahmestelle als Kenngröße für den TMS-Eintritt und dem Auslegungsdruckverhältnis des TMS-Verdichters als essentielle Kenngröße des Kühlkreisprozesses. Das TMS-Kühlpotential wird dabei zunächst bei variabler Triebwerkslast und konstanten Umgebungsbedingungen untersucht, bevor Flugmissionsrechnungen folgen. Ziel ist die Optimierung der Auslegungsgrößen hinsichtlich des Gesamtsystem-Betriebsverhaltens.

Zum Abschluss dieser Arbeit werden die gesammelten Ergebnisse in Kapitel 7 zusammengefasst. Außerdem liegt hier ein besonderer Fokus auf möglichen Systemerweiterungen und -optimierungen im Rahmen eines Ausblicks auf weiterführende Untersuchungen.

## 2. Stand der Technik

### 2.1. Einführung in Thermal Management Systeme

Der Begriff des *Thermal Management* in der Luftfahrt beschreibt die Verfahren zum Umgang mit Wärme in Luftfahrzeugen. Damit soll gewährleistet werden, dass sämtliche Temperaturbedingungen innerhalb der Systeme dauerhaft eingehalten werden. Hierbei sind sowohl die technischen Komponenten, als auch die Kabine mit ihren Insassen von Bedeutung [2]. Somit soll sichergestellt werden, dass besonders die technischen Komponenten aufgrund von Wärmequellen innerhalb des Flugzeugs nicht außerhalb ihrer Auslegungstemperaturbereiche arbeiten und es infolgedessen zu Fehlfunktionen kommen kann. Damit ist in einem Großteil der Betriebsfälle die Hauptaufgabe eines *Thermal Management Systems*, entstehende Wärme aus dem System abzuführen [2]. Die Wärmeabführung ist als schematisches Flusschaubild nach [38] und [50] in Abbildung 2.1 dargestellt, das die Komponenten eines generischen TMS in einem Flugzeug enthält.

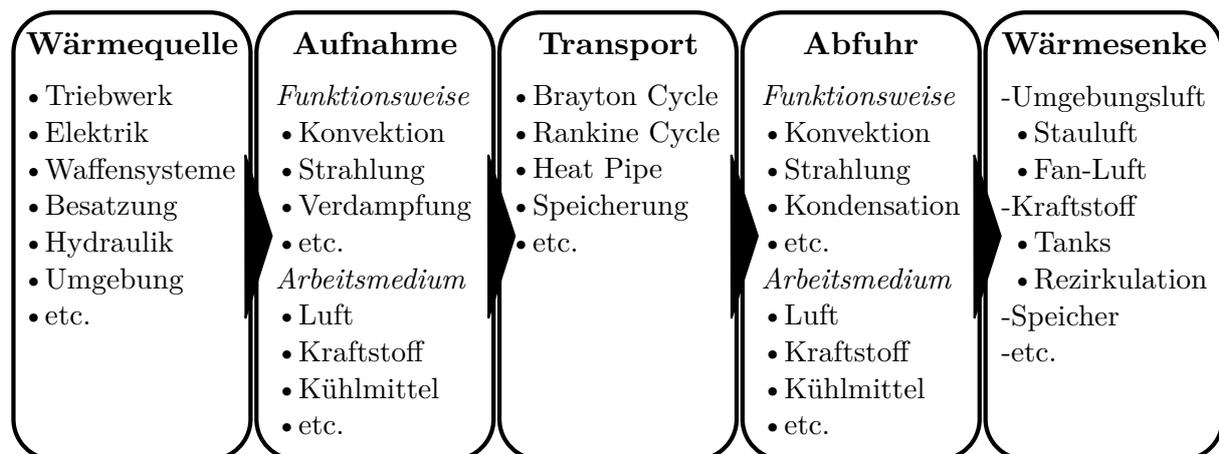


Abbildung 2.1: Komponenten eines TMS nach [38] und [50]

Die produzierte Abwärme nimmt dabei in der Entwicklung moderner Flugzeuge kontinuierlich zu. Hierfür liegt die Ursache in den steigenden Anforderungen an den Schub und die Leistungsbereitstellung für die wachsend komplexe Elektronik im System der sogenannten *More Electronic Aircrafts* (MEA) [22]. Nach [20] sollen infolgedessen die zukünftigen Kühlanforderungen in der Größenordnung von Megawatt anstatt wie zuvor Kilowatt liegen.

Die Abführung der Abwärme wird hingegen immer schwieriger, beispielsweise durch neue Verbundwerkstoffe oder Wärmequellen geringerer Temperatur [50]. Diese Entwicklung ist sowohl bei zivilen, als auch bei militärischen Flugzeugen zu erkennen. Doch besonders militärische Systeme kommen bei ihren Flugmissionen an ihre Betriebsgrenzen, sodass bestimmte Flugmissionskapazitäten nicht mehr durch den verfügbaren Treibstoff, sondern

durch thermische Randbedingungen limitiert sind [50]. Eine militärspezifische Anforderung schränkt außerdem die Wärmeabfuhr besonders ein: die Tarnung des Flugzeugs. Das Flugzeug soll sowohl ggü. feindlichem Radar bzw. radarsuchenden Waffen, als auch ggü. wärmesuchenden Waffen geschützt werden. Für das erstere System gilt es vor allem den Radarquerschnitt des Objekts zu verringern. Dies führt dazu, dass Öffnungen der Flugzeugoberfläche zu Kühlzwecken meist eine Verringerung der Stealth-Eigenschaften des Flugzeugs verursachen. Ähnlich zeigt es sich bei der Vermeidung von wärmesuchenden Waffen, bei denen es gilt heiße Austritte möglichst kühl zu halten oder zu verdecken. Somit stellen auch hier große offene Kühlquerschnitte einen Zielkonflikt im Verhältnis zu den Stealth-Eigenschaften dar. Daher bietet im Militärischen die Wärmeabführung über den Triebwerksaustritt eine gute Möglichkeit Wärme abzuführen, ohne gleichzeitig die Sichtbarkeit des Flugzeugs signifikant zu erhöhen [23]. Außerdem stellen die Anforderungen an geringe Systemmassen eine zusätzlich herausfordernde Beschränkung bei der Auslegung thermischer Systeme in militärischen Fluganwendungen dar und sind daher bei der Wahl von geeigneten Wärmesenken und Systemen zu beachten. Für eine detaillierte Übersicht über die Entwicklung der Wärmeströme von Wärmequellen und -senken in modernen militärischen Flugzeugen wird auf [13] verwiesen.

### 2.1.1. Wärmequellen

Bei der Betrachtung der verschiedenen Wärmequellen und -senken, die einen Beitrag zum allgemeinen Kühlbedarf und dessen Abfuhr beitragen, wird zunächst die Seite der Wärmequellen betrachtet. Dafür wird eine Auswahl der Wärmequellen mit zentralem Einfluss aus das System aufgrund ihrer Abwärmeleistung vorgestellt.

**Triebwerksprozess** Als erste und signifikanteste Wärmequelle ist hier der Triebwerksprozess und dessen Heißgas selbst zu nennen [29]. Dabei kommt es zu einer Leitung von Abwärme des Heißgases durch die Triebwerksstruktur, welche auch *Heat Soakage* genannt wird. So kann die Temperatur der umliegenden Struktur durch einen signifikanten Wärmeeintrag ansteigen, wenngleich der Großteil der Abwärme über die Abgase abgeführt wird [50].

**Elektrische Systeme** Eine weitere signifikante Wärmequelle ist die Abwärme sämtlicher Elektronik, welche aktuell als Quelle die größte Entwicklung erfährt. Die Abwärme aus sämtlichen elektronischen Systemen nimmt aufgrund der Umsetzung des zuvor bereits erwähnten Konzepts des More Electronic Aircrafts signifikant zu. Bei diesem Konzept ersetzen elektrische Systeme zunehmend mechanische, hydraulische und pneumatische Systeme [51]. So werden beispielsweise hydraulische Aktuatoren durch elektrische Komponenten ersetzt, die eine wesentlich größere Abwärme erzeugen [50]. Anhand dieses Beispiels wird deutlich, dass sämtliche elektrifizierte Komponenten der Flugsteuerung einen großen Beitrag zur gesteigerten Wärmeabfuhrforderung beitragen.

Zusätzlich zu der zuvor beschriebenen Ersetzung verschiedener Komponenten in elektrische Bauteile, wird eine Vielzahl bereits bekannter elektronischer Verbraucher deutlich leistungsstärker. Exemplarisch nimmt die Leistung der Radarsysteme kontinuierlich zu [17]. Außerdem werden besonders im Militärischen leistungsstarke Flugsteuerungssysteme benötigt um eine ausreichend dimensionierte Flugsteuerung zu erreichen und beispielsweise eine Schubvektorsteuerung zu realisieren [17].

**Waffensysteme** Des Weiteren ist in der Betrachtung von Kampfflugzeugen die Entwicklung der Waffensysteme von hoher Relevanz, da jene durch wachsende Komplexität und Elektrifizierung einen erheblichen Beitrag zur Abwärmeproduktion innerhalb des Flugzeugs leisten [17, 50]. Hier ist neben der wachsenden Komplexität konventioneller Waffensysteme vor allem die Integration von Energiewaffen von hoher Bedeutung [29]. Diese Form von Waffen arbeitet mit hochenergetischer, elektromagnetischer Strahlung und gewinnt in zukünftigen militärischen Anwendungen erheblich an Relevanz [6, 48]. Energiewaffen – im Englischen auch *Directed Energy Weapons* (DEW) genannt – setzen bei ihrer Aktivierung große Leistungen um, weshalb es durch Verluste auch zu großen Abwärmeleistungen im Betrieb kommt. Dies wird deutlich, da DEW-Systeme nur eine Effizienz von ca. 25 % aufweisen und somit einen großen Abwärmestrom erzeugen [13, 29].

Für alle Waffensysteme in einem Kampfflugzeug ist es schließlich elementar, dass diese für deren Operabilität und Sicherheit innerhalb ihrer thermischen Betriebsgrenzen gehalten werden, sodass die Kapazität des TMS ausreichend dimensioniert sein muss, um jene Anforderungen zu gewährleisten [9, 29].

**Environmental Control System** Als letzte relevante Wärmequelle wird die Abwärme des *Environmental Control Systems* (ECS) betrachtet. Das ECS sorgt für die Klimatisierung der Flugzeugkabine und -ladebuchten. Es versorgt diese Bereiche mit entsprechend temperierter Zuluft, sodass ein sicherer Flugbetrieb möglich ist, weshalb dessen Abwärme auch kontinuierlich während der Flugdauer anfällt. Dabei arbeitet das ECS meist mit Zapfluft, welche aus dem Triebwerk entnommen und in einem linksläufigen Kreisprozess gekühlt wird [14]. Da diese Systemarchitektur dem angestrebten Aufbau des TMS entspricht, welche in den Kapiteln 2.3 und 3.2 näher vorgestellt wird, gibt es zur Ausnutzung von Synergieeffekten bereits Systementwürfe, welche die Funktionalitäten dieser beiden Systeme, TMS und ECS, zusammenführen. So wird im Kampfflugzeug F-35 des Herstellers Lockheed Martin ein sogenanntes *Power and Thermal Management System* genutzt, welches unter anderem diese beiden Funktionen miteinander verbindet [17].

Damit sind die zentralen Wärmequellen innerhalb eines Flugzeugs bekannt, welchen es gilt ausreichend Kühlleistung bereitzustellen. Neben den Leistungen der einzelnen Quellen ist auch das Temperaturniveau der verschiedenen Wärmequellen in der Auslegung des TMS von Relevanz, da für eine Wärmeübertragung eine ausreichend hohe Temperatur der Wärmequelle gewährleistet sein muss, sodass die Wärme an die entsprechende Wärmesenke abgeführt werden kann.

### 2.1.2. Wärmesenken

Nun sollen die verschiedenen Wärmesenken während des Flugbetriebs vorgestellt und verglichen werden. Hierbei soll sich auf eine Auswahl der meist verbreitetsten Wärmesenken beschränkt werden.

**Stauluft** Die Senke mit der niedrigsten Temperatur bietet die Nutzung von Stauluft, weshalb sie auch als primäre Wärmesenke für Kampfflugzeuge bis einschließlich der fünften Generation genutzt wurde [13]. Als weiterer zentraler Vorteil dieser Senke ist die niedrige Systemkomplexität und die hohe volumenspezifische Kühleffizienz zu nennen [50]. Es ist keine hohe Systemkomplexität notwendig, da der dynamische Druck der Umgebungsluft genutzt wird, um Luft in die Kühlkanäle einzusaugen. Bei fehlendem Staudruck, also bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten oder bei Stillstand, ist hingegen ein zusätzlicher Fan zum Lufttransport vonnöten, was die Systemkomplexität und das Systemgewicht über die ganze Flugmission hinweg erhöht. Der bedeutendste Nachteil von Stauluftkühlung ist allerdings der zusätzliche Luftwiderstand durch die Kühlöffnungen. Auch wenn dieser durch Nutzung des sogenannten Meredith-Effekts [35] verringert werden kann, stellt dies besonders bei schnellfliegenden Luftfahrzeugen einen signifikanten Nachteil dar [13, 31, 50]. Weiterhin ist besonders bei Kampfflugzeugen nachteilig, dass die Öffnungen der Stauluftkühlung eine sichtbare Wärme- und Radarsignatur aufweisen, was durch die immer stärker werdenden Stealth-Anforderungen problematisch ist [13, 50]. Daher gilt es vornehmlich im militärischen Bereich die Nutzung von neuartigen Wärmesenken zu untersuchen. Jene Untersuchungen sind von hoher Relevanz, da die zweite zentrale Wärmesenke in militärischen Flugzeugen in ihrer Kapazität nahezu vollständig ausgeschöpft ist: die Treibstoffkühlung.

**Treibstoff** Treibstoff als Wärmesenke weist besonders in der militärischen Anwendung eine Vielzahl vorteilhafter Eigenschaften auf. So wird der Kraftstoff in der Brennkammer verbrannt, sodass die gespeicherte Wärme das System als Teil des Triebwerksabgases verlässt. Daher sind keine zusätzlichen wärmeübertragenden Öffnungen nötig und die Wärme- und Radarsignatur werden nicht beeinflusst [13]. Außerdem besitzt Treibstoff als Wärmesenke eine große thermische Trägheit. Da Treibstoff in großen Flughöhen allgemein eine sehr geringe Temperatur aufweist, ist durch die Trägheit auch im Überschallflug mit damit verbundener Aufheizung der Flugzeugstruktur eine zumeist ausreichend geringe Temperatur der Wärmesenke gegeben [50]. Kohlenwasserstoffe weisen weiterhin bessere Eigenschaften hinsichtlich Wärmeübertragung gegenüber Luft auf, welche das Betriebsmedium der meisten anderen Wärmesenken ist. Dadurch können die Gewichte und Volumen der Wärmeübertrager in solchen Systemen vergleichsweise gering gehalten werden, was den Auslegungsanforderungen von Kampfflugzeugen entspricht [50]. Begrenzend für die Nutzung des Treibstoff als Wärmesenke ist hingegen, dass dieser eine maximale Aufheiztemperatur aufweist und mit zunehmender Flugdauer geringer wird, sodass die speicher- und abführbare Wärmemenge sinkt.

**Fan-Luft** Ähnlich zur Treibstoffkühlung weist auch die Nutzung von Fan-Luft Vorteile ggü. der Stauluftkühlung bzgl. der Stealth-Anforderungen auf. Dabei sitzen Wärmeübertrager im Nebenstrom und nutzen die vom Fan verdichtete Luft, welche analog zum Treibstoff das Triebwerk gemeinsam mit dem Abgas verlässt [50]. Daher findet Fan-Luft-Kühlung seit der fünften (ca. ab dem Jahr 2005 [7, 8, 15]) auch in Kampfflugzeugen eine signifikante Anwendung [13, 50]. Durch die Positionierung im Nebenstrom können zusätzliche Kühlöffnungen auf der Flugzeugoberfläche vermieden werden und es wird ggü. der Stauluftkühlung durch die fehlenden Einlasskanäle Bauraum frei, welcher in Kampfflugzeugen beispielsweise als zusätzliches Tankvolumen genutzt werden kann [13]. Auch wenn bei dieser Wärmesenke keine Widerstände durch zusätzliche Kühlöffnungen existieren, führt die Positionierung von Wärmeübertragern im Nebenstrom dennoch zu einem Impuls- bzw. Druckverlust im Nebenstrom und somit zu einem Leistungsverlust der Triebwerke [50]. Außerdem weist die Fan-Luft durch die Verdichtung eine höhere Wärmesenktemperatur auf als Stauluft. Um die Temperatur möglichst gering und die Kühlkapazität möglichst hoch zu halten, wird besonders im militärischen Bereich versucht die Wärmeübertrager möglichst früh im Nebenstrom, also vor dem Fan-Stator bzw. in diesen integriert zu positionieren [13].

Eine weitere Option die Wärmesenktemperatur in Kampfflugzeugen zu verringern, bietet das Triebwerkskonzept mit variablem Kreisprozess. Durch die Einführung eines zweiten Nebenstroms, der in einem solchen Triebwerk das Nebenstromverhältnis regelt, steht eine weitere Wärmesenke zur Verfügung. Hierbei ist es günstig, dass der zweite Nebenstrom nur einen Anteil an Nebenstromverdichtung erfährt und somit eine geringere Temperatur aufweist [10]. Es werden jedoch keine weiteren Kühlöffnungen benötigt. Damit verbindet die Nutzung des zweiten Nebenstroms in einer VCE die Vorteile der Stauluft und der Fan-Luft in einem klassischen Nebenstromtriebwerk als Wärmesenke und stellt dadurch einen Kompromiss zwischen diesen beiden Bauweisen dar [13].

**Außenhaut-Wärmeübertragung** Als weitere Erweiterungsmöglichkeit der abführbaren Kühlleistung, ist außerdem die Nutzung von Außenhaut-Wärmeübertragern zu nennen. Außenhaut-Wärmeübertrager können an sämtlichen außenliegenden Stellen des Flugzeugs, wie beispielsweise dem Flugzeugrumpf oder den Flügeln montiert werden und übertragen Wärme mithilfe eines innenliegenden Fluidkreislaufs über die Außenhaut an die Außenluft. Hier steht das Kühlmedium in direktem Kontakt mit der Außenhaut, welche wiederum in direktem Kontakt mit der Außenluft steht. Dadurch kann eine Wärmeabfuhr gewährleistet werden. Außenhaut-Wärmeübertrager besitzen dabei den Vorteil, dass sie, obwohl sie die Außenluft als ultimative Wärmesenke nutzen, aufgrund fehlender Lufteinlässe für die Kühlluft keinen Impulsverlust verursachen [50]. Vielmehr beeinflusst der über die Oberfläche abgeführte Wärmestrom die Grenzschicht des Fluids in Oberflächennähe, sodass es nach [25] beispielsweise bei einem erwärmten Flügel zu einer Steigerung des Auftriebsbeiwerts und zu einer Senkung des Widerstandsbeiwerts kommt. Dadurch stellt diese Art der Wärmeabführung keinen signifikanten Einfluss auf das Flugverhalten dar, jedoch sind derartige Systeme aufwendig und führen zu einem erhöhten Startgewicht. Sie weisen aber vor allem durch ihre begrenzte effektive wärmeübertragende Fläche eine eingeschränkte Kapazität auf, die besonders gegenüber der Nutzung Stauluft und Fan-Luft signifikant geringer ist [31]. Das schränkt den Nutzen dieser Technologie bei modernen Flugzeugen mit immer weiter steigenden Kühllasten erheblich ein [31].

**Temporäre Wärmespeicherung** Die Nutzung von wärmespeichernden Komponenten bietet den Vorteil intermittierende Leistungsspitzen der abzuführenden Wärmeleistungen abfangen zu können [1, 50]. Somit stellen sie eine Alternative zur intermittierenden Wärmeabführung in den Tankinhalt dar und bieten die Möglichkeit das TMS auf geringere Nennlasten auszulegen. Allerdings bringt ein derartiges System im Gegensatz zum Treibstoff zusätzliche Massen in das Flugzeug ein. Daher ist in der Luftfahrt kritisch abzuwägen, ob bei der Nutzung von beispielsweise Phasenwechselmaterialien während des Flugbetriebs die Vorteile überwiegen — besonders für eine Nutzung als zentrale (temporäre) Wärmesenke des Gesamtsystems und nicht nur als Puffer für Teilsysteme, wie z. B. Waffensystemen [40].

Aufgrund der aufgezeigten Eigenschaften der verschiedenen Wärmesenken, ist es sinnvoll für die vorliegende militärische Anwendung aufgrund der Stealth-Eigenschaften bei gleichzeitig vergleichsweise hoher Kühlkapazität die Nutzung der Fan-Air als Wärmesenke tiefgehend zu untersuchen. Daher wird diese Wärmesenke in der nachfolgend betrachteten TMS-Architektur genutzt, sodass deren Kühlkapazitäten im vorliegenden Anwendungsfall bewertet werden können. Da die Anwendung einer VCE in zukünftigen Kampfflugzeugen noch unsicher ist und die am DLR zugrunde liegenden Projekte ein Triebwerk mit einer konventionellen Turbofan-Bauweise vorgeben (vgl. Kapitel 3.1.2), wird in der vorliegenden Arbeit ein konventionelles Turbofan-Triebwerk genutzt.

## 2.2. Literatur zum kreisprozessintegrierten TMS

Als Grundlage für die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit werden zunächst vorhandene Arbeiten und Veröffentlichungen betrachtet, welche die Wärmeabfuhr aus Flugzeugsystemen mithilfe kreisprozessintegrierter TMS, besonders in Überschallanwendungen, untersuchen. Daraus werden offene Untersuchungspunkte identifiziert und Grundlagen für die betrachtete TMS-Architektur abgeleitet.

Die Vorteile der Nutzung eines TMS, welches über eine Temperaturerhöhung des Betriebsmediums und einer Wärmeabfuhr in den Nebenstrom arbeitet, gegenüber einer einfachen Nutzung von Nebenstromwärmeübertragern, werden für die militärische Anwendung von Jasa et al. untersucht [23]. Dabei zeigt sich, dass die Verwendung eines Wärmepumpenprozesses und der daraus folgenden größeren Temperaturdifferenz im Nebenstromwärmeübertrager im Vergleich ein erheblich größeres Kühlpotential aufweist bzw. bei einer geforderten Kühlleistung einen wesentlich geringeren Kraftstoffverbrauch des Triebwerks bedingt.

Allison et al. [3] zeigen mit einem offenen linksläufigen TMS-Kreisprozess besonders die Auswirkungen eines TMS-Betriebs auf das Triebwerk in Abhängigkeit der Kühllast, wobei deutlich wird, dass bei steigenden thermischen Lasten aufgrund zunehmender Zapfluftentnahme der Kraftstoffverbrauch des Triebwerks deutlich steigt.

Weiterhin wird die Architektur eines offenen linksläufigen Kreisprozesses in Form eines

*Power and Thermal Management Systems* (PTMS) in verschiedenen Arbeiten untersucht, welches im Gegensatz zum TMS zusätzlich mechanische Leistung für die Bordversorgung bereitstellt. Zhuang et al. [53] heben die Relevanz des Druckverhältnisses über den PTMS-Verdichter für die Leistungsfähigkeit des PTMS hervor und es wird festgestellt, dass mit steigendem Druckverhältnis das Kühlpotential steigt, jedoch auch die Kühleffizienz des PTMS erheblich abnimmt [53]. Ein weiteres PTMS wird von Rong et al. [42] untersucht, wobei hier der Fokus auf dem Vergleich verschiedener Wärmesenken (Kraftstoff und Nebenstromluft) und Betriebsmittel (Stauluft und Zapfluft) liegt. Dabei zeigte sich, dass die Nutzung von Zapfluft als Betriebsmittel bei einer Wärmeabfuhr an den Nebenstrom bei einer Flugmachzahl von  $Ma < 2$  die beste Effizienz hinsichtlich einer Gesamtsystemerweiterung aufweist.

Einen ähnlichen Vergleich ziehen Clark et al. [9] in ihren Betrachtungen eines TMS auf Grundlage von [44]. Hier steht vor allem der Vergleich der Wärmesenken Nebenstrom und Stauluft im Vordergrund. Wobei sich einerseits gezeigt hat, dass die Nutzung von Stauluft aufgrund einer geringeren Temperatur zwar ein größeres Kühlpotential aufweist, jedoch einige Nachteile bzgl. des Gesamtsystems, wie zusätzlichem Bauraum und einem größeren Radarquerschnitt, bedingt. Hinsichtlich der abführbaren Kühlleistung des TMS zeigt sich außerdem, dass diese zentral von den Randbedingungen des Kühlmittels abhängig ist – also in welchem Temperaturintervall die zu kühlenden Flugzeugkomponenten arbeiten.

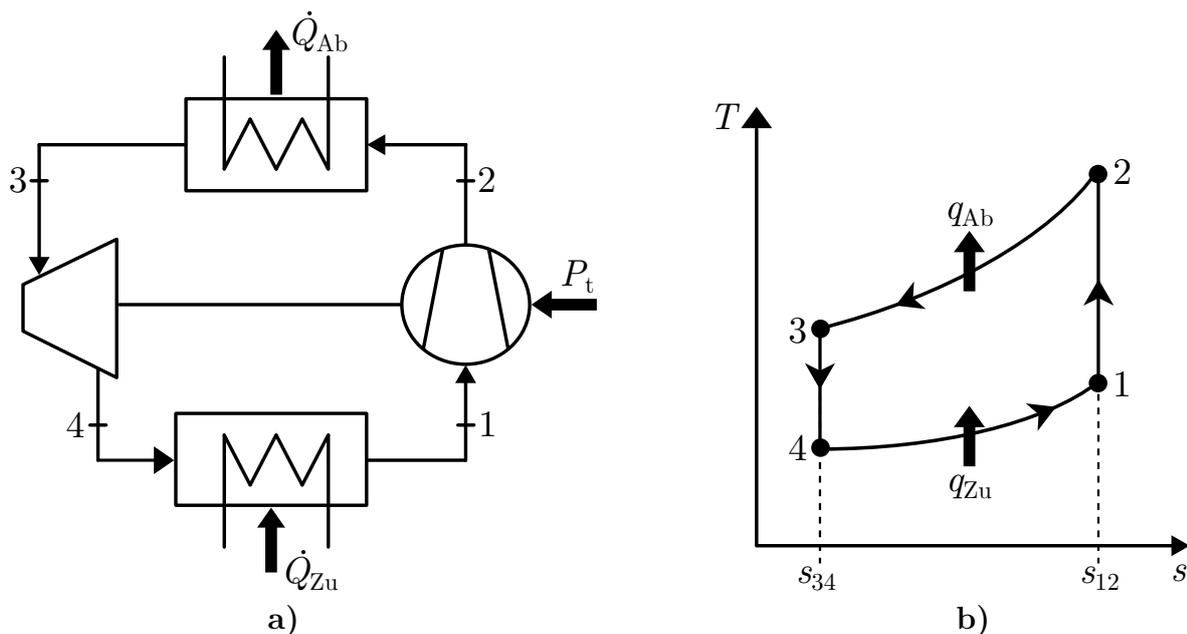
Die Arbeiten zeigen das Potential eines TMS mit einem offenen Kühlkreisprozess, welcher mit Zapfluft betrieben wird und seine Wärme an den Nebenstrom abführt. Viele der Untersuchungen beschäftigen sich allerdings maßgeblich mit Fragestellungen bzgl. der grundlegenden Architektur. Dabei sind die Untersuchungen einzelner Auslegungsgrößen und ihrer thermodynamischen Wirkweise jedoch deutlich begrenzt. Der Fokus dieser Arbeit liegt daher, besonders aufbauend auf [9], auf den in den vorgestellten Arbeiten genannten Auslegungsgrößen (bspw. Verdichterdrukverhältnis vgl. [53]). Diese werden dabei hinsichtlich ihrer thermodynamischen Auswirkung auf sowohl das TMS-Leistungsvermögen, aber auch auf ihren jeweiligen Einfluss auf die Triebwerksleistung, untersucht. Damit soll das Potential eines solchen Systems und dessen Optimierung identifiziert werden.

## 2.3. Grundlagen des Reverse Brayton Cycles

Im Folgenden wird das Prinzip des *offenen linksläufigen Joule-Kreisprozesses* vorgestellt, auch als *offener Reverse Brayton Cycle* (RBC) bezeichnet. Dieser Kreisprozess dient der Kälteerzeugung und findet daher Anwendung in kreisprozessintegrierten Thermal Management Systemen, wie im vorangegangenen Kapitel 2.2 dargestellt. Als Grundlage hierfür wird zunächst der *reversible geschlossene linksläufige Joule-Kreisprozess* bzw. *RBC* als idealer Vergleichsprozess betrachtet. Anschließend wird dieser über den *idealen offenen RBC* zum realen Vergleichsprozess der TMS-Architektur weiterentwickelt.

### 2.3.1. Idealer geschlossener Reverse Brayton Cycle

Bei diesem idealen geschlossenen Vergleichsprozess, dessen Aufbau in Abbildung 2.2 a) dargestellt ist, erfährt ein ideales Gas vier reversible Zustandsänderungen. Dabei handelt es sich nach [34] um die in Tabelle 2.1 dargestellten Zustandsänderungen. Diese sind in Abbildung 2.2 b) in Form eines T-s-Diagramms dargestellt, was die Temperaturänderungen  $\Delta T$  des Fluids in Abhängigkeit der Entropieänderungen  $\Delta s$  zwischen den Zustandspunkten illustriert (Fluss technischer Leistung über Bilanzgrenze nicht gezeigt). [12]



**Abbildung 2.2:** a): Flussbild eines geschlossenen RBC  
b): Zustandsänderungen eines geschlossenen RBC im T-s-Diagramm

Zustände	Zustandsänderung
1 → 2	isentropie Verdichtung
2 → 3	isobare Wärmeabfuhr
3 → 4	isentropie Expansion
4 → 1	isobare Wärmezufuhr

**Tabelle 2.1:** Zustandsänderungen im reversiblen linksläufigen Joule-Kreisprozess

Durch die beschriebenen Zustandsänderungen kann Wärme aus einem Reservoir niedriger Temperatur abgegeben respektive im Kreisprozess aufgenommen werden ( $4 \rightarrow 1$ ). Dies ist möglich, da die aufgenommene Wärme anschließend durch die Verdichtung im Kreisprozess auf ein höheres Temperaturniveau „gepumpt wird“ ( $1 \rightarrow 2$ ), um sie durch eine Wärmeabfuhr an eine Wärmesenke höherer Temperatur anschließend wieder aus dem Kreisprozess abzuführen ( $2 \rightarrow 3$ ). Im geschlossenen Kreisprozess wird nach der Wärmeabgabe das ideale Gas wieder auf den Zustand 4 expandiert ( $3 \rightarrow 4$ ). Hierbei ist die Turbine, in welcher die Expansion stattfindet, über eine Welle mit dem Verdichter verbunden. Ein Teil der Verdichterleistung wird so von der Turbine bereitgestellt, was die Effizienz des

Gesamtprozesses erhöht.

Damit lässt sich der Gesamtprozess mithilfe einer Energiebilanz um das gesamte System mit

$$\dot{Q}_{\text{Ab}} = \dot{Q}_{\text{Zu}} + P_t \quad (2.1)$$

formal zusammenfassen. [12, 45]

Die Gesamtsystemeffizienz wird mithilfe der sogenannten *Leistungszahl* – im Englischen auch *Coefficient of Performance* (COP) – nach

$$COP = \frac{\dot{Q}_{\text{Zu}}}{P_t} \quad (2.2)$$

quantifiziert. Die Leistungszahl ist dabei zentral abhängig vom Druckverhältnis der Verdichtung bzw. folglich auch dem Druckverhältnis der Expansion. Dieses Ergebnis folgt nach mehreren Umformungen unter Anwendung der Zusammenhänge thermodynamischer Zustände aus (2.2), die in

$$COP = \frac{1}{\Pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} \quad (2.3)$$

Druck überführt werden kann [45]. Aus (2.3) lässt sich schließlich ableiten, dass die Leistungszahl des Kühlprozesses mit steigendem Kompressionsverhältnis sinkt. Die abführbare Wärmeleistung des Kreisprozesses nimmt hingegen mit steigendem Druckverhältnis zu. Dies wird in Abbildung 2.2 b) ersichtlich. Dort geben nach

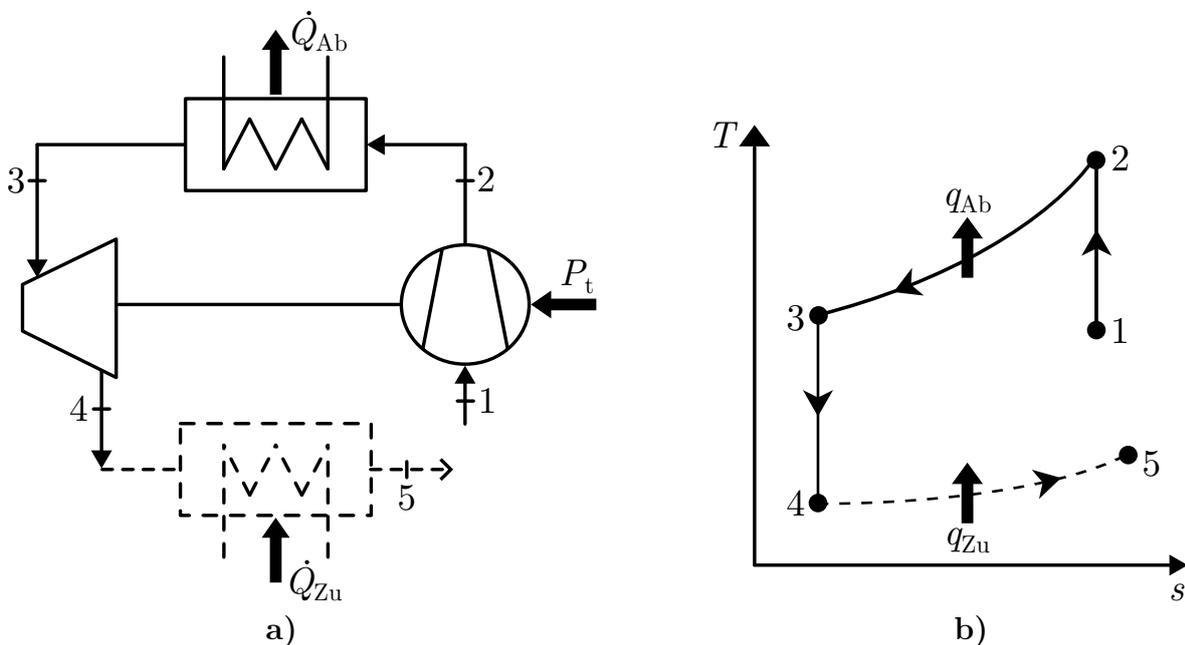
$$W = m \int_1^2 T ds \quad (2.4)$$

jeweils die Flächen unter den Kurven der Zustandsänderungen ( $2 \rightarrow 3$  und  $4 \rightarrow 1$ ) die jeweils umgesetzte Wärme wieder. Es wird deutlich, dass mit steigendem Druckverhältnis insgesamt mehr Wärme umgesetzt wird, also sowohl mehr Wärme aufgenommen, als auch nach (2.1) mehr Wärme abgegeben wird [12, 45]. Dieser theoretische thermodynamische Vorteil bzgl. der abführbaren Wärme durch den Kreisprozess verstärkt sich in der Praxis zusätzlich durch die geänderten Temperaturniveaus – höhere  $T_2$  bzw. niedrigere  $T_4$ . Damit steigen die Temperaturdifferenzen in den Wärmeübertragern zwischen den Wärmequellen und -senken, was eine bessere Wärmeübertragung ermöglicht.

Daraus wird bereits ersichtlich, dass das Druckverhältnis eine zentrale Auslegungsgröße des Kreisprozesses darstellt, die den Zielkonflikt zwischen Systemeffizienz und Systemkapazität gegensätzlich beeinflusst. Infolgedessen muss bei der Auslegung eines solchen Prozesses eine Abwägung dieser beiden Zielgrößen eine wesentliche Betrachtung finden.

### 2.3.2. Idealer offener Reverse Brayton Cycle

Bei einem offenen Kreisprozess wird der Prozess an der Stelle  $4 \rightarrow 1$  geöffnet (vgl. Abbildung 2.3 a)), sodass der expandierte Zustand 4 nicht im Zusammenhang mit dem Eintrittszustand in die Verdichtung steht. Somit ist eine größere Expansion möglich, welche die Turbinenaustrittstemperatur  $T_4$  weiter absenkt. Durch die geringere Temperatur folgen zwei positive Effekte für das Kühlverhalten des Kreisprozesses: Es können einerseits Wärmequellen geringerer Temperatur gekühlt werden, andererseits entsteht eine größere Temperaturdifferenz im nachfolgenden Wärmeübertrager ( $4 \rightarrow 5$ ), die den Betrag der aufnehmbaren Wärmeleistung vergrößert. Die Zustandsänderungen des offenen Kreisprozesses sind als T-s-Diagramm in Abbildung 2.3 b) gezeigt. Auch hier ist aufgrund der effizienzsteigernden Leistungsrückkopplung die Turbine mechanisch an den Verdichter gekoppelt.



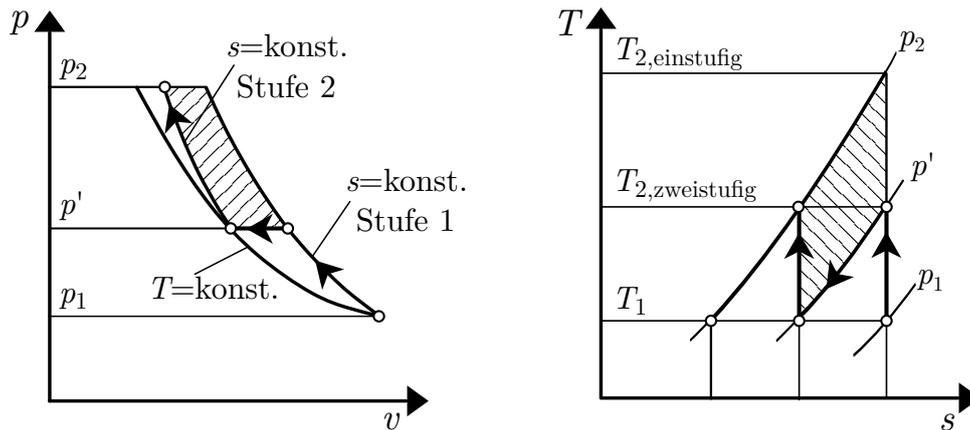
**Abbildung 2.3:** a): Flussbild eines offenen RBC  
b): Zustandsänderungen eines offenen RBC im T-s-Diagramm

### 2.3.3. Realer offener Reverse Brayton Cycle

Reale Kreisprozesse weisen im Vergleich zum zuvor dargestellten idealen Kreisprozess verlustbehaftete Zustandsänderungen auf, sodass sich der Gesamtwirkungsgrad respektive die Leistungszahl des Systems gegenüber dem idealen Kreisprozess verringert. Dazu werden zunächst die genutzten Wirkungsgrade der Turbokomponenten eingeführt. Hier hat sich die Verwendung des isentropen Wirkungsgrades als Kenngröße etabliert. Somit werden die realen Zustandsänderungen ins Verhältnis mit den idealen Zustandsänderungen gestellt – der isentropen Verdichtung ( $1 \rightarrow 2$ ) und der isentropen Expansion ( $3 \rightarrow 4$ ). So folgt für den isentropen Verdichtereffizienzgrad



einstufigen Verdichtung ohne Kühlung, dem Idealfall des isothermen Verdichtungsprozesses angenähert. Dieser erfordert weniger Arbeit als der adiabatische Prozess und ist somit effizienter. Um sich dies zunutze zu machen, nähert sich die mehrstufige Verdichtung der isothermen Verdichtung an, was in Abbildung 2.5 dargestellt ist. Hier wird erkenntlich, dass durch die Zwischenkühlung die Verdichtungsarbeit sinkt, wobei die in Abbildung 2.5 schraffierte Fläche der Reduktion der Verdichtungsarbeit in Relation zu einer einstufigen isentropen Verdichtung entspricht.



**Abbildung 2.5:** Zweistufige isentrope Verdichtung mit Zwischenkühlung (in  $p'$ ), nach [5, 49]

Diese Verringerung der Verdichtungsarbeit lässt sich formal durch

$$W_t = \int_1^2 V dp = \int_1^2 \frac{m R T}{p} dp = m R \int_1^2 \frac{T}{p} dp \quad (2.9)$$

begründen, welche die Verdichtungsarbeit beschreibt. In dieser wird erkenntlich, dass die Verdichtungsarbeit mit steigender Temperatur ansteigt. Infolgedessen lässt sich für die Effizienz der Verdichtung festhalten, dass eine minimale Eintrittstemperatur vor jeder Verdichtungsstufe eine maximale Effizienz bedingt und somit eine zweistufige Verdichtung insgesamt weniger Verdichtungsarbeit für ein bestimmtes Druckverhältnis benötigt.

Abschließend lässt sich festhalten, dass der Reverse Brayton Cycle eine effektive Methode zur Kälteerzeugung bereitstellt. Das Kühlverhalten des Prozesses ist thermodynamisch von einer Vielzahl an Faktoren abhängig, welche die einzelnen Zustandsänderungen beeinflussen. Jedoch wird deutlich, dass das Druckverhältnis eine zentrale Auslegungsgröße darstellt. Die vorgestellten theoretischen Grundlagen bilden die Basis für die praktische Anwendung in der Prozessmodellierung und Optimierung eines Kältekreislaufs zum Betrieb eines kreisprozessintegrierten TMS.

## 2.4. Thermodynamische Grundlagen von Wärmeübertragern

Nachdem in Kapitel 2.3 die Wärmeübertrager in der Betrachtung des Kreisprozesses als verlustfrei angenommen wurden, werden nun die Eigenschaften von Wärmeübertragern und deren Modellierungsmethoden detaillierter betrachtet. Dafür werden zunächst grundlegende thermodynamische Beziehungen in Wärmeübertragern vorgestellt und Größen eingeführt. Hier stellen der erste und zweite Hauptsatz der Thermodynamik die zentralen Säulen der Analyse dar. So gibt der erste Hauptsatz, die Energieerhaltung, nach

$$\dot{Q}_i = \dot{m}_i c_{p,i} \Delta T_i \quad (2.10)$$

den übertragenen Wärmestrom auf einer der beiden Wärmeübertrager-Seiten an. Der zweite Hauptsatz gibt die Richtung der Wärmeübertragung vor, sodass Wärme nur vom heißen zum kalten Medium innerhalb des Wärmeübertragers fließen kann. Da die Wärmeströme in den beiden Strömen verschiedene Vorzeichen besitzen, werden zur vereinfachten Berechnung die Temperaturdifferenzen  $\Delta T_i$  für die kalte und warme Seite nach

$$\Delta T_1 = T_1'' - T_1' \quad \text{bzw.} \quad \Delta T_2 = T_2' - T_2'' \quad (2.11)$$

definiert. Dabei repräsentiert eine eingestrichene Größe (') den Eintrittszustand eines Fluids und eine zweigestrichene Größe (") entsprechend den Austrittszustand. Außerdem wird der kalte Fluidstrom als *Strom 1* und der heiße Fluidstrom als *Strom 2* bezeichnet. [26, 46]

Neben (2.10) kann der übertragene Wärmestrom außerdem über Kenngrößen der lokal vorherrschenden Wärmeübertragung mit

$$\dot{Q}_i = k_i A_{wue,i} \Delta T_i \quad (2.12)$$

nach dem *Fourier'schen Gesetz* ausgedrückt werden [26, 43, 46].

Der Verlauf der Temperaturdifferenz zwischen den beiden Strömen wird maßgeblich durch zwei Auslegungs- bzw. Betriebsgrößen des Wärmeübertragers bestimmt. Die erste relevante Größe stellt die Strömungsführung dar, wovon es drei Grundformen gibt. Ohne ausführlich auf die einzelnen Bauweisen von Wärmeübertragern und deren Eigenschaften einzugehen, ist festzuhalten, dass drei Grundformen von Wärmeübertragern existieren, welche die Strömungsführung in der Komponente charakterisieren: Gleichstrom, Gegenstrom und Kreuzstrom [26, 43, 46]. Dabei weist der Gegenstromwärmeübertrager die größte Effektivität  $\Phi$  auf, welche nach

$$\Phi = \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_{\max}} \quad (2.13)$$

definiert ist und als Wirkungsgrad der Wärmeübertragung interpretiert werden kann [26, 43].

Neben der Strömungsführung haben auch die Wärmekapazitätsströme  $\dot{W}_{Q,i}$  einen signifikanten Einfluss auf den Verlauf der lokalen Temperaturdifferenzen und somit der lokalen Wärmeübergänge. Der Wärmekapazitätsstrom eines Fluidstroms  $\dot{W}_{Q,i}$  ist definiert als das Produkt des Massenstroms  $\dot{m}_i$  und der isobaren spezifischen Wärmekapazität  $c_{p,i}$ :

$$\dot{W}_{Q,i} = \dot{m}_i c_{p,i} . \quad (2.14)$$

Bei der Nutzung von  $c_{p,i}$  wird die Druck- und Temperaturabhängigkeit der spezifischen Wärmekapazität nach [26] vernachlässigt. Mithilfe  $\dot{W}_{Q,i}$  ist es sinnvoll, das Verhältnis der Wärmeströme  $R_{W,i}$  nach

$$R_{W,i} = \frac{\dot{W}_{Q,i}}{\dot{W}_{Q,j}} \quad , i \neq j \quad (2.15)$$

zur Analyse heranzuziehen, da jenes Verhältnis die Temperaturänderung der einzelnen Fluide im Verhältnis charakterisiert. So ist bei Verhältnissen von  $R_{W,i} \neq 1$  die Temperaturdifferenz zwischen der heißen und kalten Seite nicht konstant, was zu sich lokal ändernden Wärmeströmen führt.

Nachdem die relevantesten Einflussfaktoren auf die lokalen Wärmeübergänge und damit auch auf die gesamte Wärmeübertragung vorgestellt wurden, wird nun mit der sogenannten *P-NTU-Methode* eine Modellierungsmethode für die Wärmeübertrager-Auslegung in der Praxis vorgestellt. Aufgrund der Inkonzanz der lokalen Temperaturdifferenzen zwischen der heißen und kalten Seite des Wärmeübertragers, ist es schwierig die vollständige Wärmeübertragung über die örtlich variierenden Temperaturdifferenzen zu berechnen bzw. eine Diskretisierung aufwendig. Daher ist es in der Praxis üblich, sich vereinfachenden Modellierungsmethoden für die summierte Wärmeübertragung zu bedienen. Hier ist die Nutzung der P-NTU-Methode weit verbreitet [27, 43, 46].

Die fundamentale Idee hinter der Modellierungsmethode ist es, die übertragene Wärmeleistung im Verhältnis zur maximal möglichen Wärmeleistung zu betrachten, sodass die reell übertragene Wärme nach

$$\dot{Q}_i = P_i \dot{W}_{Q,i} \Delta T_{\max,i} \quad (2.16)$$

definiert ist. Dabei wird jeweils eine der beiden Fluidseiten des Wärmeübertragers betrachtet. Neben dem bekannten Wärmekapazitätsstrom  $\dot{W}_{Q,i}$ , findet mit  $\Delta T_{\max}$  die maximale

Temperaturdifferenz zwischen den beiden Fluiden (folglich am jeweiligen Eintritt) Anwendung. Als neue Größe wird hier die dimensionslose Temperaturänderung  $P_1$  eingeführt. Sie ist definiert als das Verhältnis der Temperaturzunahme bzw. -abnahme des betrachteten Fluids zur maximalen Temperaturdifferenz (größtmögliche Temperaturänderung). Somit ist sie eine Spezifizierung der zuvor in (2.13) bereits eingeführten Effektivität  $\Phi$  für eine der Fluidseiten. Um die nachfolgenden Beschreibungen zu vereinfachen, wird in den weiteren Ausführungen daher auch die Größe  $P_1$  allgemein als Effektivität bezeichnet. Die Größe  $P_i$  wird für beide Fluidseiten des Wärmeübertragers separat definiert. Da diese Größe positiv definiert ist, gilt nach [27, 43, 46] für die jeweilige Fluidseite

$$P_1 = \frac{\Delta T_1}{\Delta T_{\max}} = \frac{T_1'' - T_1'}{T_2' - T_1'} \quad \text{bzw.} \quad P_2 = \frac{\Delta T_2}{\Delta T_{\max}} = \frac{T_2' - T_2''}{T_2' - T_1'} . \quad (2.17)$$

Als relevante Kennzahl für die Berechnung mithilfe der P-NTU-Methode wird außerdem die dimensionslose Übertragungsfähigkeit, auch Anzahl der Übertragungseinheiten – im Englischen *Number of Transfer Units* (NTU) – genutzt [46]. Diese ist nach

$$NTU_i = \frac{k_m A}{\dot{W}_{Q,i}} \quad (2.18)$$

definiert, wobei  $k_m$  den mittleren Wärmedurchgangskoeffizienten über den Wärmeübertrager darstellt.

Bei bekannter Strömungsführung kann mithilfe der  $NTU$  auf die Betriebscharakteristik eines Wärmeübertragers geschlossen werden. Dies kann bei einfachen Strömungsführungen, wie beispielsweise einer Gleich-, Gegen- oder Kreuzstromführung, analytisch erfolgen, bei komplexeren Strömungsführungen werden hierzu experimentelle oder numerische Methoden herangezogen [26]. Exemplarisch ergibt sich folglich für einen reinen Gegenstrom-Wärmeübertrager der Zusammenhang zwischen den Größen nach

$$NTU_i = \frac{1}{1 - R_{W,i}} \ln \left( \frac{1 - R_{W,i} P_1}{1 - P_1} \right) \quad \text{bzw.} \quad P_i = \frac{1 - e^{-NTU_i (1 - R_{W,i})}}{1 - R_{W,i} e^{-NTU_i (1 - R_{W,i})}} . \quad (2.19)$$

Mit diesem Vorgehen können so mit bekannten Wärmeübertragergrößen zunächst die  $NTU$  und anschließend aus der Betriebscharakteristik die gesuchten Temperaturänderungen und übertragenden Wärmeleistungen ermittelt werden [26, 46]. Auch wenn bei der Berechnung eines ganzen Wärmeübertragers mit der P-NTU-Methode eine Vielzahl von Vereinfachungen getroffen werden, wie beispielsweise die konstanten Wärmekapazitäten der Fluide oder Wärmedurchgangskoeffizienten über den Verlauf des Wärmeübertragers, so ist die Nutzung dieser Modellierungsmethode für eine erste Design- und Off-Design-Rechnung von Wärmeübertragern verbreitet. So wird unter anderem in [37] gezeigt, dass die P-NTU-Methode, vor allem im Rahmen von Leistungsrechnungen, im Vergleich zu

hochauflösenderen Modellierungen, die praktikabelste Möglichkeit der Wärmeübertragerberechnung im Design und Off-Design darstellt.

# 3. Referenzkonfiguration und TMS-Architektur

## 3.1. Anwendung und Referenzkonfiguration

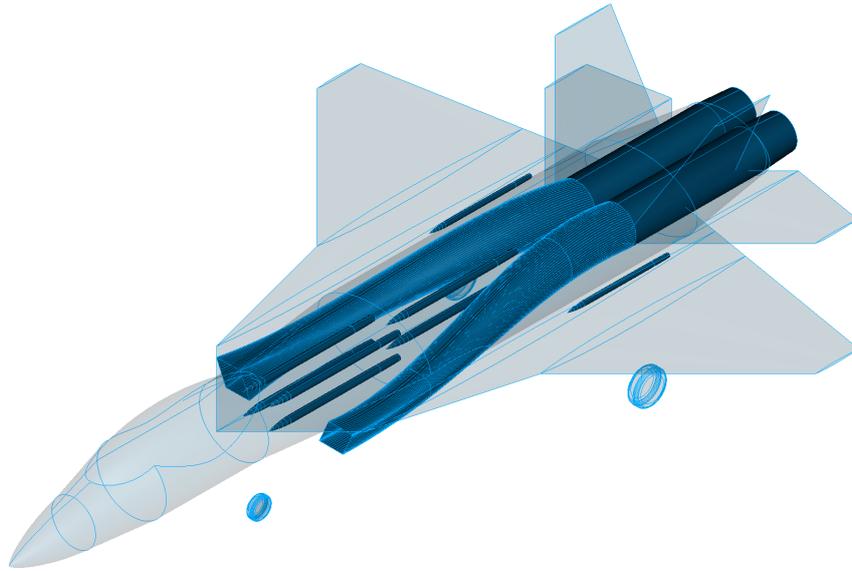
Nachfolgend werden die zugrundeliegenden Arbeiten innerhalb verschiedener DLR-Projekte vorgestellt, auf welche diese Arbeit aufbaut. Die Untersuchungen in der vorliegenden Arbeit beziehen sich auf ein Demonstrator-Konzept eines modernen Kampfflugzeuges, das innerhalb des DLR-Projekts *Diabolo* entwickelt wurde. Das Flugzeugkonzept wird als *Future Fighter Demonstrator* (DLR-FFD) bezeichnet. Hier wird vor allem das dazugehörige Triebwerk betrachtet, welches innerhalb des Projekts *Future Fighter Engine Technologies* (FFE+) auf Grundlage der Anforderungen durch das DLR-FFD-Konzept entwickelt wurde.

### 3.1.1. DLR-Future Fighter Demonstrator FFD

Die Anforderungen für den DLR-FFD basieren auf Vorgaben des deutschen Militärs, sowie auf bekannten Studien und Militärstandards [16, 11], und sollen den Anforderungen eines möglichen deutschen zukünftigen Kampfflugzeuges entsprechen [28].

So handelt es sich um ein zweisitziges und zweistrahliges, hochagiles Flugzeug. Weiterhin kann es im Überschall fliegen: Dabei sind mit Nutzung des Nachbrenners, Flugmachzahlen von maximal  $Ma = 1,8 - 2,0$  erreichbar und ohne die Nutzung des Nachbrenners, im sogenannten *Supercruise*, werden Flugmachzahlen von  $Ma = 1,2 - 1,4$  erreicht. Weiterhin wird angestrebt, dass das Flugzeug eine möglichst geringe Infrarot- und Radar-Signatur aufweist. Dies ist auch, wie in Kapitel 2.1 aufgezeigt, eine Motivation für die Nutzung von Triebwerksströmen als Wärmesenke des TMS. Der Missionsradius des Demonstrators soll zwischen 550 NM und 700 NM liegen. Inklusive aller internen Tanks und vollständig ausgerüsteter Fracht liegt die maximale Startmasse – im Englischen *Maximum Take Off Mass* (MTOM) – in einem Bereich von 30 t bis 36 t. Außerdem wird durch die Triebwerke des DLR-FFD eine konstante elektrische Leistung von  $P_{el} = 300 \text{ kW}$  über sämtliche Betriebspunkte bereitgestellt. [28]

Die daraus entstandene betrachtete Flugzeugkonfiguration entspricht der sogenannten Version *V3.2.0* [28], welche eine Flügelspannweite von 14,8 m, eine Länge von 20,3 m und eine Startmasse von 28,3 t aufweist. Eine Darstellung des virtuellen Flugzeugkonzepts ist in Abbildung 3.1 wiedergegeben, wobei die Triebwerke und Einläufe hervorgehoben sind.



**Abbildung 3.1:** DLR-FFD mit hervorgehobenen Triebwerken und Einläufen [32]

Dieses Konzept entstand in iterativen Entwurfsprozessen für das Gesamtsystem des Flugzeugs. Das konzeptionelle Design des Flugzeugs wurde mit dem im DLR entwickelten Werkzeug *VAMPzero<sup>F</sup>* durchgeführt und mit öffentlich zugänglichen Daten verifiziert und kalibriert. Dabei beinhaltet das konzeptionelle Design grundlegende Anforderungen für das Flugzeug und die Triebwerke für sämtliche Betriebspunkte respektive Flugmissionsanforderungen. Der Designprozess besteht hier aus einem iterativen Prozess, der drei zentrale Schritte umfasst:

1. Es werden auf Grundlage der Anforderungen sogenannte *Constraint-Diagramme* erstellt, welche die benötigten Schub-Gewichts-Verhältnisse gegenüber der Flächenbelastung auftragen. Durch die entstehende Einhüllende ergibt sich ein Entwurfsraum des Flugzeugs.
2. Anschließend werden die Design-Flugmissionen hinsichtlich des Kraftstoffverbrauchs und sonstiger Flugleistungsgrößen, wie beispielsweise der Agilität und der vorherrschenden Schübe analysiert.
3. Als letzter Schritt innerhalb dieses Iterationsschemas findet eine grundlegende Dimensionierung des Flugzeugs bezüglich dessen Masse und Volumen, sowie ersten Geometriedefinitionen statt. Außerdem wird die interne Struktur ausgelegt, sowie zentrale Leistungsdaten festgelegt.

Mithilfe des *VAMPzero<sup>F</sup>*-Werkzeugs können aufgrund von kurzen Rechenzeiten umfangreiche Sensitivitätsstudien durchgeführt werden. Diese können anschließend als Basis für den Triebwerksvorentwurf genutzt werden, da so die zentralen Designgrößen des Flugzeugs berücksichtigt werden können. Somit kann eine gegenseitige Beeinflussung einkalkuliert werden ohne während jedes Iterationsschrittes ein Re-Design des vollständigen Modells

vornehmen zu müssen. Die gegenseitige Beeinflussung wird auch in der entgegengesetzten Richtung verwendet, sodass ein skalierbares Triebwerkskonzept den Triebwerkseinfluss im Flugzeugentwurf widerspiegelt. So können über mehrere Iterationen die Modelle so angepasst werden, bis ein kohärentes Konzept für Triebwerk und Flugzeug entsteht [30, 33].

### 3.1.2. DLR-Future Fighter Engine FFE

Das aus dem zuvor beschriebenen Iterationsschema entstandene virtuelle Triebwerksmodell wurde innerhalb des Projektes FFE+ entwickelt. Es wurde innerhalb der Triebwerksplattform *Gas Turbine Laboratory* (GTlab) aufgebaut. GTlab ist eine Plattform zum Aufbau virtueller Triebwerke, die am Institut für Antriebstechnik des DLR entwickelt wird. Es handelt sich hierbei um eine Software mit einer modularen Architektur, die ein flexibles Design sämtlicher Triebwerks- bzw. Gasturbinenkonzepte im Allgemeinen ermöglicht. Der Vorentwurfsprozess beinhaltet sowohl eine thermodynamische Prozessanalyse, sowie eine geometrische Vorauslegung aller Komponenten und eine Massenabschätzung [41]. Somit können sämtliche zentrale Triebwerksgrößen in den Designprozess des Flugzeugs zurückgeführt werden.

Die Triebwerksleistungsrechnung basiert dabei auf einem nulldimensionalen Strömungsansatz. Hier werden die thermodynamischen Zustände zwischen den Triebwerkskomponenten, in denen Zustandsänderungen stattfinden, ermittelt. Für die Off-Design-Rechnung der Turbokomponenten werden Kennfelder genutzt, wobei für jene Kennfelder eine Bibliothek an exemplarischen Kennfeldern existiert. Diese werden während der Design-Rechnung so skaliert, dass sie den Auslegungsanforderungen gerecht werden und als Rechengrundlage für Off-Design-Rechnungen genutzt werden können. Die Fluide des thermodynamischen Prozesses, zumeist Luft und der verwendete Kraftstoff, werden über ein Gasmodell dargestellt, dessen stoffspezifische Eigenschaften, wie beispielsweise die temperaturabhängige Wärmekapazität, als Tabellen eingeladen werden. Damit wird eine möglichst detaillierte thermodynamische Betrachtung sämtlicher Zustände ermöglicht [41].

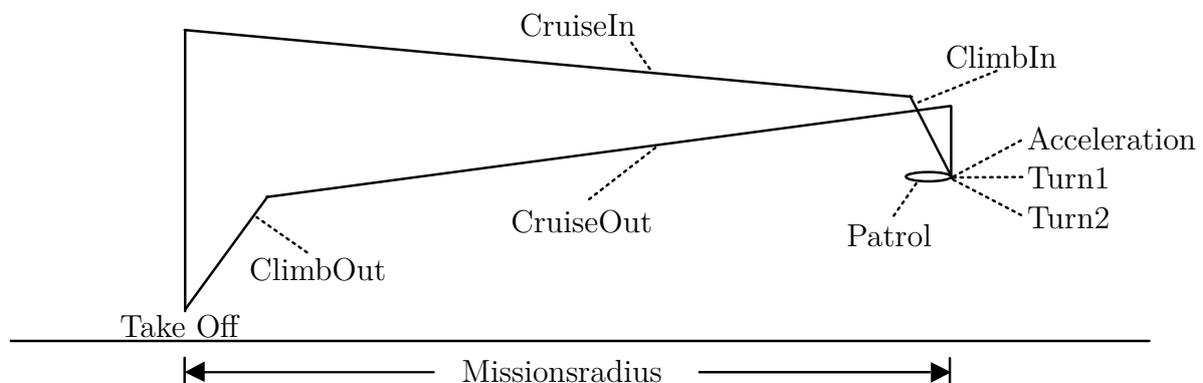
Bei dem erzeugten virtuellen Triebwerk handelt es sich um ein zweiwelliges, gemischtes Turbofantriebwerk, das über einen Nachbrenner verfügt. Dabei stellen die beiden Triebwerke des DLF-FFD jeweils einen Standschub im trockenen Betrieb von  $F_{\text{Stand,dry}} = 112,7 \text{ kN}$  und einen Nachbrenner-Standschub von  $F_{\text{Stand,wet}} = 177,1 \text{ kN}$  bereit [33]. Ein Triebwerk weist einen Fandurchmesser von  $d_{\text{Fan}} = 1 \text{ m}$ , eine Länge von  $l_{\text{FFE}} \approx 5 \text{ m}$  bei einer Masse von  $m_{\text{FFE}} = 1875 \text{ kg}$  auf. Bei dem Triebwerk handelt es sich weiterhin um ein Triebwerk mit fortschrittlichem Technologieniveau, welches einem ungefähren technologischen Stand für eine Indienststellung ab 2035+ entspricht [33]. Dies ist vor allem durch ein hohes Gesamtdruckverhältnis, sowie eine hohe maximale Turbineneintrittstemperatur ( $T_{4,\text{max}} = 2075 \text{ K}$  [33]) gekennzeichnet. Das thermodynamische Flussbild ist zusammenfassend in Abbildung 3.2 dargestellt. Die geometrische Vorauslegung, welche aus der thermodynamischen Vorauslegung abgeleitet wird, ist in Abbildung 3.3 gezeigt, wobei die zentralen Stationen des Triebwerks nach Abbildung 3.2 gekennzeichnet sind.



weiterhin die Bedeutung der einzelnen Missionspunkte eindeutiger gewichten. Demnach wird besonders für die Gestaltung des TMS je nach betriebener Dauer bzw. Distanz eines Missionspunkts ersichtlich, in welchen Betriebspunkten eine hohe Kühlkapazität von größter Bedeutung ist.

Die in dieser Arbeit detailliert betrachtete Flugmission ist die sogenannte *Combat Air Patrol (CAP)*-Mission, da diese die anspruchsvollste Mission hinsichtlich des Kraftstoffverbrauchs während einer Flugmission ist und infolgedessen dahingehend dimensionierend für die Flugzeugauslegung ist. Somit lässt sich auf Grundlage dieser Verbrauchsrechnungen elementar ableiten, ob die Dimensionierung des TMS bzgl. des Mehrverbrauchs für weitere Flugmissionen realisierbar ist. Der Grenzwert des Mehrverbrauchs für eine Realisierbarkeit der Flugmission wird im nachfolgenden Kapitel 3.2 vorgestellt.

Bei der *CAP*-Mission handelt es sich um eine Luft-Luft-Patrouillenmission, die über einem verbündeten Gebiet durchgeführt wird. Dabei wird zunächst ein Reiseflugsegment zum geforderten Zielgebiet durchgeführt, bevor dort das zentrale Patrouillensegment („Loiter“) geflogen wird. Anschließend kommt es durch die Anwesenheit eines feindlichen Flugzeugs zu einem Kampfsegment, in welchem mit Nutzung des Nachbrenners zunächst eine Beschleunigung auf eine Flugmachzahl von  $Ma > 1$  stattfindet, welcher mehrere Kurven folgen. Anschließend findet ein Reiseflug zum Startpunkt statt. Das Missionsprofil ist in Abbildung 3.4 dargestellt und die einzelnen Missionspunkte sind in Tabelle 3.1 aufgelistet. Hier lässt sich auch erkennen, dass die langen Reiseflugsegmente (*Cruise*) und das Patrouillensegment (*Patrol*) maßgeblich die Mission bestimmen. Daran wird deutlich, dass durch die hohe geforderte Reichweite innerhalb der Mission die Triebwerkseffizienz bzw. der Kraftstoffverbrauch hinsichtlich der Triebwerksoptimierung eine bedeutende Rolle spielt. Dies führt dazu, dass die Reichweitenanforderung designtreibend ein vergleichsweise hohes Nebenstromverhältnis des Triebwerks von  $\lambda = 0.67$  bedingt. Die Sinkflugsegmente vor *Patrol* und vor der Landung sind in [11] nicht genau definiert und weisen weder Schubanforderungen noch einen Kraftstoffverbrauch auf, weshalb sie in der Missionsrechnung vernachlässigt werden.



**Abbildung 3.4:** Schematischer Missionsverlauf *CAP*-Mission nach [11]

Segment	Flughöhe [m]	Ma [-]	Dauer [s]	Distanz [km]	F/G [-]
Take Off	0	0,19	26	1,5	max dry
ClimbOut	6309	0,53	290	48,3	max dry
CruiseOut	11000	0,85	3869	970,3	0,43
Patrol	10668	0,8	3600	854,0	0,44
Acceleration	11671	1,09	40	10,7	2,77 (wet)
Turn1	11671	1,21	68	24,2	3,23 (wet)
Turn2	10668	0,9	51	13,6	2,98 (wet)
Lastabwurf (-154 kg)					
ClimbIn	11482	0,9	300	79,9	0,60
CruiseIn	12192	0,9	3535	938,7	0,50

Tabelle 3.1: Flugsegmente im CAP-Missionsverlauf

## 3.2. TMS-Architektur

Nachdem das zugrundeliegende Triebwerk und dessen Eigenschaften vorgestellt wurden, wird nun das daran angeschlossene TMS und dessen Anforderungen eingeführt. Jenes TMS wird mit einem Retrofit-Ansatz an das bestehende Triebwerk angebunden, sodass das Triebwerk folglich nicht hinsichtlich seiner Designgrößen modifiziert wird, sondern ausschließlich um das TMS erweitert. Dieses Vorgehen wird gewählt, um die Integrität des Iterationsschemas zwischen der Flugzeug- und Triebwerksauslegung nicht aufzulösen bzw. ein vollständiges Re-Design des gesamten Flugzeugs aufgrund von modifizierten Komponenten zu vermeiden. Allgemein bringt die Erweiterung um das zusätzliche TMS drei zentrale Aspekte für das Flugzeugsystem mit sich: zusätzlichen Bauraum, zusätzliche Masse und zusätzlichen Kraftstoffverbrauch.

Das Konzept des DLR-FFD besitzt allgemein einen Bauraum für sämtliche elektrische Systeme an Bord, welcher basierend auf einfachen Handbuchformeln im Rahmen der Flugzeugauslegung bestimmt wurde [32]. Es wird angenommen, dass dieser Bauraum genügt, um die TMS-Komponenten zu integrieren, sodass ein Re-Design des Flugzeugs nicht erforderlich ist.

Zusätzlich zum Bauraum wird auch angenommen, dass die zusätzliche TMS-Masse in Relation zur bestehenden Flugzeugmasse eine vernachlässigbare Änderung darstellt, die es nicht nötig macht, neue Design-Rechnungen für beispielsweise die Flächenbelastung des Flugzeugs o. Ä. durchzuführen. Für die Triebwerksleistung in verschiedenen Missionspunkten wird die zusätzliche Masse jedoch berücksichtigt. Dort werden für die Betriebspunkte jeweils feste  $F/G$ -Verhältnisse gefordert. Da die Massen der TMS-Komponenten im Verlauf der Studien abgeschätzt werden, können diese nachfolgend für angepasste Schubanforderungen überführt werden. Dieser Mehrbedarf an Schub durch zusätzliche Masse, stellt auch die erste Ursache für einen gesteigerten Kraftstoffverbrauch während der betrachteten Flugmissionen dar. Eine weitere signifikante Ursache für einen Mehrverbrauch an Kraftstoff ist die zusätzliche Zapfluftentnahme zur Nutzung als TMS-Fluid.

Um den zusätzlichen Kraftstoff während der Mission bereitzustellen, ist bekannt, dass das DLR-FFD-Konzept im Referenzdesign bereits eine Kraftstoffreserve von 18 % enthält, die

zusätzlich zur benötigten Kraftstoffmenge mitgeführt wird. Um zu untersuchen, ob diese Reserve ausreichend ist, wird im vorliegenden Fall mit der *CAP*-Mission die anspruchsvollste Flugmission hinsichtlich der benötigten Kraftstoffmenge untersucht. Daher kann innerhalb dieser Arbeit angenommen werden, dass falls der Kraftstoff-Mehrverbrauch geringer als 18 % ist, dieser ausschließlich durch die vorhandene Reserve gedeckt werden kann. Damit bedarf es keinem Re-Design des Flugzeugs oder sonstigen zusätzlichen Tanks.

Das konzipierte TMS entspricht grundlegend dem Prinzip des in Kapitel 2.3 vorgestellten Reverse Brayton Cycle. Dabei wird als Betriebsmittel innerhalb dieses offenen Kühlkreisprozesses Zapfluft verwendet. Eine Übersicht über die Zustandsänderungen innerhalb des TMS ist in Tabelle 3.2 aufgezeigt. Das dazugehörige thermodynamische Flussbild der betrachteten Architektur ist am Ende dieses Kapitels in Abbildung 3.5 ganzheitlich dargestellt.

Zustände	Zustandsänderung
$91 \rightarrow 92$	Wärmeabfuhr
$92 \rightarrow 93$	Verdichtung
$93 \rightarrow 94$	Wärmeabfuhr
$94 \rightarrow 95$	Expansion
$95 \rightarrow 96$	Wärmezufuhr

**Tabelle 3.2:** Zustandsänderungen im TMS

Die Nutzung von Zapfluft weist thermodynamisch als ersten Vorteil das höhere Ausgangsdruckverhältnis von Zapfluft in Relation zu beispielsweise Stauluft auf. Aus dem höheren Eintrittsdruck folgen zwei Konsequenzen für das Systemdesign. Als erste Konsequenz kann durch die Vorverdichtung des TMS-Betriebsmittels Luft im Hochdruckverdichter ein höherer Betriebsdruck im TMS bzw. ein höherer Kühlturbineneintrittsdruck (vgl. Abbildung 3.5 Station 95) erreicht werden. Dies ermöglicht eine größere Expansion der Luft und infolgedessen eine größere Temperaturabsenkung.

Als weitere Konsequenz kann für ein fest gefordertes Gesamtdruckverhältnis des TMS eine geringere Verdichtung innerhalb des TMS-Verdichters angestrebt werden. Dadurch wird weniger Verdichtungsarbeit benötigt, was zum einen die Effizienz des RBC verbessert und zum anderen eine kompaktere Bauweise des TMS-Verdichters ermöglicht, da einerseits die Luft dichter ist und andererseits ein geringeres Druckverhältnis erforderlich ist. Bei der Nutzung von beispielsweise Stauluft müsste ggf. der Verdichter signifikant größer dimensioniert werden bzw. ein Vorverdichter genutzt werden, um die Luft auf ein für den Betrieb nutzbares Druck- und Temperaturniveau zu bringen. Durch die Nutzung des Hochdruckverdichters kann sich somit die Funktionsweise einer Vorverdichtung zunutze gemacht werden ohne ein zusätzliches Bauteil im System zu integrieren. Jener Vorteil wirkt thermodynamisch besonders signifikant, falls nach der Vorverdichtung eine Zwischenkühlung der Luft stattfindet, deren Nutzen in Kapitel 2.3 vorgestellt wurde.

**91 → 92** Diese Zwischenkühlung findet im vorliegenden TMS zwischen den Zuständen *91* und *92* (vgl. Abbildung 3.5) statt, indem Wärme aus dem TMS mithilfe des Wärmeübertragers *PreCool* (vgl. Abbildung 3.5) in den Nebenstrom abgeführt wird. Dieser besitzt in jedem Flugzustand durch die fehlende Verdichtung des Hochdruckverdichters eine geringere Temperatur und kann somit als Wärmesenke für das TMS dienen. Somit ergibt sich aus der Verdichtung im Hochdruckverdichter des Triebwerks, der Zwischenkühlung in *PreCool* und der anschließenden Verdichtung im TMS-Verdichter eine zweistufige Verdichtung.

**92 → 93** Daher wird nun die zweite dieser zweistufigen Verdichtung betrachtet, welche jeweils das Druck- und Temperaturniveau für eine bestmögliche Wärmeabfuhr und Expansion bereitstellt. Da das Druckverhältnis dieses TMS-Verdichters (in Abbildung 3.5 als *TMSC* bezeichnet) zwischen den Stationen *92* und *93* maßgeblich die umgesetzte Wärme des TMS vorgibt, ist jene Verdichterkenngröße eine der zentralsten Designkenngrößen. Es ist anzumerken, dass das Design des thermodynamischen Kreisprozesses zentral auf dessen thermodynamischen Kenngrößen beruht. Konstruktive Vorgaben sollen zunächst besonders bei den Turbokomponenten vernachlässigt werden. Allein bei den Wärmeübertragern wird die konstruktiv benötigte Oberfläche und die Größe des Bauteils berechnet respektive abgeschätzt, da diese einen signifikanten Einfluss auf beispielsweise die Druckverluste im Nebenstrom haben und somit ein relevantes Designkriterium darstellen.

**93 → 94** Im auf den Verdichter folgenden Wärmeübertrager wird zwischen den Stationen *93* und *94* Wärme aus dem TMS in den Nebenstrom abgeführt. Dabei ist der Eintrittszustand des Nebenstroms in den Wärmeübertrager *TMSHX* identisch zum Eintrittszustand in *PreCool* (vgl. Abbildung 3.5). Die Wärmeübertrager im Nebenstrom sind somit parallel angeordnet, dass gilt  $131 = 132$ . Das hat den Vorteil, dass die als Wärmesenke fungierenden Luftströme in beiden Wärmeübertragern die minimal mögliche Temperatur aufweisen. Die infolgedessen maximierte Temperaturdifferenz zwischen den beiden Wärmeübertrager-Strömen führt zu einem Maximum abgeführter Wärmemenge.

**94 → 95** Nach der zweiten Wärmeübertragung in den Nebenstrom folgt eine Expansion der TMS-Luft in der Kühlturbine (in Abbildung 3.5 als *TMST* bezeichnet) zwischen den Stationen *94* und *95*. Diese Zustandsänderung besitzt zwei relevante Fähigkeiten für den Kreisprozess. Einerseits stellt die Kühlturbine die Leistung des TMS-Verdichters bereit, weshalb die beiden Turbokomponenten fest mittels einer gemeinsamen Welle verbunden sind. Andererseits sinkt die Temperatur der TMS-Luft durch die Expansion auf ein geringeres Temperaturniveau gegenüber ihres Eintrittszustands *91* oder des Nebenstroms *13* ab, sodass hier der Nutzen des TMS deutlich wird. Das Druckverhältnis über die Kühlturbine bestimmt also maßgeblich die Eintrittstemperatur in den nachfolgenden Wärmeübertrager *TTBHX* und damit die Kühlkapazität. Während das Druckverhältnis des TMS-Verdichters eine Designgröße des Systems ist, ergibt sich das Druckverhältnis der Kühlturbine während der Design-Rechnung anhand eines zu erfüllenden Leistungsgleichgewichts auf der TMS-Welle *TMSS*. Um Differenzen zwischen den Leistungen der

beiden TMS-Turbokomponenten ausgleichen zu können, wird zusätzlich eine elektrische Last an der Welle *TMSS* modelliert, wobei deren Leistung als Regelungsgröße genutzt werden kann. Es soll noch nicht spezifiziert werden, ob die elektrische Last als Generator oder Elektromotor fungiert. Die Nutzung und die Nutzungsart dieser Last sollen sich im weiteren Verlauf durch das Betriebsverhalten des Systems ergeben.

**95 → 96** Im Anschluss an die Expansion in der Kühlturbine, findet die zentral relevante Wärmelastübertragung im Wärmeübertrager *TTBHX* statt. Dabei wird Wärme aus dem Kühlkreislauf des Flugzeugs, dem sogenannten *Thermal Transport Bus* (TTB) an den TMS-Strom übertragen. Für diese Wärmeübertragung zwischen den Zuständen *95* und *96* respektive *991* und *992* sind vor allem die Eintrittszustände in den Wärmeübertrager von großer Bedeutung, weshalb besonders die Eintrittstemperaturen  $T_{97}$  und  $T_{991}$  zentrale Designparameter darstellen.

Die im Wärmeübertrager *TTBHX* erwärmte TMS-Luft verlässt anschließend mit dem Zustand *98* das System des Flugzeugs. Für das Ausstoßen der Luft muss als Randbedingung in jedem Flugzustand gegeben sein, dass der statische Austrittsdruck größer dem Umgebungsdruck ist:  $p_{st,98} > p_{st,0}$ .



## 4. Vorstudien

Wie an der im vorherigen Kapitel 3.2 vorgestellten Systemarchitektur zu erkennen ist, hat ein TMS, welches einen zapfluftgespeisten, offenen Kreisprozess zur Wärmeabfuhr nutzt, durch seine Interaktion mit dem Triebwerk verschiedene Einflüsse auf die Triebwerksleistung. Um diese Einflüsse grundsätzlich zu untersuchen und die zentralen Einflussparameter herauszuarbeiten, werden als vorgelagerter Schritt, vor der Untersuchung eines vollständigen TMS, Vorstudien durchgeführt. Dabei werden die einzelnen Einflussparameter unabhängig von einem realen TMS-Verhalten variiert und untersucht.

Es gilt zunächst herauszustellen, an welchen Stationen eine Beeinflussung des Referenztriebwerks (vgl. Kapitel 3.1.2) stattfindet. Eine Übersicht der beeinflussten Punkte im Triebwerk ist in Abbildung 4.1 dargestellt.

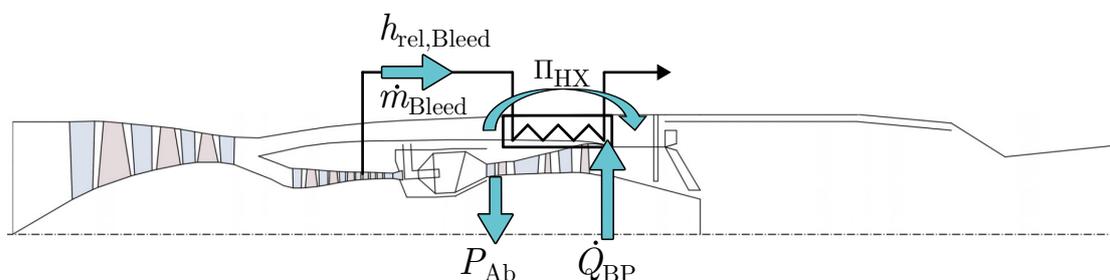


Abbildung 4.1: Einflusspunkte des TMS auf das Triebwerk

Als erste Bauteile werden die Wärmeübertrager betrachtet, die im Nebenstrom positioniert werden und die Wärme aus dem TMS an die Wärmesenke, die Nebenstromluft, übertragen. Diese zusätzlichen Bauteile haben zwei zentrale Einflüsse auf den Nebenstrom.

Der erste Effekt ist ein Druckverlust über die Wärmeübertrager. Durch die zusätzlichen Oberflächen innerhalb des Strömungskanal entstehen Reibungsverluste in der Strömung infolge auftretender Schubspannungen an den Wärmeübertrageroberflächen. Jene Reibungsverluste sind maßgeblich abhängig von der Wärmeübertragergröße bzw. deren Oberfläche. Da diese jedoch auch fundamental nach (2.12) für die übertragene Wärmeleistung verantwortlich ist, gilt es hier bei dem Design der Wärmeübertrager eine Abwägung zwischen der Leistungsfähigkeit der Wärmeübertragung und der Triebwerksleistung zu machen. Daher stellt die nach (2.17) definierte Effektivität eine relevante Auslegungsgröße dar.

Der für die Triebwerksleistung negativen Beeinflussung des Druckverlusts, steht die leistungsfördernde Wärmezufuhr in den Nebenstrom aus dem TMS gegenüber. Durch diesen Wärmeeintrag wird der Energiegehalt des Nebenstroms vergrößert, was zu einer Schubsteigerung führt. Daher wird im Folgenden geprüft, inwieweit eine Kompensation der Druckverluste erreicht wird.

Neben den Nebenstromwärmeübertragern ist als weiterer zentraler Einflussparameter die zusätzliche Entnahme von Zapfluft aus dem Hochdruckverdichter des Triebwerks zu un-

tersuchen. Da die Zapfluft als Betriebsmedium des TMS fungiert, sind deren Zustandsgrößen wesentliche Kenngrößen des thermodynamischen Kreisprozesses und somit zentral für die Auslegung des Kühlprozesses. Als erste Kenngröße ist der entnommene Massenstrom  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  von Bedeutung. Weiterhin ist als zweite Kenngröße die Positionierung der Entnahmestelle innerhalb des Hochdruckverdichters relevant, da diese Druck  $p_t$  und Temperatur  $T_t$  der Zapfluft vorgibt und demnach auch den Eintrittszustand in den TMS-Kreisprozess. Die Entnahmestelle der Zapfluft im Verdichter wird durch die Kenngröße der relativen Enthalpie  $h_{rel}$  charakterisiert. Jene Kenngröße quantifiziert die Eigenschaft, dass über den Verlauf eines Verdichters mit zunehmender Verdichtungsarbeit nach

$$a = \Delta h_t \approx c_p \Delta T_t \quad (4.1)$$

der Energiegehalt des Fluids steigt [24]. Die relative Enthalpie gibt den Anteil der Enthalpieänderung ausgehend vom Verdichter-Eintrittszustand gegenüber der gesamten Enthalpieänderung im Verdichter an. Diese Definition lässt sich durch

$$h_{rel} = \frac{h_{t,3}}{h_{t,25}} \quad (4.2)$$

ausdrücken. So beschreibt ein Wert von  $h_{rel} = 0$  den Zustand der Luft am Eintritt des Verdichters und eine relative Enthalpie von  $h_{rel} = 1$  am Verdichteraustritt.

Da mit der Entnahme von Zapfluft dem Triebwerk energiereiche Luft entzogen wird, stellt dies einen Verlust für den Triebwerksprozess dar.

Als letzte Einflussgröße auf den Triebwerksprozess durch den Anschluss eines TMS wird die zusätzliche Leistungsentnahme an der Hochdruckwelle (*HPS*, vgl. Abbildung 3.5) eingeschätzt. Diese Leistung wird gegebenenfalls benötigt, um den TMS-Verdichter anzutreiben, falls die Kühltriebmaschine auf der Welle der TMS-Turbokomponenten nicht ausreichend Leistung bereitstellt. Daher wird die Möglichkeit betrachtet, Leistung von *HPS* über einen Generator zu entnehmen und sie der TMS-Welle über einen Elektromotor zuzuführen.

Nun gilt es innerhalb der Vorstudien die Auswirkungen der verschiedenen Einflüsse auf den Triebwerksprozess auf deren Größenordnung zu untersuchen. Die Quantifizierung der Verluste bzw. Gewinne der o. g. Einflüsse findet anhand einer Missionsrechnung der in Kapitel 3.1.3 vorgestellten *CAP*-Mission statt. In dieser Mission werden für verschiedene Betriebspunkte feste  $F/G$ -Verhältnisse durch die Flugzeugauslegung definiert, welche zu erreichen sind. Um bei steigenden Verlusten, etwa durch Druckverluste oder Zapfluftentnahme, diese Verhältnisse beizubehalten, muss der Kraftstoffmassenstrom angepasst werden. Daher dient der Kraftstoffmeherverbrauch über die *CAP*-Mission als Kennwert für die zusätzlichen Verluste. Die Berechnung des Kraftstoffverbrauchs in der segmentierten Flugmission wird in Kapitel 5.2.3 ausführlicher vorgestellt. Als Referenz-Kraftstoffverbrauch wird die vom Referenztriebwerk durchlaufene Mission ohne ein TMS und dessen Effekte herangezogen. Somit beziehen sich alle relativen Änderungen des Kraftstoffverbrauchs auf die *CAP*-Mission des allein stehenden Referenztriebwerks. Es findet

keine Anpassung des Triebwerksdesigns an die TMS-Einflüsse statt, sodass ausschließlich Off-Design-Rechnungen bei gegebenem Triebwerksdesign durchgeführt werden. Außerdem werden ausschließlich Einflussgrößen untersucht, welche in direkter Verbindung mit dem Triebwerk stehen. Weitere Einflussfaktoren, wie beispielsweise zusätzliche TMS-Komponentenmassen und deren Auswirkung auf die geforderten Betriebspunkte, werden im Rahmen der Vorstudien nicht betrachtet.

Da die Zapfluftentnahme den Eintrittszustand des TMS-Prozesses bestimmt, soll die Auswirkung der Zapfluft-Kenngrößen an erster Stelle betrachtet werden. Hier ergeben sich zwei Größen, welche die Zapfluftentnahme thermodynamisch charakterisieren: der Zapfluftmassenstrom  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  und die relative Enthalpie  $h_{\text{rel,Bleed}}$  der Zapfluft. Die betrachteten Untersuchungsintervalle der beiden Größen innerhalb der Vorstudien sind in Tabelle 4.1, gemeinsam mit den Untersuchungsintervallen der sonstigen Vorstudienparameter, wiedergegeben.

Parameter	Minimalwert	Maximalwert
$\dot{m}_{\text{Bleed}} \left[ \frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$	0	1,5
$h_{\text{rel,Bleed}} [-]$	0	1
$\dot{Q}_{\text{BP}} [\text{kW}]$	0	120
$\pi_{\text{BP}} [-]$	0,8	1
$P_{\text{TMS}} [\text{kW}]$	0	150

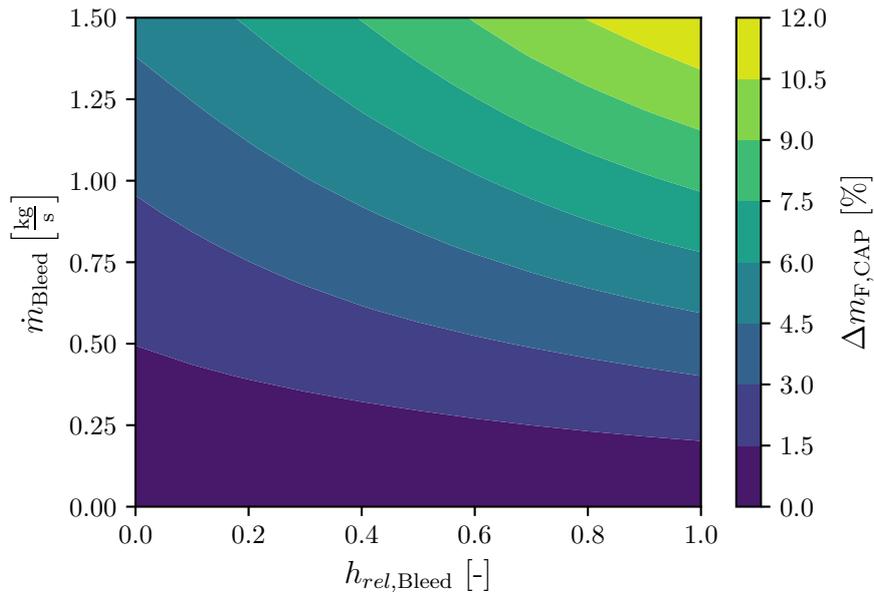
**Tabelle 4.1:** Untersuchungsintervalle Vorstudien

## 4.1. Zapfluft-Zustand

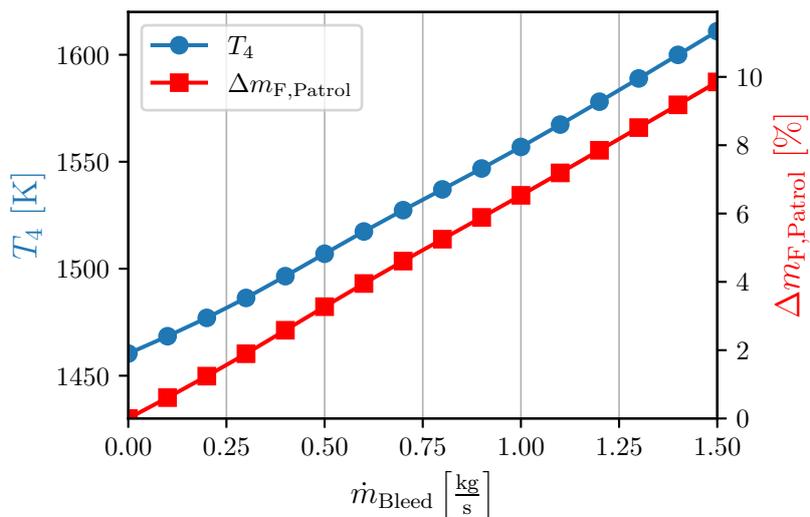
Der relative Mehrverbrauch an Kraftstoff über die *CAP*-Mission ist in Abbildung 4.2 in Abhängigkeit von  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  und  $h_{\text{rel,Bleed}}$  dargestellt. Wie erwartet, steigt der Verbrauch mit zunehmendem  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  und  $h_{\text{rel,Bleed}}$ . So führt eine Zapfluft-Entnahme hinter dem Hochdruckverdichter ( $h_{\text{rel,Bleed}} = 1$ ) bei einem Massenstrom von  $\dot{m}_{\text{Bleed}} = 1,5 \text{ kg/s}$  zu einem Mehrverbrauch an Kraftstoff während der *CAP*-Mission von ungefähr 12 %. Durch die Krümmung der Isolinien eines konstanten Mehrverbrauchs ist außerdem zu erkennen, dass im Bereich der betrachteten Parameterintervalle der Massenstrom  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  einen größeren Einfluss hat als die Entnahmestelle ( $h_{\text{rel,Bleed}}$ ). Dies deutet darauf hin, dass der im TMS genutzte Massenstrom  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  einen signifikanten Einfluss auf die Triebwerksleistung besitzen kann und somit bei der Systemauslegung betrachtet werden muss.

Daher wird zunächst auf die Ursache des Mehrverbrauchs durch Zapfluftentnahme  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  eingegangen. Durch die Luftentnahme reduziert sich der Massenstrom des Kernstroms. Dieser Verlust hinsichtlich verringerter Schubkraft wird durch einen erhöhten Kraftstofffluss kompensiert, wodurch die Turbineneintrittstemperatur  $T_{t,4}$  steigt, wie in Abbildung 4.3 gezeigt. Jene Abbildung zeigt exemplarisch im Missionspunkt *Patrol* der *CAP*-Mission die Turbineneintrittstemperatur  $T_{t,4}$  und den im *Patrol*-Segment relativ zu  $\dot{m}_{\text{Bleed}} = 0 \text{ kg/s}$

benötigten Kraftstoffmehrverbrauch in Abhängigkeit des entnommenen Zapfluftmassenstroms  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$ . Der Einfluss der Zapfluentnahmestelle lässt sich durch den entstehenden Energieverlust nach (4.1) erklären, welcher von der Entnahmestelle abhängt: Je weiter hinten im Verdichter die Zapfluft entnommen wird (höhere relative Enthalpie  $h_{\text{rel,Bleed}}$ ), desto größer ist der Energieverlust, der bei konstanten Schubanforderungen durch eine steigende Kraftstoffzufuhr ausgeglichen werden muss (vgl. Abbildung B.1).



**Abbildung 4.2:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der *CAP*-Mission in Abhängigkeit des Zapfluft-Zustands



**Abbildung 4.3:** Turbineneintrittstemperatur und relativer Kraftstoffmehrverbrauch in *Patrol* in Abhängigkeit des Zapfluftmassenstroms ( $h_{\text{rel,Bleed}} = 0,5$ )

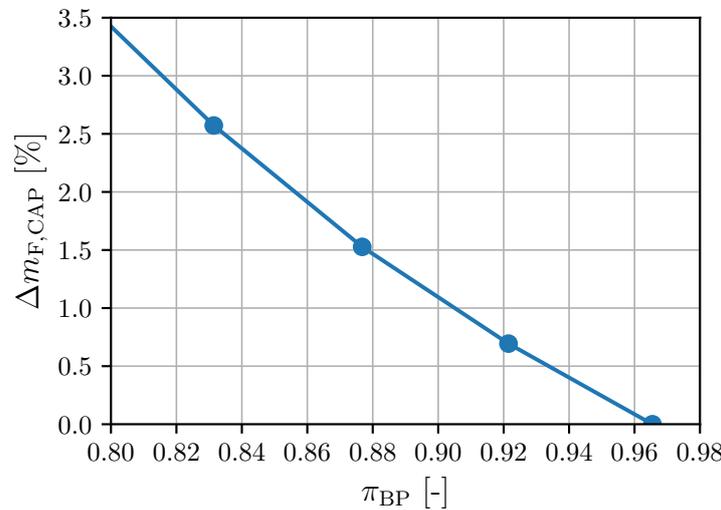
## 4.2. Druckverlust im Nebenstrom

Als nächster Parameter wird der Einfluss von zusätzlichem Druckverlust im Nebenstrom untersucht. Dafür ist in Abbildung 4.4 der relative Mehrverbrauch an Kraftstoff gegenüber der Referenz-*CAP*-Mission in Abhängigkeit des Druckverlusts aufgetragen. Der Druckverlustkoeffizient im Nebenstrom wird dabei variiert, wobei im Referenz- bzw. Auslegungsfall ein Druckverlustkoeffizient von  $\pi_{BP} = 0.98$  gilt. Mit zunehmendem Druckverlust (sinkendem  $\pi_{BP}$ ) steigt der Kraftstoffverbrauch, da der anwachsende Impulsverlust im Nebenstrom die Geschwindigkeit  $c_{16}$  verringert und somit den Nebenstromschub nach

$$F_{\text{ges}} = F_{\text{core}} + F_{\text{BP}} \propto (\dot{m}_9 c_9 - \dot{m}_1 c_1) + (\dot{m}_{13} (c_{16} - c_1)) \quad (4.3)$$

reduziert.

Dadurch verringert sich der Schubanteil des Nebenstroms am Gesamtschub. Um dennoch die erforderlichen Anforderungen der  $F/G$ -Verhältnisse in der Flugmission zu gewährleisten, muss der Schubanteil des Kernstroms zunehmen. Dies drückt sich durch ein sinkendes Nebenstromverhältnis  $\lambda = \frac{\dot{m}_{\text{BP}}}{\dot{m}_{\text{core}}}$  mit steigendem Druckverlust aus (vgl. Abbildung B.2). Um den geforderten thermodynamischen Prozess des Kernstroms bei steigendem Kern-Massenstrom  $\dot{m}_{\text{core}}$  zu gewährleisten, steigt daher der Kraftstoff-Massenstrom  $\dot{m}_F$  und damit der Gesamt-Kraftstoffverbrauch über die Dauer einer Flugmission.

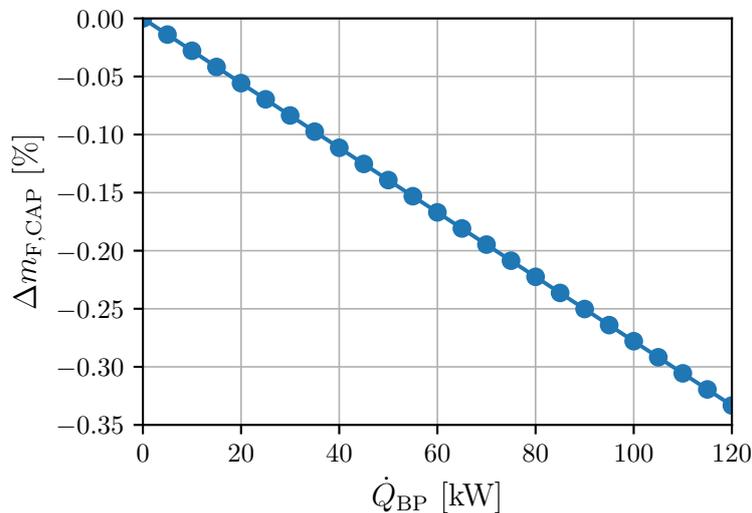


**Abbildung 4.4:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der *CAP*-Mission in Abhängigkeit des Nebenstrom-Druckverlusts

Abbildung 4.4 zeigt, dass der durch Druckverluste verursachte Mehrverbrauch im betrachteten Intervall bei bis zu maximal  $\Delta m_F \approx 3,5\%$  liegt. Damit ist der Einfluss auf den relativen Kraftstoffverbrauch durch die im Nebenstrom eingebauten Wärmeübertrager ca. 10 % geringer als der Einfluss durch die Zapfluftentnahme, was die Relevanz des Zapfluftstroms in der Auslegung unterstreicht.

### 4.3. Wärmezufuhr in den Nebenstrom

Nachfolgend gilt es, den Einfluss des in den Nebenstrom zugeführten Wärmestroms zu untersuchen und festzustellen, ob durch diese schubsteigernde Wärmezufuhr die Schubminderung durch zusätzliche Druckverluste signifikant kompensiert werden kann. Der Kraftstoffverbrauch relativ zur Referenz-*CAP*-Mission in Abhängigkeit des in den Nebenstrom zugeführten Wärmestroms ist in Abbildung 4.5 gezeigt. Es ist zu erkennen, dass die relative Minimierung des Kraftstoffverbrauchs innerhalb des Wärmestrom-Intervalls  $\dot{Q}_{BP} \in [0 \text{ kW}; 120 \text{ kW}]$  maximal  $\Delta m_F \approx -0,3\%$  beträgt. Damit ist festzuhalten, dass der Wärmeeintrag in den Nebenstrom zwar einen erkennbaren, allerdings keinen signifikanten Einfluss auf den Kraftstoffverbrauch während der *CAP*-Flugmission besitzt. Daher sollte dieser Effekt bei der weiteren TMS-Auslegung nicht als einer der designtreibenden Faktoren angesehen werden.



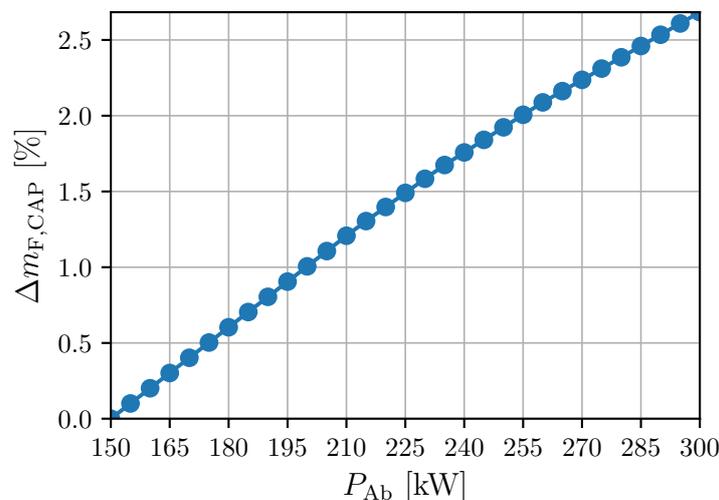
**Abbildung 4.5:** Relativer Kraftstoffmeherverbrauch in der *CAP*-Mission in Abhängigkeit des Wärmestroms in den Nebenstrom

### 4.4. Leistungsentnahme Hochdruckwelle

Als abschließender Parameter wird im Rahmen der Vorstudien die Auswirkung einer zusätzlichen Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle des Triebwerks *HPS* untersucht. Diese Leistung soll während der TMS-Auslegung genutzt werden, um ein Leistungsgleichgewicht auf der Welle der TMS-Turbokomponenten herzustellen, sodass Verdichter und Kühlmaschine im thermodynamisch optimalen Betriebspunkt ausgelegt werden können. Hier ist zunächst festzuhalten, dass im Auslegungsfall des Triebwerks ohne TMS bereits eine Leistung von  $P_{Ab} = 150 \text{ kW}$  für die Bordversorgung entnommen wird (vgl. Kapitel 3.1). Zudem wird in den Vorstudien ausschließlich die Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle des Triebwerks untersucht. Da die Vorstudien auf die Ermittlung

der maximalen Einbußen durch das TMS abzielen, wird eine Leistungszufuhr, die den Kraftstoffverbrauch verringern könnte, vorerst nicht betrachtet.

In den Vorstudien wird eine Leistungsentnahme von  $P_{Ab} \in [150 \text{ kW}; 300 \text{ kW}]$  betrachtet, basierend auf der Auslegungsrandbedingung des Triebwerks ohne TMS von  $P_{Ab} = 150 \text{ kW}$ . Die relative Änderung des Kraftstoffverbrauchs zur Referenz-*CAP*-Mission in Abhängigkeit der gesamten entnommenen Leistung ist in Abbildung 4.6 dargestellt. Es zeigt sich, dass mit steigender Leistungsentnahme der Kraftstoffverbrauch zunimmt, da die Turbine mehr Leistung bereitstellen muss. Dies erfordert einen erhöhten Energiegehalt des Turbineneintrittsströms, welcher sich durch ein gesteigertes Kraftstoff-Luft-Verhältnis - im Englischen auch *Fuel-Air-Ratio* (FAR) - erreichen lässt (vgl. Abbildung B.3). Es ist außerdem erkennbar, dass sowohl die gesamte Turbinenleistung als auch die Verdichterleistung mit steigender Leistungsentnahme abnimmt. Jedoch nimmt die Verdichterleistung relativ zur Turbinenleistung stärker ab, sodass eine wachsende Netto-Zusatzleistung bereitgestellt wird (vgl. Abbildung B.4). Die gesamte entnommene Wellenleistung entspricht dabei lediglich einem Anteil von ca. 0,7 % der Triebwerksturbinenleistung. Dennoch führt das gesteigerte FAR zu einem maximalen Kraftstoffmehrverbrauch von ca.  $\Delta m_F = 2,5 \%$  relativ zur Referenz-*CAP*-Mission (vgl. Abbildung 4.6). Damit ist die Größenordnung des Verlusts durch eine zusätzliche Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle vergleichbar mit der Beeinflussung des Triebwerks durch Wärmeübertrager-Druckverluste im Nebenstrom.



**Abbildung 4.6:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der *CAP*-Mission in Abhängigkeit der *HPS*-Leistungsentnahme

## 4.5. Fazit Vorstudien

Es lässt sich also abschließend anhand der Vorstudien festhalten, dass der Kraftstoffverbrauch während der *CAP*-Flugmission zentral durch den entnommenen Zapfluftmassenstrom beeinflusst wird. Anzumerken ist, dass sich die Aussagen ausschließlich auf die

für die Vorstudien festgelegten Parameterintervalle beziehen. Auf eine allgemeine Gültigkeit der Aussagen, im Hinblick auf die Verhältnisse zwischen den Einflussparametern in einem vollständig ausgelegten TMS-Triebwerk-Gesamtsystem, kann daraus nicht uneingeschränkt abgeleitet werden.

Der Mehrverbrauch von Kraftstoff relativ zur Referenzmission ist innerhalb der untersuchten Parameterintervalle durch die Abführung eines Zapfluftmassenstroms ungefähr eine Größenordnung größer als die anderen untersuchten Einflüsse. Außerdem lässt sich erkennen, dass die Triebwerksleistung sensitiver auf eine Änderung des Massenstroms  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  reagiert, als auf eine Variation der Zapfluftentnahmestelle  $h_{\text{rel,Bleed}}$ . Die Beeinflussung durch Druckverluste in den installierten Wärmeübertragern, sowie durch eine zusätzliche Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle, sollten mit einer Größenordnung von ungefähr 2 % zwar in der Systemanalyse betrachtet werden, sind jedoch keine primären Auslegungskriterien. Vernachlässigbar hingegen ist der Einfluss durch Wärmeeinbringung in den Nebenstrom, da dieser Einfluss auf die relative Verbrauchsänderung eine weitere Größenordnung geringer ist, als die Einflüsse des Druckverlusts und der Leistungsentnahme. Somit ist dieser Effekt ausschließlich als marginaler Gewinn im Betrieb und nicht in der Auslegung zu betrachten.

# 5. Anforderungen an das TMS und Systemmodellierung

Nachdem in den vorherigen Kapiteln die grundlegende Architektur des TMS, des Referenztriebwerks und die Wechselwirkung zwischen den beiden Teilsystemen vorgestellt wurden, werden nun detaillierte Spezifikationen des untersuchten TMS dargelegt. Dafür werden zunächst die Designanforderungen vorgestellt, denen das TMS genügen soll. Anschließend werden die Modellierungsmethodiken des TMS aufgezeigt.

## 5.1. Designanforderungen an das TMS

In diesem Kapitel werden die Anforderungen vorgestellt, welche dem Design des TMS zugrunde liegen. Weiterhin sollen sämtliche Randbedingungen und Grenzwerte für einen Betrieb des TMS dargelegt werden, sodass der Arbeitsbereich des TMS eindeutig gekennzeichnet ist. Dabei soll sich auch hier, analog zur bisherigen Beschreibung, ausschließlich auf die Anforderungen und Randbedingungen des TMS beschränkt werden. Die Anforderungen, welche das Referenztriebwerk dimensionieren, sind hiervon vollständig ausgeschlossen, da das Triebwerk nicht angepasst werden soll. Dies ermöglicht eine Entkopplung der beiden Teilsysteme im Design, sodass diese auf verschiedene Betriebspunkte ausgelegt werden können.

Zunächst wird der Nutzen des TMS betrachtet: die Kühlleistung. Die geforderte Kühlleistung wird durch die Wärmequellen im Flugzeug vorgegeben, welche es gilt im Designpunkt und in einem möglichst großen Bereich von Flugmissionen ausreichend zu kühlen. Im vorliegenden System wird dafür nach DLR-interner Diskussion eine im gesamten Flugzeug zu kühlende Auslegungslast von  $\dot{Q}_{\text{Des,ges}} = 50 \text{ kW}$  initial angenommen. Daraus folgt, dass in jedem der zwei Triebwerke des DLR-FFD (vgl. Kapitel 3.1.1) eine Kühlleistung von  $\dot{Q}_{\text{Des}} = 25 \text{ kW}$  im Designpunkt bereitgestellt werden muss. An dieser Stelle ist darauf hinzuweisen, dass sich sämtliche Untersuchungen des TMS auf den Bilanzraum einer Kopplung eines TMS mit einem Triebwerk beziehen. Dies bedeutet für das Gesamtsystem, dass dieses aus zwei Triebwerken und zwei jeweils dazugehörigen TMS besteht, welche vollständig getrennt voneinander operieren. Damit wird der thermodynamische Kreisprozess eines Triebwerks direkt an den Kreisprozess eines TMS gekoppelt ohne eine mögliche gegenseitige Beeinflussung zwischen den Triebwerken zu betrachten.

Die zuvor geforderte Kühlleistung ergibt sich nach (2.10). Daher ist die Temperaturdifferenz im Wärmeübertrager *TTBHX* eine zentrale Designgröße und es wird eine Temperaturdifferenz des Kühlfluids im TTB von  $\Delta T_{\text{TTB}} = 40 \text{ K}$  im Designpunkt als initiale Annahme festgesetzt.

Neben der Temperaturdifferenz, welche sich im Wärmeübertrager *TTBHX* einstellen soll,

ist vor allem die Eintrittstemperatur des Kühlfluids in den Wärmeübertrager von zentraler Bedeutung. Diese wird durch das Temperaturniveau der Wärmequellen bestimmt und ist daher eine feste Systemvorgabe. Diese Temperatur beträgt  $T_{\text{TTB,ein}} = T_{991} = 320 \text{ K}$ . Sie wird als konstant über alle Betriebspunkte angenommen, um das TMS unabhängig von einem unbekanntem Betriebsverhalten der Wärmequellen untersuchen zu können. Die Eintrittstemperatur  $T_{\text{TTB,ein}}$  ist besonders zentral für die Leistungsfähigkeit des TMS, da sie die obere Grenze der Temperaturdifferenz im Wärmeübertrager vorgibt. Da in Off-Design-Punkten die Turbinenaustrittstemperaturen bzw. Wärmeübertragereintrittstemperaturen  $T_{95}$  variieren, ist die Temperaturgrenze bis zu welcher das TMS-Fluid (bei einer gegebenen Effektivität  $P_{\text{TTB}}$ ) Wärme aufnehmen kann, der zentrale Kennwert bei der Bestimmung der Wärmeleistung.

Mit der Rücklaufstemperatur des TTB  $T_{\text{TTB,ein}}$  ist also die obere Grenze des Temperaturintervalls, das den Betriebsbereich kennzeichnet, bekannt. Weiterhin ist auch die minimale Vorlaufstemperatur des TTB  $T_{\text{TTB,aus,min}}$  als untere Grenze dieses Intervalls von Bedeutung, da diese die minimale Turbinenaustrittstemperatur  $T_{95,\text{min}}$  vorgibt. Jene Temperatur wird durch die minimale Betriebstemperatur des verwendeten Kühlmittels vorgegeben. Im TTB-Kreislauf wird das Kühlmittel *SYL THERM 800* [47] im vorliegenden Modell angenommen. Dieses weist eine minimale Betriebstemperatur von  $T_{\text{Syltherm,min}} = T_{\text{TTB,aus,min}} = T_{992,\text{min}} = 233,15 \text{ K}$  auf. Die Temperatur ist relevant, da in allen Betriebspunkten gewährleistet werden muss, dass diese Temperatur nicht unterschritten wird, um die Funktionsfähigkeit des TTB-Kreislaufs sicherzustellen. Somit muss während des Designs des TMS berücksichtigt werden, dass während der Flugmissionen kein Betriebspunkt diesen Punkt minimaler Temperatur gefährdet.

Eine Übersicht der zuvor eingeführten Anforderungs- bzw. fester Designgrößen ist in Tabelle 5.1 aufgezeigt.

Kenngröße	Designwert
$\dot{Q}_{\text{TTB,Des}}$	25 kW
$T_{\text{TTB,ein}}$	320 K
$\Delta T_{\text{TTB,Des}}$	40 K
$T_{\text{TTB,aus,min}}$	233,15 K

**Tabelle 5.1:** Design- und Anforderungsgrößen TMS

Die oben dargelegten Systemanforderungen gelten für einen bestimmten Designpunkt. Die Wahl dieses Designpunktes ist hierbei nicht allgemeingültig festgelegt, sondern ist abhängig von der betrachteten Flugmission und den Prämissen während des Designs – beispielsweise der Abwägung zwischen TMS-Kapazität und Leistungseinbußen des Triebwerks. Somit stellt die Wahl des Designpunktes die zentrale Entscheidung bzgl. des Off-Design-Verhaltens dar.

Die in Kapitel 3.1.3 vorgestellten *CAP*-Flugmission wird beispielsweise durch Niederlastpunkte dominiert (vgl. Tabelle 3.1 und Abbildung 3.4). Daher ist es für diese Mission sinnvoll das TMS auf einen Betriebspunkt auszulegen, welcher nahe dieser dominierenden Flugmissionspunkte liegt. So findet das TMS-Design bei der Anwendung auf die *CAP*-Flugmission initial auf den Missionspunkt *Patrol* (vgl. Tabelle 3.1) statt.

## 5.2. Modellierungs- und Berechnungs-Methodiken

In diesem Kapitel wird nachfolgend das Vorgehen der Systemmodellierung beschrieben. Dabei soll zunächst auf das TMS selbst eingegangen werden, wobei die Design- und Off-Design-Rechnung betrachtet wird. Anschließend werden die eingebundenen Modelle der Wärmeübertrager betrachtet. Abschließend wird die Berechnung des Kraftstoffverbrauchs innerhalb der in Kapitel 3.1.3 dargelegten Referenzflugmission vorgestellt. Damit soll ein Überblick über die Annahmen und Prämissen hinsichtlich des Modellaufbaus geschaffen werden, um die Fokussierung dieser Arbeit zu verdeutlichen und ein grundlegendes Verständnis der Modellrechnungen zu erarbeiten.

### 5.2.1. Kreisprozessmodellierung des TMS

Das in GTlab betrachtete Modell basiert auf dem Modell des Triebwerks, das im Projekt FFE+ (vgl. Kapitel 3.1.2) erstellt wurde. Dabei wird der Triebwerksprozess um den entsprechenden TMS-Kreisprozess erweitert, sodass die Wechselwirkungen zwischen diesen beiden Teilsystemen für eine Bestimmung der Betriebspunkte berücksichtigt werden können. Da an dem aus FFE+ bestehenden Modell kein Re-Design durchgeführt wird, sondern ausschließlich eine Ergänzung dieses Triebwerksmodells stattfindet, wird hier auf die detaillierte Modellierung des Triebwerks selbst mitsamt des zu lösenden Gleichungssystems nicht eingegangen. Eine ausführliche Beschreibung dieses Triebwerksmodells findet sich in [33].

Für ein Verständnis des Modellaufbaus ist es zunächst wichtig das Vorgehen zu erläutern, mit welchem sämtliche Parameterstudien durchgeführt werden. Es wird zunächst eine Design-Rechnung für einen bestimmten Designpunkt durchgeführt. Diese Design-Rechnung bestimmt sämtliche Betriebsgrößen in jenem Punkt und gibt somit die Dimensionierungen der Komponenten vor – damit sind vor allem die Dimensionierungen der Turbokomponenten und Wärmeübertrager im TMS festgelegt. Aufgrund der Bestrebung das Triebwerk hinsichtlich seines Designpunktes nicht neu auszulegen, existieren für das Triebwerk und das TMS verschiedene Designpunkte. Das Triebwerk wird weiterhin auf dem im Projekt FFE+ identifizierten Designpunkt für eine bestimmte Maximallast ausgelegt. Das TMS hingegen kann entkoppelt davon für verschiedene, frei wählbare Betriebspunkte ausgelegt werden. Somit kann das TMS abhängig vom Optimierungsziel entweder für bestimmte Hochlast- oder Niederlast-Betriebspunkte ausgelegt werden.

Im Anschluss an die Design-Rechnung werden Betriebspunkte in Off-Design-Rechnungen nachgerechnet, um das Betriebsverhalten des Systems in Abhängigkeit der zuvor im Design festgelegten Dimensionierung zu ermitteln. Während dieser Rechnungen werden die beiden Teilsysteme, Triebwerk und TMS, schließlich miteinander gekoppelt, sodass sie im Gegensatz zur Design-Rechnung in einem gemeinsamen Betriebspunkt operieren. Aus diesen Rechnungen kann folglich eine Aussage über die Betriebseigenschaften verschiedener Designpunkte getroffen werden.

## Design-Rechnung

Um das erweiterte Modell innerhalb der Triebwerksplattform GTlab berechnen zu können, muss das zu lösende Gleichungssystem des Modells ergänzt werden. Dabei hängt die Anpassung des Gleichungssystems im Designfall zentral vom jeweiligen Zielparame- ter des Designs ab. Da, wie in Kapitel 5.1 beschrieben, die Eintrittstemperatur des Kühlme- diums in den Wärmeübertrager  $TTBHX$  eine konstante Systemvorgabe ist, ist es sinn- voll die geforderte Nennkühlleistung für diese Temperatur vorzugeben. Jene Forderung wird dadurch erfüllt, dass im Designfall zusätzlich zur Eintrittstemperatur des Kühlme- diums dessen Temperaturdifferenz  $\Delta T_{TTB,Des}$  als Designgröße vorgegeben wird. Mithilfe der Festsetzung der Temperaturen des Vor- und Rücklaufs des TTB-Kreislaufs ist außerdem anschließend mithilfe einer gegebenen Wärmeübertrager-Effektivität TTB-seitig  $P_{TTB,Des}$  die Turbinenaustrittstemperatur  $T_{95,Des}$  festgelegt. Diese stellt damit die *abhängige Va- riable* für die TMS-Design-Rechnung dar, deren Wert es gilt mithilfe des Systemdesigns zu erreichen.

Die Eintrittszustandsgrößen Druck und Temperatur sind durch den Betriebspunkt des Triebwerks und der Entnahmestelle der Zapfluft innerhalb des Hochdruckverdichters fest- gelegt. Somit stellen sie *Randbedingungen* innerhalb der TMS-Design-Rechnung dar und können nicht als *unabhängige Variablen* variiert werden, um die geforderte *abhängige Va- riable*  $T_{95,Des}$  zu erreichen. Die Massenströme in TTB- und TMS-Kreisläufen sind gegeben, da jene aus den geforderten Randbedingungen folgen. So ergibt sich  $\dot{m}_{TTB}$  aus (2.10) und der in Kapitel 5.1 vorgestellten Nennkühlleistung  $\dot{Q}_{TTB,Des}$  und  $\Delta T_{TTB,Des}$ . Im Wärme- übertrager  $TTBHX$  wird die Gleichheit der Wärmekapazitätsströme gefordert, sodass  $\dot{W}_{TMS,Des} = \dot{W}_{TTB,Des}$  im Design gilt. Damit wird gewährleistet, dass unabhängig von der geforderten Wärmemenge  $\dot{Q}_{TTB,Des}$  oder Temperaturdifferenz  $\Delta T_{TTB,Des}$  die über die TTB-Seite festgelegte Wärmeleistung auch vom TMS-Fluid aufgenommen werden kann. Es wird damit eine Einschränkung durch die Grenzen minimaler Temperaturdifferenzen innerhalb des Wärmeübertragers vermieden.

Nachdem jetzt die zentralen *Randbedingungen* und die *abhängige Variable* bekannt sind, wird nun die Wahl der *unabhängigen Variablen* betrachtet, welche abhängig vom unter- suchten Designparameter ist. Das bedeutet konkret, dass in der Auslegungsrechnung je nach Auslegungsgröße verschiedene Systemvariablen angepasst werden, um die Zielgrößen im thermodynamischen Prozess zu erreichen. Dabei werden zunächst zwei Fallunterschei- dungen gemacht, welche die Design-Rechnungen in den Kapiteln 6.2 und 6.3 umfassen.

Zunächst wird der *Auslegungsfall I* betrachtet, in welchem das Druckverhältnis des TMS- Verdichters  $\Pi_{V,Des}$  eine Vorgabe in der Design-Rechnung, also eine *Randbedingung*, ist. Dadurch ist die Verdichterleistung festgesetzt. Um nun der Forderung nach der freien Variablen  $T_{95,Des}$  gerecht zu werden, wird nun als *unabhängige Variable* eine zusätzliche Motorleistung  $P_{TMSS}$  auf die Welle des TMS ( $TMSS$ ) aufgeprägt. Diese gewährleistet im Designpunkt ein Leistungsgleichgewicht auf der Welle, sodass die Expansion in der Turbine so ausgelegt werden kann, dass die Turbinenaustrittstemperatur der Forderung von  $T_{95,Des}$  genügt. Dieses Vorgehen wird bei Untersuchungen verschiedener Auslegungs- druckverhältnisse des TMS  $\Pi_{V,Des,i}$  angewendet, die in Kapitel 6.2 vorgestellt werden. Die verschiedenen *abhängigen Variablen* und *unabhängigen Variablen* der Design-Rechnungen

sind in Tabelle 5.2 zusammengefasst.

Alternativ steht im *Auslegungsfall II* die Untersuchung anderer Betriebsparameter im Vordergrund. Auch hier ist als *abhängige Variable* der Zielwert für  $T_{95,Des}$  festgesetzt. Allerdings wird hier kein Druckverhältnis als *Randbedingung* vorgegeben, sondern dieses fungiert als *unabhängige Variable*. Dabei ist entscheidend, dass in diesem Fall keine zusätzliche Last  $P_{TMSS}$  auf *TMSS* aufgeprägt wird und somit ein Leistungsgleichgewicht auf der Welle alleinig durch die Verdichter- und Turbinenleistung zustande kommt. Dieser Auslegungsfall lässt im Gegensatz zum zuvor vorgestellten Vorgehen eine Aussage über die Dimensionierung der Turbokomponenten in Abhängigkeit beispielsweise der Eintrittsbedingungen zu. Daher wird jene Methodik für die Untersuchungen hinsichtlich der Zapfluftentnahmestelle, die in Kapitel 6.3 dargelegt werden, genutzt.

Eine schematische Übersicht der Design-Methodiken ist in Abbildung 5.1 dargestellt, welche die Schritte der Designrechnung und der auf diesem Design basierenden Off-Design-Rechnungen aufzeigt. Das Design der Wärmeübertrager, die deren Dimensionierung – besonders die wärmeübertragende Fläche – festsetzt, findet für beide Design-Methodiken nach dem gleichen Schema statt und wird im nachfolgenden Kapitel 5.2.2 detaillierter beschrieben. Anhand der Abbildung 5.1 wird auch die elementare Methodik der nachfolgenden Studien in Kapitel 6 erkenntlich.

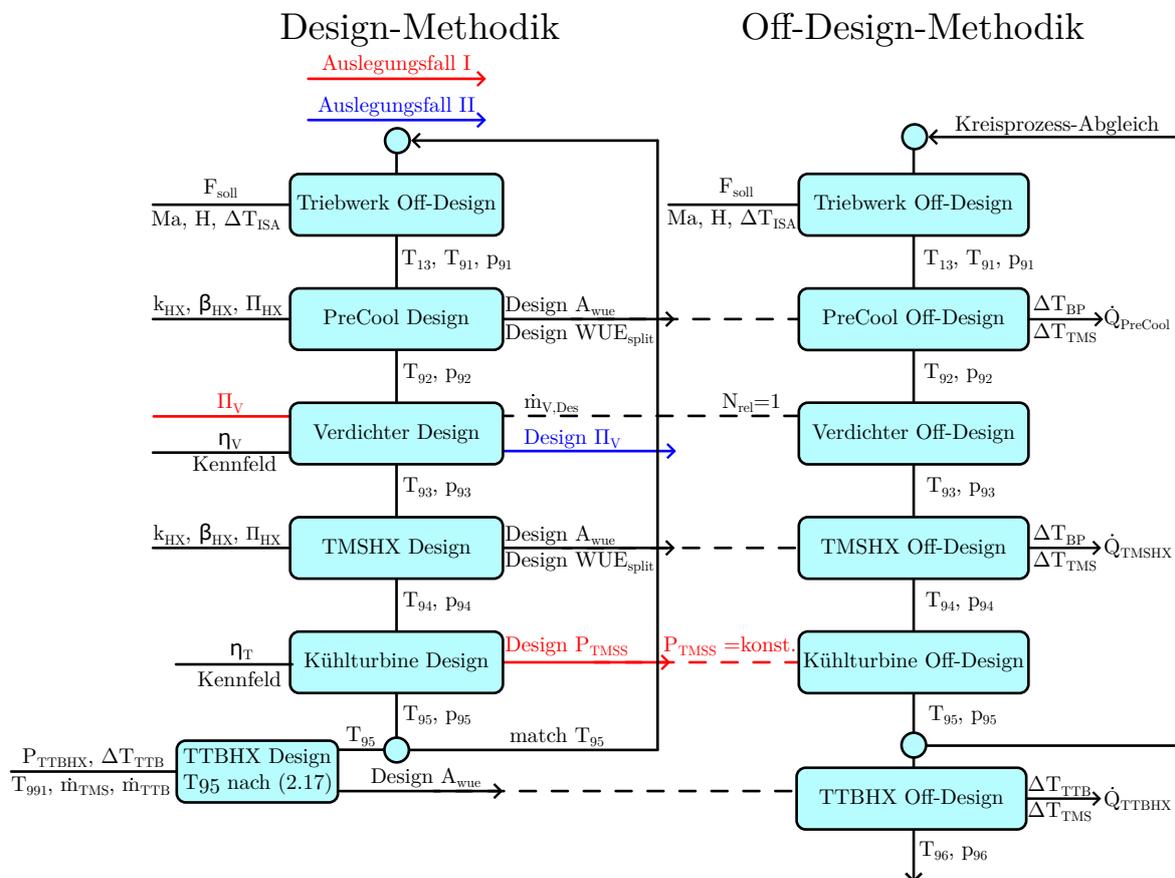


Abbildung 5.1: Flussbild der Design- und Off-Design-Methodik für das TMS

Unabhängige Variablen    Abhängige Variablen	
<b>Auslegungsfall I</b>	
$P_{\text{TMS}}$	$T_{95,\text{Des}}$
<b>Auslegungsfall II</b>	
$\Pi_{\text{V,Des}}$	$T_{95,\text{Des}}$
<b>Off-Design</b>	
$\dot{m}_{\text{Bleed}}$	$N_{\text{rel}} = 1$
$N_{\text{rel,TMSS}}$	$P_{\text{TMS},\text{err}} = 0$
$\beta_{\text{V}}$	$\dot{m}_{\text{V,err}} = 0$
$\beta_{\text{T}}$	$\dot{m}_{\text{T,err}} = 0$

**Tabelle 5.2:** Abhängige und unabhängige Variablen in Design- und Off-Design-Rechnungen

### Off-Design

Nachdem die Methodik der Design-Rechnung nun klar ist, wird die Off-Design-Rechnung hinsichtlich ihres zu lösenden Gleichungssystems betrachtet. Während der Off-Design-Rechnung wird der Massenstrom der Zapfluft  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  bzw.  $\dot{m}_{\text{TMS}}$  an den jeweiligen Betriebspunkt angepasst, sodass eine konstante Drehzahl der *TMSS* vorliegt, dass  $N_{\text{rel}} = N_{\text{OD}}/N_{\text{Des}} = 1$  gilt. Die Nutzung der Drehzahlregelung stellt sich im Vergleich mit der Forderung eines konstanten Massenstroms  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  bei der Durchführung von Off-Design-Rechnungen als numerisch stabiler heraus, weshalb diese Art der Regelung bevorzugt wird. Infolgedessen wird das Gleichungssystem, welches Off-Design-Rechnungen des Triebwerks zugrunde liegt, um die *abhängige Variable* der relativen Drehzahl  $N_{\text{rel}} = 1$  erweitert. Die Variation des Massenstroms  $\dot{m}_{\text{Bleed}}$  findet sich im Gleichungssystem als zusätzliche *unabhängige Variable* wieder. Weiterhin wird das Gleichungssystem um die Forderungen erweitert, welche einen konsistenten Betriebspunkt in den Turbokomponenten gewährleisten. Dieser konsistente Betriebspunkt ist neben einem Leistungsgleichgewicht auf *TMSS*, durch eine Massenstromgleichheit in den Komponenten gegeben und wird anhand der Hilfskoordinaten  $\beta_i$  in den Turbokomponentenkennfeldern ermittelt [18, 19, 41]. Dafür werden die Hilfskoordinaten im Kennfeld  $\beta_i$  iterativ so bestimmt, dass die Abweichungen in der Massenstromgleichheit  $\dot{m}_{i,\text{err}}$  und im Leistungsgleichgewicht  $P_{\text{TMS},\text{err}}$  zu Null werden. Jene Gleichungssystemerweiterungen, im Vergleich zu der zuvor alleinigen Triebwerksrechnung ohne TMS, sind auch in Tabelle 5.2 aufgezeigt. Das Verhalten der Turbokomponenten wird in der Off-Design-Rechnung durch die Nutzung von Kennfeldern wiedergegeben. Daher wird für diese Komponenten jeweils ein generisches Kennfeld für einen einstufigen Radialverdichter und eine einstufige Radialturbine vorgegeben, welche aus einer GTlab-Bibliothek stammen.

Die Wärmeübertrager werden auch in der Design-Rechnung vollständig dimensioniert, sodass anschließend mit der dort festgesetzten wärmeübertragenden Fläche  $A_{\text{wue}}$  Off-Design-Rechnungen durchgeführt werden. Dieses Vorgehen wird analog zur Design-Rechnung der Wärmeübertrager im nachfolgenden Kapitel 5.2.2 tiefergehend betrachtet. Abschließend

sollen die *Randbedingungen* vorgestellt werden, welche für das System auch außerhalb der Design-Rechnung gelten. So wird die Design-Eintrittstemperatur des Flugzeugkühl-systems als konstant für alle Betriebspunkte angenommen, um das TMS von einem möglichen variablen Betriebsverhalten der Wärmequellen im Flugzeug zu entkoppeln. Weiterhin wird in Off-Design-Punkten zunächst keine Anpassung der elektrischen Leistung  $P_{\text{TMS}}$  für eine passende Regelung des TMS angewandt, sodass  $P_{\text{TMS}} = \text{konst.}$  gilt. Diese *Randbedingungen* werden festgesetzt, da der Fokus der vorliegenden Arbeit auf der Untersuchung der Kühlkapazität des TMS in Abhängigkeit der verschiedenen thermodynamischen Designgrößen liegen soll. Das Verhalten und der Einfluss sämtlicher Regelungen und Regelgesetze soll hier zunächst vernachlässigt werden.

### 5.2.2. Modellierung der Wärmeübertrager mit der P-NTU-Methode

Die Modellierung der Wärmeübertrager wird durch die Einbindung eines externen *Python*-Skripts realisiert, welches entsprechende Zustandsgrößen als Übergabegrößen erhält bzw. ausgibt. Damit ist es möglich die Modellierungsmethodik für verschiedene Anwendungsfälle zu individualisieren. Dabei wird die Modellierungsmethodik in eine Design-Rechnung und Off-Design-Rechnungen unterteilt. Zur Darstellung der Modellierung soll exemplarisch die Berechnung einer der Nebenstromwärmeübertrager *PreCool* und *TMSHX* (vgl. Abbildung 3.5) betrachtet werden.

So werden in der Design-Rechnung sämtliche Kenngrößen des Wärmeübertragers bestimmt, wie beispielsweise die wärmeübertragende Oberfläche. Hierbei wird die in Kapitel 2.4 vorgestellte P-NTU-Methode genutzt. Diese hilft möglichst generische Aussagen über die Betriebseigenschaften der Wärmeübertrager im Rahmen der Vorauslegung zu treffen. Dazu wird eine dimensionslose Temperaturänderung des heißen TMS-Fluids  $P_2$  (vgl. Kapitel 2.4) im Designpunkt vorgegeben, welche es mithilfe der ausgelegten wärmeübertragenden Fläche  $A_{wue}$  zu erreichen gilt. Als Zielgröße im iterativen Designprozess wird das Flächenverhältnis  $WUE_{split}$  der Wärmeübertragerstirnfläche  $A_0$  zum gesamten Querschnitt des Nebenstroms  $A_{BP}$  nach

$$WUE_{split} = \frac{A_0}{A_{BP}} \approx \frac{\dot{m}_{HX}}{\dot{m}_{BP}} \quad (5.1)$$

herangezogen. Das Verhältnis  $WUE_{split}$  ist für die Berechnung relevant, da es den Luftmassenstrom des Nebenstroms durch die Wärmeübertrager mittels einer einfache Skalierung des Gesamtmassenstroms bestimmt. Das vollständige Iterationsschema des Wärmeübertragerdesigns ist in Abbildung 5.2 schematisch skizziert.

Für die Berechnung werden verschiedene Kenngrößen des Wärmeübertragers angenommen, um die Anzahl der Freiheitsgrade in der Design-Rechnung zu minimieren. Dies ist im vorliegenden Anwendungsfall sinnvoll, da im Rahmen der Arbeit möglichst generische Dimensionierungen der Wärmeübertrager betrachtet werden. Eine detaillierte Modellierung der Übertragungsmechanismen und Optimierung der Wärmeübertragergeometrie und -ausführung sollen zunächst keinen zentralen Untersuchungspunkt darstellen.

So wird ein Gegenstrom-Wärmeübertrager mit einem festen Wärmedurchgangskoeffizienten von  $k = 50 \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \text{K}}$  vorgegeben. Da aus den iterativen Berechnungsschritten zunächst als Kenngröße eine wärmeübertragende Fläche  $A_{wue}$  folgt, muss eine Korrelation zwischen jener Fläche und dem Wärmeübertragervolumen  $V_{HX}$  festgelegt werden. Dafür wird nach [43] ein Verhältnis von  $\beta_{HX} = A_{wue}/V_{HX} = 500 \text{ m}^2/\text{m}^3$  angenommen. Dies entspricht den Eigenschaften eines Plattenwärmeübertragers, welcher hier als initiale Bauart festgelegt wird. Als weitere Kenngrößen werden sowohl eine feste Länge des Wärmeübertragers von  $l_{HX} = 0,5 \text{ m}$ , als auch der Außen- und Innenradius des Wärmeübertragers  $r_i$  und  $r_a$  festgelegt. Die Radien entsprechen hier der maximalen Ausdehnung des Wärmeübertragers innerhalb des Nebenstromkanals, dessen Geometrie aus Vorauslegungsrechnungen des Triebwerks bekannt ist und wodurch sich eine Wärmeübertragerhöhe von  $H_{HX} = r_a - r_i = 0,14 \text{ m}$  ergibt. Aus den verschiedenen Geometrieverhältnissen kann schließlich die Kontrollgröße  $WUE_{split}$  erneut bestimmt und mit der anfänglichen Annahme abgeglichen werden, sodass sich die in Abbildung 5.2 dargestellte äußere Iteration schließt. In der Designrechnung des Wärmeübertragers *TTBHX* entfällt diese äußere Iteration, da der Wärmeübertrager nicht im Nebenstrom positioniert ist und dessen ein- und austretende Massenströme unabhängig von der wärmeübertragenden Oberfläche sind. Daher wird, wie in Abbildung 5.2 gezeigt, für diesen Wärmeübertrager nur die innere Iterationsschleife zur Bestimmung von  $A_{wue}$  durchgeführt.

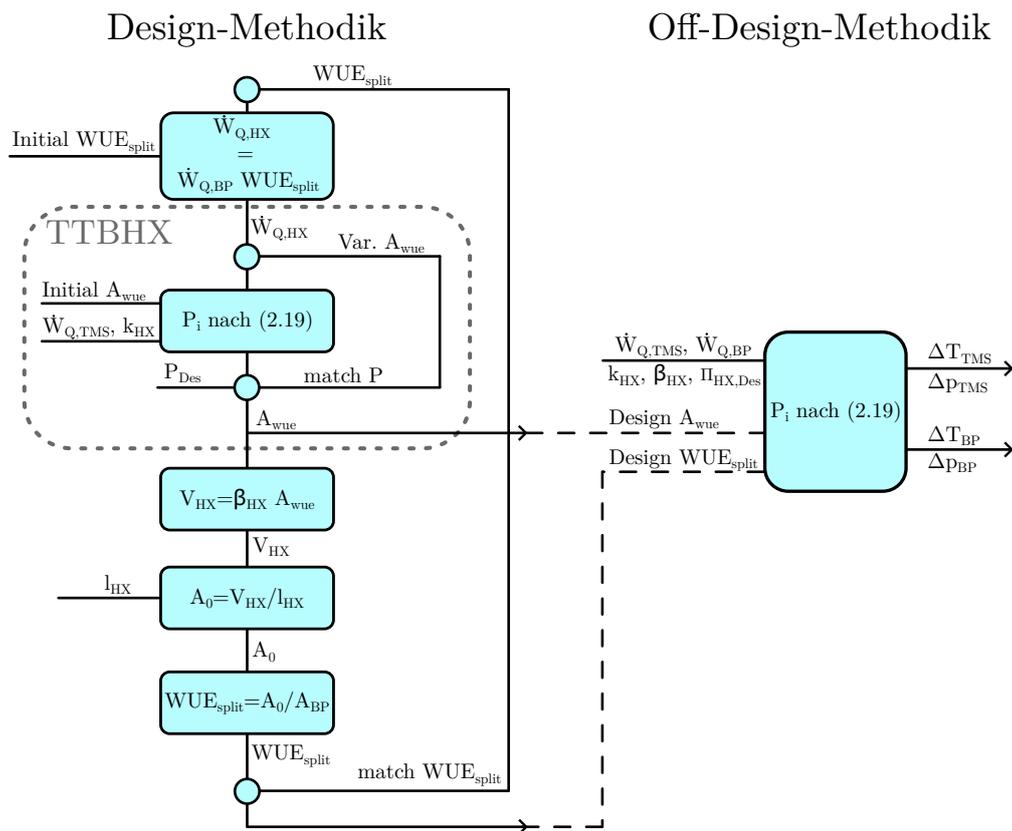


Abbildung 5.2: Flussbild der Design- und Off-Design-Methodik für die Wärmeübertrager

Weiterhin werden im Designfall die Druckverlustbeiwerte über die Wärmeübertrager  $\pi_{HX,i}$  für die beiden Fluidseiten als feste Werte vorgegeben. Diese feste Annahme kann aufgrund

der konstant angenommenen Länge  $l_{\text{HX}}$  vereinfachend getroffen werden. Hier wird, exemplarisch für den Nebenstromwärmeübertrager, für beide Fluide ein Wert von  $\pi_{\text{HX},i} = 0,96$  angenommen. Mit diesen bekannten Kenngrößen können schließlich die für den Prozess relevanten Zustandsgrößen am Wärmeübertrageraustritt  $T_{\text{HX,aus}}$  und  $p_{\text{HX,aus}}$  bestimmt werden.

In der Off-Design-Rechnung wird das Verhalten des Wärmeübertragers mit den oben bestimmten Kenngrößen ermittelt. So können mithilfe der P-NTU-Methode aus den verschiedenen Bedingungen im Betriebspunkt  $(\dot{m}_{i,\text{ein}}, T_{i,\text{ein}}, p_{i,\text{ein}})$  die entsprechenden Zustandsänderungen ermittelt werden. Die Berechnung des Druckverlusts wird nach [37] in Abhängigkeit der Strömungsbedingungen berechnet. Die Rechenschritte im Off-Design sind auch in Abbildung 5.2 wiedergegeben.

Nachdem die thermodynamischen Einflüsse der Wärmeübertrager nun mithilfe der zuvor beschriebenen Berechnungen bekannt sind, kann nun aus den berechneten Dimensionen die Masse der Wärmeübertrager bestimmt werden. Diese ist für die Flugmissionsrechnungen von Bedeutung, um den Einfluss der Komponentenmasse zu berücksichtigen (vgl. Kapitel 3.1.3 und 5.2.3). Dabei wird eine für Plattenwärmeübertrager nach [46] übliche Wandstärke von  $s_w = 0,5 \text{ mm}$  für die Berechnung angesetzt. Als Material soll Aluminium dienen, welches eine Dichte von  $\rho = 2700 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$  [36] aufweist. Damit kann die Masse der Wärmeübertrager nach

$$m_{\text{HX}} = \rho s_w A_{\text{wue}} \quad (5.2)$$

abgeschätzt und in der Flugmissionsrechnung berücksichtigt werden. Die Massen der Turbokomponenten des TMS und der sonstigen Komponenten wie den Fluidleitungen oder der Welle  $TMSS$  werden unabhängig des Designs als konstant angenommen (vgl. Tabelle A.1).

### 5.2.3. Vereinfachte Berechnung des Kraftstoffverbrauchs

Wie bereits in Kapitel 3.1.3 dargestellt, wird die Modellierung von Flugmissionen über eine Segmentierung dieser realisiert. Hierbei werden die Segmente bzgl. ihrer Betriebsanforderungen jeweils getrennt voneinander idealisiert als stationäre Betriebspunkte analysiert. Allerdings beeinflussen die einzelnen Segmente die jeweils nachfolgenden Segmente durch ihren benötigten Kraftstoffverbrauch. Dieser hat aufgrund der Massenabnahme des Flugzeugs durch verbrauchten Kraftstoff Auswirkungen auf die Schubanforderungen der nachfolgenden Segmente, da jene als gegebene  $F/G$ -Verhältnisse definiert sind (vgl. Kapitel 3.1.3). Daher ist für eine Missionsrechnung die Berechnung der Kraftstoffverbräuche innerhalb der Segmente essentiell. Aus einer detaillierten Flugmissionsrechnung, basierend auf dem Flugzeugentwurf, sind außerdem für alle Flugsegmente Referenz-Kraftstoffverbräuche bekannt.

In der Berechnung der Segmente wird grundlegend unterschieden, ob es sich um Segmente handelt, die nur kurzzeitig und dynamisch in der Flugmission auftreten oder ob sie einen größeren Anteil der Flugmissionsdauer bei nahezu stationären Bedingungen einnehmen. Da diese Segmente Betriebspunkte repräsentieren, die über eine größere Zeitspanne bei gleichbleibenden Bedingungen operieren, kann hier zur Verbrauchsrechnung die *Breguet'sche Reichweitenformel* herangezogen werden, sodass sich

$$m_{F,seg} = m_{seg,start} \left( 1 - e^{-\frac{S_{seg} g B_s}{E u}} \right) \quad (5.3)$$

umgestellt für die verbrauchte Kraftstoffmasse  $m_{F,seg}$  ergibt. Hier wird neben dem spezifischen Brennstoffverbrauch  $B_s$ , die Gleitzahl  $E$ , die absolute Fluggeschwindigkeit  $u$ , die Masse des Flugzeugs zu Beginn des Segments  $m_{seg,start}$  und anstelle der Segmentdauer die Segmentdistanz  $S_{seg}$  zur Berechnung genutzt.

Die kurzzeitigen Segmente weisen keine derart stationären Betriebsbedingungen in der Realität auf. So sind die vorgegebenen Umgebungsbedingungen hinsichtlich beispielsweise der Fluggeschwindigkeit oder der Flughöhe lediglich Mittelwerte innerhalb des Segments. Da (5.3) ausschließlich in stationären Flugbedingungen gilt, ist diese hier nicht mehr anwendbar. Infolgedessen ist eine Berechnung nach Breguet nicht geeignet. Daher wird für diese Segmente ein einfacher Zusammenhang zwischen dem spezifischen Brennstoffverbrauch  $B_s$ , dem geleisteten Schub  $F$  und der Segmentdauer  $t_{seg}$  herangezogen werden, sodass für die im Segment benötigte Kraftstoffmenge  $m_{F,seg}$

$$m_{F,seg} = B_s F_{seg} t_{seg} \quad (5.4)$$

folgt.

Falls die Rechnung von Betriebspunkten innerhalb der Modellierung nicht konvergieren sollte, wird substitutiv der bekannte Referenzwert des Segment-Kraftstoffverbrauchs als Grundlage für die Massenberechnung der nachfolgenden Flugsegmente angenommen. Somit können für sämtliche Flugsegmente die Kraftstoffverbräuche berechnet werden, sodass summiert auf den gesamten Verbrauch während der Flugmission geschlossen werden kann. Da hiermit auch besonders während der Untersuchungen verschiedener TMS, die Mehrverbräuche dargelegt werden können, liegt somit eine aussagekräftige Kennzahl für die Bewertung dieser Systeme vor. Mit dieser Kennzahl kann außerdem eingeschätzt werden, ob die Flugmission trotz des Mehrverbrauchs aufgrund der vorhandenen Kraftstoffreserve von 18 % (vgl. Kapitel 3.2) durchführbar ist.

# 6. Studien

Nachdem in den vorangegangenen Kapiteln die TMS-Architektur und deren Anforderungen, sowie in den Vorstudien die zentralen Auslegungsparameter herausgestellt wurden, wird in diesem Kapitel das Betriebsverhalten des TMS und des Triebwerks in variablen Betriebszuständen analysiert. Dabei werden in Parameterstudien zwei der zentralen TMS-Auslegungsparameter, zunächst das Verdichter-Auslegungsdruckverhältnis und anschließend die Zapfluftentnahmestelle, im Systemdesign variiert, um deren Einfluss auf das Off-Design-Verhalten des Gesamtsystems zu beurteilen. Im Off-Design wird ein Betrieb bei konstanten Umgebungsbedingungen und variabler Triebwerkslast, sowie die *CAP*-Flugmission betrachtet. Als Grundlage für die Parameterstudien der Auslegungsparameter wird zunächst das Off-Design-Systemverhalten für ein mit unterschiedlichen Strategien ausgelegtes TMS untersucht.

## 6.1. Systemverhalten bei variabler Triebwerkslast

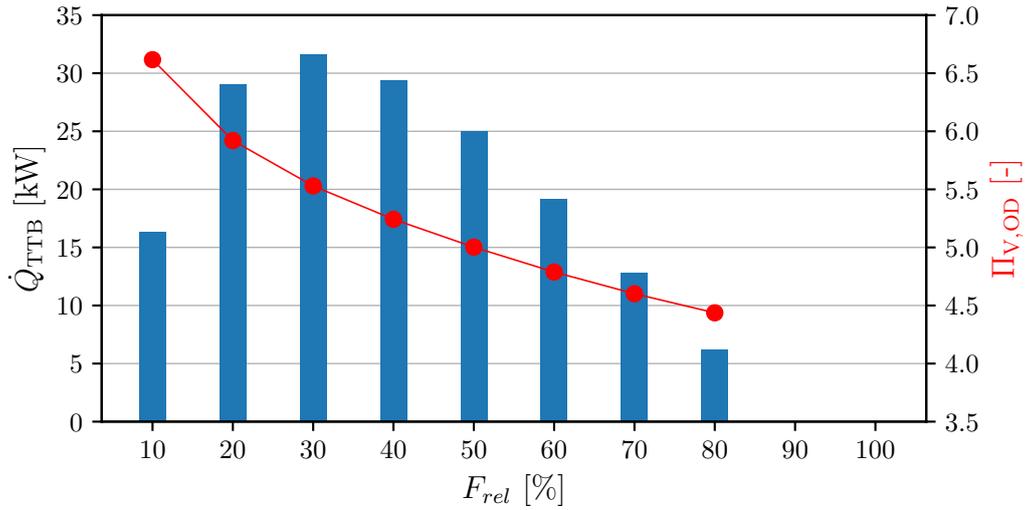
Zunächst wird das allgemeine Off-Design-Betriebsverhalten des TMS bei konstanten Flugbedingungen und variabler Triebwerkslast betrachtet. Für die konstanten Umgebungsbedingungen wird als exemplarischer Betriebspunkt der aus der Flugzeugauslegung bekannte Reiseflugbetriebspunkt *Cruise* ( $Ma = 0,85$  und  $H = 11$  km) herangezogen.

Als Kenngröße zu Quantifizierung der Triebwerkslast wird der *relative Schub* nach

$$F_{rel} = \frac{F}{F_{dry,max}} \quad (6.1)$$

definiert, wobei  $F_{dry,max}$  den maximal erreichbaren Trockenschub in diesen Umgebungsbedingungen bezeichnet. Das TMS wird bei den *Cruise*-Umgebungsbedingungen auf den relativen Schub  $F_{rel} = 50\%$  ausgelegt. Somit liegt im Designpunkt eine abgeführte Kühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,Des} = 25$  kW vor (vgl. Tabelle 5.1). Im Off-Design wird schließlich die abführbare Kühlleistung des TMS bei gleichen Umgebungsbedingungen, aber anderen Lastpunkten  $F_{rel}$  untersucht.

Das Design erfolgt gemäß dem in Kapitel 5.1 beschriebenen *Auslegungsfall I*. In Abbildung 6.1 sind die abführbaren Kühlleistungen  $\dot{Q}_{TTB,i}$ , gemeinsam mit dem TMS-Verdichterdruckverhältnis in den Off-Design-Punkten  $\Pi_{V,OD,i}$ , für das exemplarische Wertepaar  $\Pi_{V,Des} = 5$  und  $h_{rel} = 0,5$  wiedergegeben. Es findet keine Regelung des TMS für eine angepasste Kühlleistung in den verschiedenen Betriebsbedingungen im Off-Design statt, sodass die mechanische Leistung aus dem Designpunkt in allen Betriebspunkten wirkt.



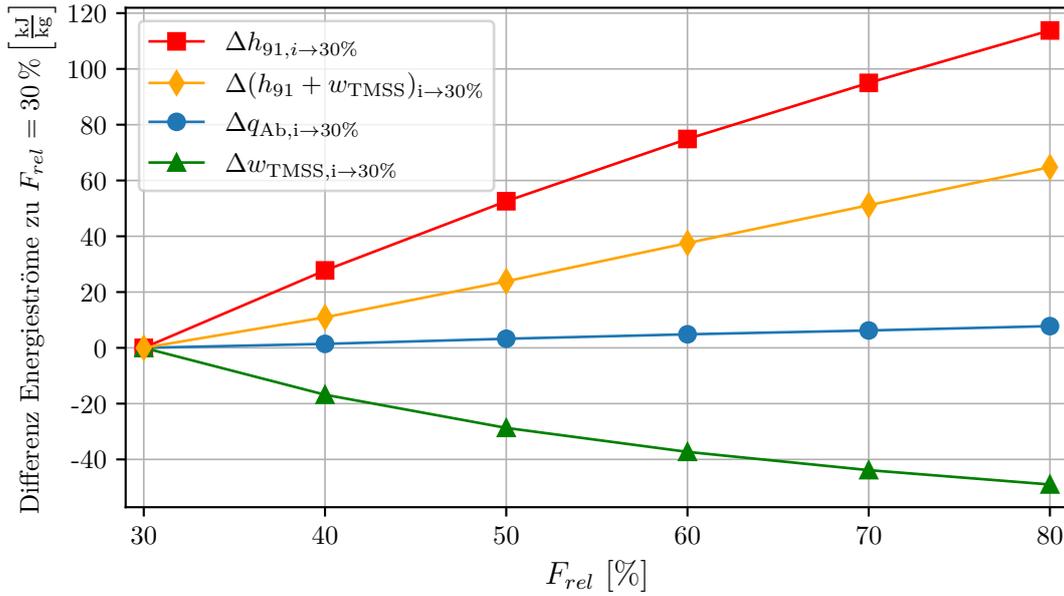
**Abbildung 6.1:** Abführbare Kühlleistung und Verdichterdruckverhältnis im Off-Design in Abhängigkeit der Triebwerkslast ( $\Pi_{V,Des} = 5$  und  $h_{rel} = 0,5$ )

Aus Abbildung 6.1 geht hervor, dass das TMS-Verdichterdruckverhältnis im Off-Design mit steigender Triebwerkslast abnimmt, was nach Kapitel 2.3 zu einer Abnahme der umgesetzten Wärme im TMS-Kreisprozess führt. Die Abbildung zeigt auch primär, dass sich die abführbare Kühlleistung ausgehend vom Designpunkt mit steigender Triebwerkslast reduziert, was sich an den Verläufen der zu- und abgeführten Energieströme untersuchen lässt. Für diese Betrachtung sind in Abbildung 6.2 die jeweiligen Energieströme in Abhängigkeit der Last im Bereich  $F_{rel} \in [30\%; 80\%]$  wiedergegeben. Die Energieströme sind als Differenz zum Punkt der maximal abführbaren Kühlleistung bei  $F_{rel} = 30\%$  aufgetragen, sodass z. B. für die spezifische Wärme  $\Delta q_i = q_i - q_{30\%}$  gilt. Die jeweiligen Energieströme bestimmen nach

$$0 = \dot{m} (h_{91} - h_{95}) - \dot{Q}_{Ab} + P_{TMSS} \quad \text{bzw.} \quad T_{95} \propto h_{95} = h_{91} - q_{Ab} + w_{TMSS} \quad (6.2)$$

die Eintrittstemperatur des TMS-Fluids in den Wärmeübertrager *TTBHX*  $T_{95}$  und somit maßgeblich die Kühlleistung nach (2.16).

Abbildung 6.2 zeigt auf, dass die spezifische Leistung  $w_{TMSS} = P_{TMSS}/\dot{m}_{TMS}$  mit steigender Last abnimmt, da die Leistung  $P_{TMSS}$  konstant bleibt, der Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$  jedoch zunimmt. Zudem nimmt mit steigender Last die an den Nebenstrom abgeführte Wärme zu. Dies ist auf die steigende Eintrittstemperatur in das TMS  $T_{91}$  und die dadurch steigenden Temperaturdifferenzen zwischen Wärmequelle und -senke in den Nebenstromwärmeübertragern *PreCool* und *TMSHX* zurückzuführen (vgl. Abbildung C.1). Die Temperatur  $T_{91}$  steigt mit wachsender Triebwerkslast  $F_{rel}$  wiederum durch eine höhere Verdichtungsarbeit im Hochdruckverdichter vor der Zapfluftentnahme, wodurch nach (4.1) die Temperatur zunimmt – und dies stärker als  $T_{13}$  im Nebenstrom durch gesteigerte Fan-Arbeit.

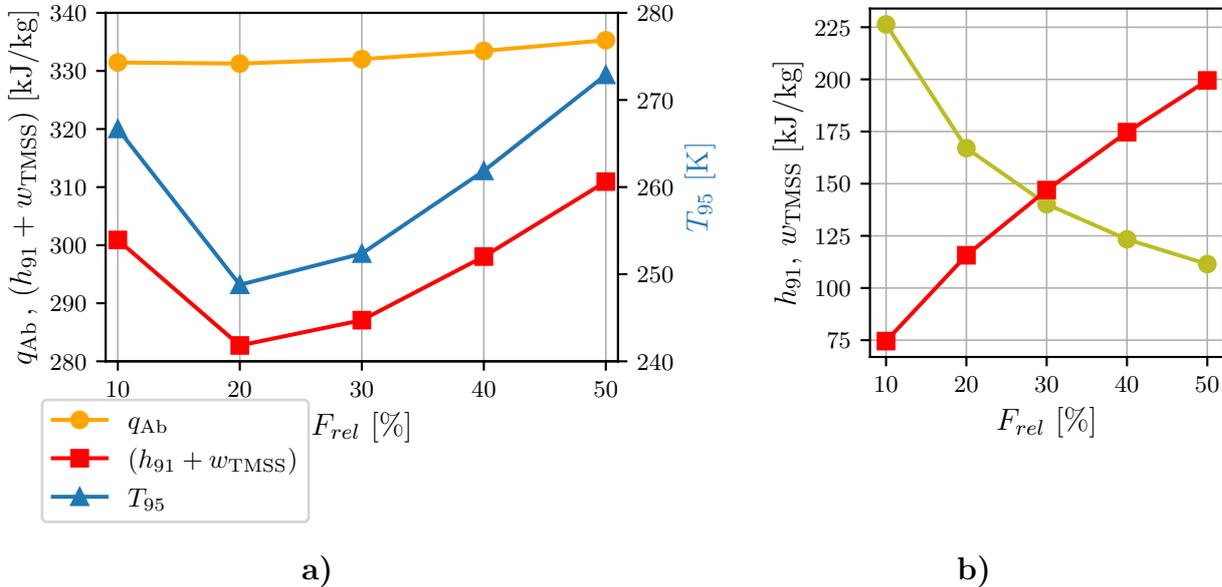


**Abbildung 6.2:** Differenzen der Energieströme zum Fall  $F_{rel} = 30\%$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast ( $\Pi_{V,Des} = 5$  und  $h_{rel} = 0,5$ )

Das Verhalten der steigenden Arbeit im Hochdruckverdichter bei steigender Triebwerkslast zeigt sich in Abbildung 6.2 auch in der Zunahme der Eintrittsenthalpie in das TMS  $h_{91}$ . Die Eintrittsenthalpie  $h_{91}$  nimmt mit steigendem  $F_{rel}$  signifikant stärker zu als der Term  $|-q_{Ab} + w_{TMSS}|$ , sodass nach (6.2) die Enthalpie  $h_{95}$  bzw. die Temperatur  $T_{95}$  zunimmt. Damit geht eine Verringerung der Temperaturdifferenz zwischen Wärmequelle ( $T_{991}$ ) und Wärmesenke ( $T_{95}$ ) in *TTBHX* einher, welche die in Abbildung 6.1 erkennbare Verringerung der Wärmeleistung bedingt.

Im tiefen Niederlastbereich wird der Einfluss der konstanten Leistungszufuhr  $P_{TMSS}$  in Abbildung 6.1 deutlich. Dort zeigt sich, dass es nach dem oben beschriebenen Verlauf der steigenden abführbaren Kühlleistung mit sinkender Triebwerkslast zu einem Maximum jener bei  $F_{rel} = 30\%$  kommt und bei einer Lastverringerng darüber hinaus die Kühlleistung wieder abnimmt. Die Abbildung 6.3 stellt die ein- und austretenden, spezifischen Energieströme, sowie  $T_{95}$ , im Lastintervall  $F_{rel} \in [10\%; 50\%]$  gegenüber zur Untersuchung dieses Verhaltens. So zeigt Abbildung 6.3 a), dass die Änderung der abgeführten spezifischen Wärme  $q_{Ab}$  bei einer Lastvariation deutlich geringer ist, als die der zugeführten Energieströme  $h_{91} + w_{TMSS}$ . Dies führt dazu, dass der Temperaturverlauf am *TTBHX*-Eintritt  $T_{95}$  zentral durch die zugeführten Energieströme  $h_{91} + w_{TMSS}$  bestimmt wird. Dieser Graph, der ein Minimum bei  $F_{rel} = 20\%$  aufweist, stellt sich aufgrund der in Abbildung 6.3 b) gezeigten Verläufe der Eintrittsenthalpie  $h_{91}$  und der zugeführten spezifischen Leistung  $w_{TMSS}$  ein. So sind in Abbildung 6.3 b) die bereits bekannten qualitativen Verläufe deutlich: die spezifische Leistung  $w_{TMSS}$  sinkt mit steigender Triebwerkslast (und steigendem Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$ ) und die Eintrittsenthalpie  $h_{91}$  nimmt nach (4.1) zu. Während in Abbildung 6.2 im Bereich von  $F_{rel} \in [30\%; 80\%]$  noch zu erkennen ist, dass mit steigender Last die betragliche Änderung von  $h_{91}$  größer ist als die von  $w_{TMSS}$  und somit ein monoton steigender Term  $h_{91} + w_{TMSS}$  folgt, ist dieses im tiefen Niederlastbereich

nicht mehr gegeben. Im Bereich von  $F_{rel} < 30\%$  ist der Einfluss der spezifischen Leistung größer, sodass eine Vorzeichenumkehr in der Steigung des Graphen bzw. ein Minimum folgt (vgl. Abbildung 6.3 a)).



**Abbildung 6.3:** a): Ein- und austretende Energieströme, sowie  $T_{95}$ , in Niederlast  
b): Eintretende Energieströme  $h_{91}$ ,  $w_{TMSS}$  in Niederlast

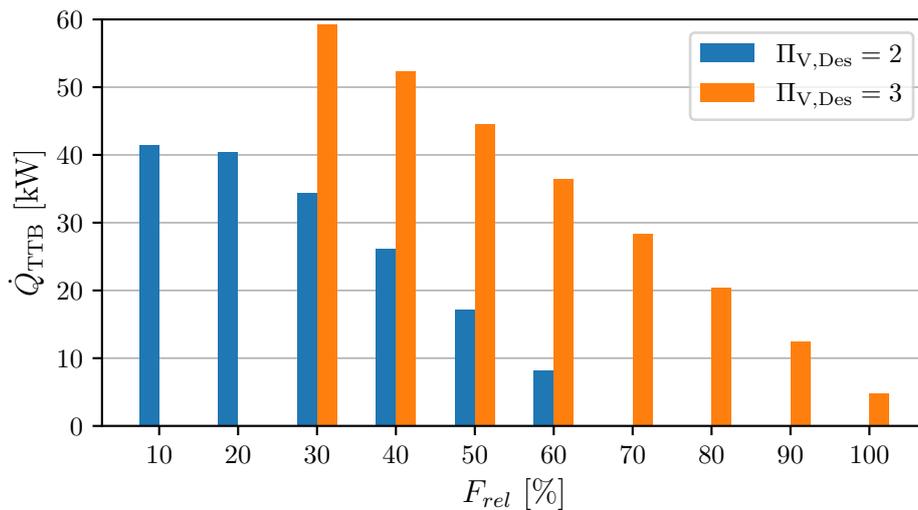
Nun liegt allerdings eine Verschiebung zwischen dem Minimum der  $h_{91} + w_{TMSS}$ -Kurve und dem Maximum der abführbaren Kühlleistung in Abbildung 6.1 vor. Um die Differenz zwischen den Extrema zu erklären, wird Gleichung (2.16) verwendet, welche den zusätzlich bedeutenden Einflussfaktor verdeutlicht: den Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$ . Die bisher beschriebenen Eigenschaften des Kühlleistungsverlaufs konnten qualitativ durch den Verlauf der *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95}$  als maßgebliche Kennzahl simplifiziert beschrieben werden. Im nun vorliegenden Betriebsbereich ist die Vernachlässigung des TMS-Massenstroms  $\dot{m}_{TMS}$  jedoch nicht mehr gerechtfertigt. Daher wird das Produkt  $\dot{m}_{TMS,i} P_i \Delta T_{\max,i}$  aus (2.16) und (2.14) betrachtet. Dieses beschreibt anstelle des Verlaufs der spezifischen Wärmeübertragung  $q_{TTB}$ , den der absoluten Wärmeübertragung  $\dot{Q}_{TTB}$ , wie sie in Abbildung 6.1 dargestellt ist. Die Lage des Maximums dieses Produkts entspricht der des Kühlleistungsmaximums (vgl. Abbildung C.2).

### System ohne Leistungszufuhr auf TMS-Welle

Nachdem sich in der vorangegangenen Untersuchung gezeigt hat, dass die (konstante) Leistungszufuhr auf *TMSS*  $P_{TMSS}$  einen entscheidenden Einflussparameter auf das Verhalten im Off-Design darstellt, wird nun zum Vergleich ein TMS ohne Leistungszufuhr betrachtet. Dies ermöglicht eine leistungsbereinigte Analyse des Off-Design-Verhaltens. Für diesen Anwendungsfall wird die Design-Methodik angepasst. Das Druckverhältnis bleibt wie im bisherigen *Auslegungsfall I* eine *Randbedingung*. Allerdings wird die Forderung nach einer bestimmten Designkühlleistung und damit einer vorgegebenen *TTBHX*-

Eintrittstemperatur  $T_{95}$  als *abhängige Variable* aufgehoben. Folglich wird auch die zugeführte mechanische Leistung  $P_{\text{TMSS}}$  als *unabhängige Variable* entfernt.

Die Wärmeleistung in Abhängigkeit der Laststufen  $F_{\text{rel}}$  ist in Abbildung 6.4 für die Auslegungsdruckverhältnisse  $\Pi_{\text{V,Des}} = 2; 3$  dargestellt. Dort zeigt sich der aus Abbildung 6.1 bekannte Verlauf, dass die abführbare Kühlleistung mit steigender Triebwerkslast abnimmt. Im System ohne zusätzliche mechanische Leistung liegt allerdings im Gegensatz zu Abbildung 6.1 eine monotone Abnahme in der abführbaren Kühlleistung vor, die keinen Maximalwert besitzt von welchem aus die Kühlleistung zu beiden Seiten abfällt. Dies lässt sich darauf zurückführen, dass ohne mechanische Zusatzleistung  $P_{\text{TMSS}}$  der spezifische Leistungsterm  $w_{\text{TMSS}}$  in (6.2) wegfällt, welcher die Temperatur  $T_{95}$  erhöht bzw. die abführbare Kühlleistung  $\dot{Q}_{\text{TTB}}$  verringert. Dadurch wird die abführbare Kühlleistung im Niederlastbereich bei sinkender Last und sinkendem Massenstrom  $\dot{m}_{\text{TMS}}$  durch die steigende spezifische Leistungszufuhr  $w_{\text{TMSS}}$  nicht verringert. Ohne den  $P_{\text{TMSS}}$ -Einfluss führt letztendlich ausschließlich der überproportionale Anstieg der Eintrittsenthalpie  $h_{91}$  ggü. der spezifischen Wärmeabfuhr  $q_{\text{Ab}}$  bei einer Triebwerkslaststeigerung zwischen  $F_{\text{rel}} = 30\%$  und  $F_{\text{rel}} = 80\%$  zu einer Zunahme von  $T_{95}$  (vgl. Abbildung 6.4).



**Abbildung 6.4:** Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast ohne Zusatzleistung  $P_{\text{TMSS}}$  für  $\Pi_{\text{V,Des}} = 2; 3$

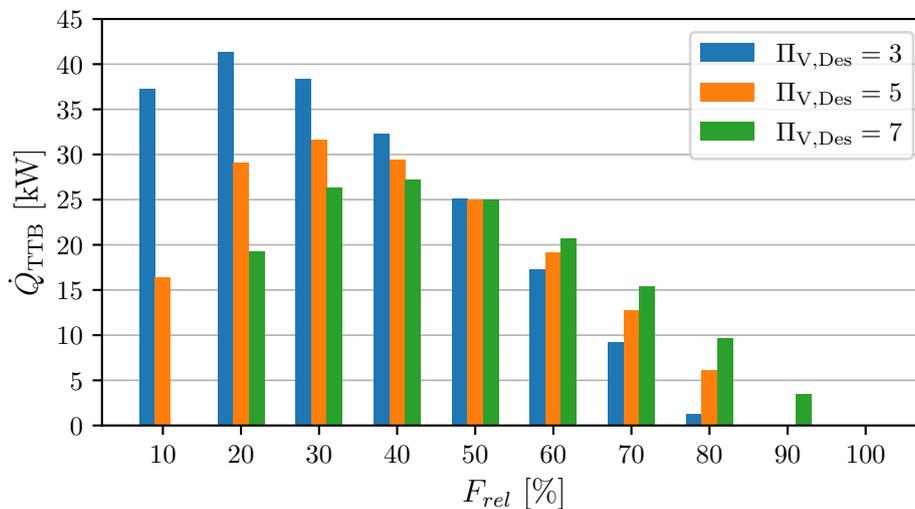
Da das betrachtete Vergleichssystem mit  $P_{\text{TMSS}} = 0 \text{ kW}$  nur am Rande relevant ist, wird auf eine detailliertere Analyse der Energieströme und Betriebsgrenzen ohne Leistungszufuhr an dieser Stelle verzichtet. Lediglich sei festzuhalten: Ein TMS mit  $P_{\text{TMSS}} = 0, \text{ kW}$  zeigt eine monotone Abnahme der abführbaren Kühlleistung, da der fehlende Einfluss der spezifischen Leistung  $w_{\text{TMSS}}$  keine Abnahme bei sinkender Triebwerkslast bewirkt. Außerdem stellt ein TMS mit einem höheren Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{\text{V,Des}}$ , gegenüber einem System mit geringerem  $\Pi_{\text{V,Des}}$ , höhere abführbare Kühlleistungen bei gleicher Last bereit bzw. die gleiche Kühlleistung bei höheren Lasten – vgl. hier auch die umgesetzten Wärmen für  $\Pi_{\text{V,Des}} = 2; 3$  bei einer Last von  $F_{\text{rel}} = 50\%$  in Abbildung C.3.

## 6.2. Variation des Auslegungsdruckverhältnisses des TMS-Verdichters

Nach der Darstellung des lastabhängigen Verhaltens im Off-Design, wird nun der erste Auslegungsparameter des TMS betrachtet. Dieser erste Auslegungsparameter des TMS ist das Druckverhältnis des TMS-Verdichters  $\Pi_{V,Des}$ , da dieses, wie in Kapitel 2.3 gezeigt, einer der zentralen Auslegungsparameter für die im System umgesetzte Wärmeleistung ist. Das Betriebsverhalten des TMS wird in zwei Anwendungsfällen analysiert: Zunächst wird die Leistungsfähigkeit bei konstanten Umgebungsbedingungen untersucht, analog zu Kapitel 6.1. Anschließend erfolgt die Analyse der Systemleistungsfähigkeit in der konkreten *CAP*-Flugmission (vgl. Kapitel 3.1.3), um das Systemverhalten über die bekannten Flugsegmente einschätzen zu können.

### 6.2.1. TMS-Verhalten in variablen Laststufen

In den bekannten *Cruise*-Umgebungsbedingungen und variabler Triebwerkslast, wird der Vergleich des Auslegungsdruckverhältnisses anhand der exemplarischen Verhältnisse von  $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$  vorgenommen, deren abführbaren Kühlleistungen im Off-Design in Abhängigkeit der Triebwerkslast in Abbildung 6.5 dargestellt sind.

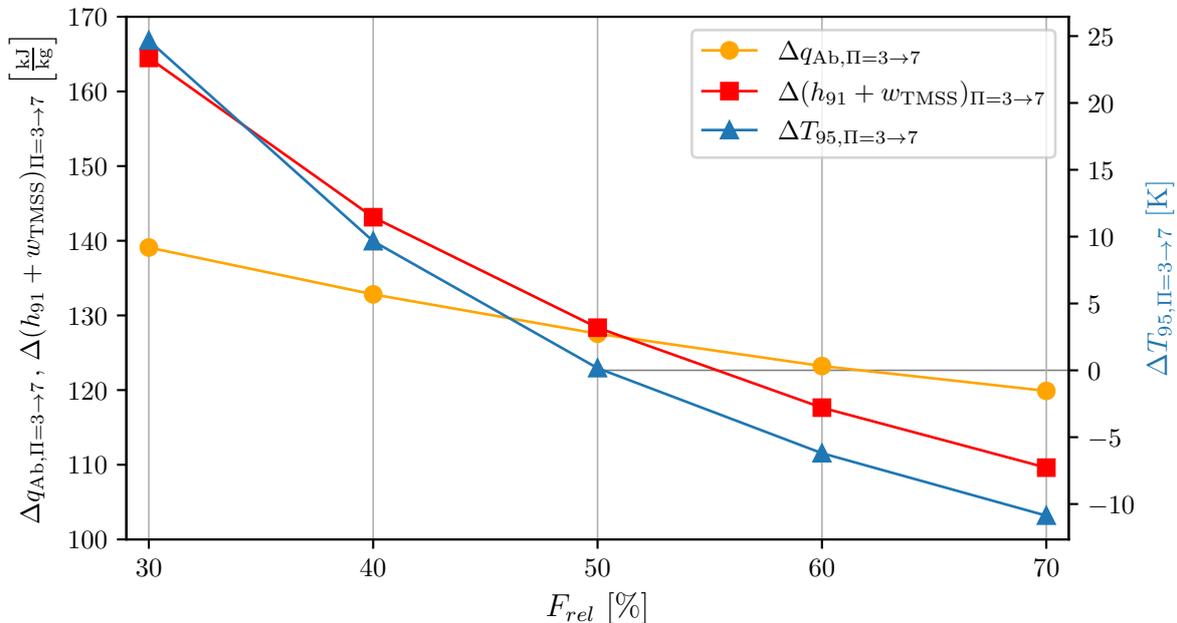


**Abbildung 6.5:** Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast für  $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$

In Abbildung 6.5 ist erkennbar, dass die Maxima abführbarer Kühlleistung für die verschiedenen Auslegungsdruckverhältnisse  $\Pi_{V,Des,i}$  bei unterschiedlichen Lasten liegen. Weiterhin nehmen die abführbaren Kühlleistungen, ausgehend von diesen Maxima, mit verschiedenen Gradienten für die verschiedenen Druckverhältnisse ab. Dies führt dazu, dass sich die Kühlleistungsverhältnisse innerhalb einer Laststufe zwischen dem Niederlastbereich ( $F_{rel} < F_{rel,Des} = 50\%$ ) und dem Hochlastbereich ( $F_{rel} > F_{rel,Des}$ ) unterscheiden. Im

Niederlastbereich liefert ein System mit geringerem  $\Pi_{V,Des}$  mehr abführbare Kühlleistung als eines mit größerem  $\Pi_{V,Des}$ , während es im Hochlastbereich umgekehrt ist.

Zur quantitativen Analyse wird die Differenz der spezifischen Energieströme nach (6.2) zwischen  $\Pi_{V,Des} = 3$  und  $\Pi_{V,Des} = 7$  betrachtet: z.B. für die Wärme  $\Delta q_{Ab,\Pi=3\rightarrow7} = (q_{Ab})_{\Pi=7} - (q_{Ab})_{\Pi=3}$ . Abbildung 6.6 zeigt die jeweiligen Differenzen der abgeführten Wärme  $\Delta q_{Ab,\Pi=3\rightarrow7}$  und der zugeführten Energie  $\Delta(h_{91} + w_{TMSS})_{\Pi=3\rightarrow7}$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast im Intervall  $F_{rel} \in [30\%; 70\%]$ . In der Designlast von  $F_{rel} = 50\%$  existiert ein Schnittpunkt der beiden Kurven von  $\Delta q_{Ab,\Pi=3\rightarrow7}$  und  $\Delta(h_{91} + w_{TMSS})_{\Pi=3\rightarrow7}$  aufgrund der gleichen Temperaturvorgabe  $T_{95,Des}$  im Designpunkt für alle Druckverhältnisse. Nach (6.2) gleichen sich daher in diesem Punkt alle Differenzen zwischen den ein- und aus tretenden Energieströmen bei verschiedenen Auslegungsdruckverhältnissen  $\Pi_{V,Des,i}$  aus. Die geringfügige Abweichung von diesem Schnittpunkt in  $F_{rel} = 50\%$  der Kurven von  $\Delta q_{Ab,\Pi=3\rightarrow7}$  und  $\Delta(h_{91} + w_{TMSS})_{\Pi=3\rightarrow7}$  in Abbildung 6.6 entsteht durch iterative Ungenauigkeiten in der Designpunkt berechnung und wird hier aufgrund ihrer numerischen Ursache nicht weiter betrachtet.



**Abbildung 6.6:** Differenzen der Energieströme, sowie  $T_{95}$ , zwischen einem TMS mit  $\Pi_{V,Des} = 3$  und  $\Pi_{V,Des} = 7$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast

Im Niederlastbereich nimmt bei sinkender Last  $\Delta(h_{91} + w_{TMSS})_{\Pi=3\rightarrow7}$  erheblich stärker zu als  $\Delta q_{Ab,\Pi=3\rightarrow7}$ . Dies ist maßgeblich auf den Anteil der spezifischen Leistung  $\Delta w_{TMSS,\Pi=3\rightarrow7}$  zurückzuführen, welcher signifikant zunimmt, während  $\Delta h_{91,\Pi=3\rightarrow7}$  relativ dazu eine geringe Änderung aufweist (vgl. auch Abbildung D.1). Dies wird durch die konstante mechanische Zusatzleistung  $P_{TMSS}$  in allen Betriebspunkten verursacht. Parallel zu  $P_{TMSS} = \text{konst.}$  sinkt mit abnehmender Last der Zapfluft- bzw. TMS-Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$ , sodass aus  $w_{TMSS} = P_{TMSS}/\dot{m}_{TMS}$  eine anwachsende spezifische Leistung  $w_{TMSS}$  folgt. Weiterhin steigt mit zunehmendem Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  zum Antrieb des Verdichters die mechanische Zusatzlast auf  $TMSS$   $P_{TMSS}$  (vgl. Abbildung D.2). Infolgedessen tritt der Verlauf der zunehmenden spezifischen Leistung  $w_{TMSS}$  bei einem höheren Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  dementsprechend skaliert stärker auf, sodass die Diffe-

renz  $\Delta w_{\text{TMS},\Pi=3\rightarrow 7}$  signifikant steigt (vgl. Abbildung 6.6).

Die Differenz der abführbaren Wärme  $\Delta q_{\text{Ab},\Pi=3\rightarrow 7}$  hingegen nimmt zwar auch bei einer Verringerung der Triebwerkslast zu, jedoch deutlich geringer als die Differenz der zugeführten Energien  $\Delta(h_{91} + w_{\text{TMS}})_{\Pi=3\rightarrow 7}$ . Anschaulich bedeutet das, dass mit sinkender Last bei einem hohen Auslegungsdruckverhältnis – insbesondere durch die steigende spezifische Arbeit  $w_{\text{TMS}}$  – mehr Energie in das TMS eingebracht als abgeführt wird im Vergleich zu einem geringeren  $\Pi_{\text{V,Des}}$ . Damit gilt bei  $F_{\text{rel}} < F_{\text{rel,Des}}$  für  $\Pi_{\text{V,Des},i} > \Pi_{\text{V,Des},j}$ :  $h_{95,i} > h_{95,j}$  bzw.  $\dot{Q}_{\text{TTB},i} < \dot{Q}_{\text{TTB},j}$ . Bei gleichem Designpunkt und ohne Leistungsregelung wird mit geringeren Auslegungsdruckverhältnissen also eine größere abführbare Kühlleistung ermöglicht.

Gegensätzlich stellt sich das Systemverhalten im Hochlastbereich mit  $F_{\text{rel}} > F_{\text{rel,Des}}$  dar. Da, wie zuvor beschrieben, die betragsmäßige Steigung des Graphen von  $\Delta(h_{91} + w_{\text{TMS}})_{\Pi=3\rightarrow 7}$  erheblich größer ist im Vergleich zu  $\Delta q_{\text{Ab},\Pi=3\rightarrow 7}$ , kehrt sich das oben beschriebene Verhältnis zwischen zu- und abgeführter Wärme zwischen den Auslegungsdruckverhältnissen  $\Pi_{\text{V,Des}} = 3$  und  $\Pi_{\text{V,Des}} = 7$  bei Lasten oberhalb des Schnittpunktes ( $F_{\text{rel}} = F_{\text{rel,Des}} = 50\%$ ) um. Das heißt, obwohl die Differenz der abführbaren Wärme  $\Delta q_{\text{Ab},\Pi=3\rightarrow 7}$  mit zunehmender Last, wie in Abbildung 6.6 erkennbar, sinkt, nimmt die Differenz der zugeführten Wärme  $\Delta(h_{91} + w_{\text{TMS}})_{\Pi=3\rightarrow 7}$  stärker ab. Dadurch wird im Hochlastbereich mehr Energie abgeführt als zugeführt. Der stärkere Abfall der  $\Delta(h_{91} + w_{\text{TMS}})_{\Pi=3\rightarrow 7}$ -Kurve lässt sich auch hier auf  $P_{\text{TMS}} = \text{konst.}$  zurückführen, da nun mit steigender Triebwerkslast der TMS-Massenstrom  $\dot{m}_{\text{TMS}}$  steigt und somit die spezifische Leistungszufuhr  $w_{\text{TMS}}$  sinkt. Folglich bietet ein höheres  $\Pi_{\text{V,Des}}$  im Hochlastbereich eine größere abführbare Kühlleistung, da  $T_{95}$  durch eine Druckverhältnissteigerung sinkt (vgl. Abbildung 6.6).

Damit ergibt sich im Vergleich zur Niederlastbetrachtung eine gegensätzliche Empfehlung: Bei überwiegendem Betrieb oberhalb des Designpunktes ist ein größeres Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{\text{V,Des}}$  vorteilhaft. Anhand der Schlussfolgerungen für Nieder- und Hochlastbereich wird allerdings auch erkenntlich, dass die Wahl des Designpunktes für das TMS entscheidend ist und das Off-Design-Betriebsverhalten maßgeblich beeinflusst. Daher ist die Kenntnis über konkrete Systemanforderungen und deren Spektrum elementar.

### Potential der Systemregelung mittels Wellenleistungsregelung

Die zusätzliche mechanische Leistung  $P_{\text{TMS}}$  hat einen deutlichen Einfluss auf die Kühlkapazität, insbesondere im Niederlastbereich, wo die steigende spezifische Leistungszufuhr  $w_{\text{TMS}}$  die abführbare Kühlleistung  $\dot{Q}_{\text{TTB}}$  begrenzt. Um dies zu vermeiden, sollte die Regelung von  $P_{\text{TMS}}$  untersucht werden, sodass bei beispielsweise niedrigem Lastbetrieb die Leistung gedrosselt wird und die Turbine mehr spezifische Arbeit abgeben kann. Ziel ist es, das Potential dieser Regelung zur Steigerung der abführbaren Kühlleistung abzuschätzen, ohne komplexe Regelgesetze zu entwickeln. In den obigen Untersuchungen am TMS ohne mechanische Leistung wurde vor allem eine große Kühlkapazität im Niederlastbereich deutlich, welche durch die Nutzung einer konstanten Leistungszuführung unerwünscht verringert wird. Daher wird zunächst die Regelung des Niederlastbereiches mit  $F_{\text{rel}} < F_{\text{rel,Des}}$  betrachtet.

**Regelung der Niederlastpunkte** Für das Design des TMS wird ein exemplarisches Druckverhältnis von  $\Pi_{V,Des} = 5$  gewählt, welches bei einer Designlast von  $F_{rel} = 50\%$  eine Kühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,Des} = 25\text{ kW}$  bereitstellt (vgl. Abbildung 6.1). Zur ersten Einschätzung des Regelungspotentials wird angestrebt, dass alle Niederlastpunkte die in Abbildung 6.1 aufgezeigte maximale Kühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,30\%} = 31,6\text{ kW}$  bei  $F_{rel} = 30\%$  erreichen, um eine Abnahme der abführbaren Kühlleistungen bei sinkender Last zu vermeiden. Wenn diese Kühlleistung für die verschiedenen Niederlastpunkte realisierbar ist, ist auch eine Regelung auf die geringere Designkühlleistung möglich.

Durch eine Anpassung der Regelungsleistung zeigt sich, dass die Kühlleistung  $\dot{Q}_{TTB,30\%} = 31,6\text{ kW}$  für alle Niederlastpunkte im Intervall  $F_{rel} \in [10\%; 40\%]$  erreichbar ist. Die entsprechenden Leistungsdrosselungen sind in Tabelle 6.1 zusammengefasst mit den Regelungsleistungen im Hochlastbereich dargestellt. Anhand dieser Betriebspunkte lässt sich bereits als Zwischenfazit festhalten, dass die Regelung der mechanischen Zusatzleistung  $P_{TMSS}$  das Potential hat, den Betriebsbereich des TMS hinsichtlich der kühlbaren Lastpunkte zu erweitern.

$F_{rel}$ [%]	$\Delta P_{TMSS}$ [%]	$\dot{Q}_{TTB,oR}$ [kW]	$\dot{Q}_{TTB,mR}$ [kW]
<b>Niederlast</b>			
10	-20	16,4	31,6
20	-4	29,1	31,6
30	–	31,6	31,6
40	-4	29,4	31,6
<b>Hochlast</b>			
60	-20	19,2	25
70	-20	12,8	21,1
80	-20	6,2	14,4
90	-20	0	7,6
90	-20	0	0,9

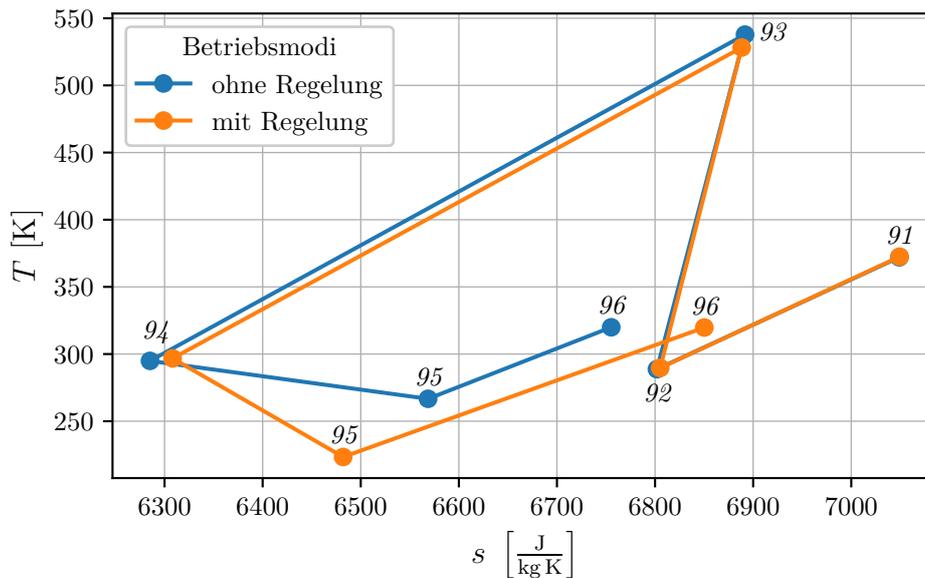
**Tabelle 6.1:** Relative Anpassungen von  $P_{TMSS}$  und abführbare Kühlleistungen im Betrieb ohne Regelung (oR) und mit Regelung (mR)

Die Unterschiede in der Kühlkapazität durch Variation der mechanischen Zusatzleistung  $P_{TMSS}$  zeigen sich besonders in der Expansion der Kühlturbine. Bei der beispielhaften Triebwerkslast von  $F_{rel} = 10\%$  wird durch eine 20-prozentige Leistungsdrosselung die abführbare Kühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,oR} = 16,4\text{ kW}$  auf  $\dot{Q}_{TTB,mR} = 31,6\text{ kW}$  gesteigert.

Ein T-s-Diagramm (Abbildung 6.7) verdeutlicht, dass sich die beiden TMS-Kreisprozesse hauptsächlich in der Expansion  $94 \rightarrow 95$  unterscheiden, während die anderen Zustandspunkte nahezu identisch bleiben. Es lässt sich folgern, dass die Turbinenleistung  $|P_T|$  im stationären Betriebszustand durch die zusätzliche Leistung  $P_{TMSS}$  begrenzt wird, um ein erforderliches Leistungsgleichgewicht auf  $TMSS$  aufrechtzuerhalten. So steigt die spezifische Turbinenarbeit bei einer Leistungsdrosselung von  $|a_{T,oR}| = 28,3\text{ kJ/kg}$  auf  $|a_{T,mR}| = 73,7\text{ kJ/kg}$ . Mit der Vergrößerung der Turbinenarbeit um ungefähr den Faktor 2,6 steigt auch die Temperaturdifferenz in der Turbine um den entsprechenden Faktor nach (4.1) von  $\Delta T_{T,oR} = -28,2\text{ K}$  auf  $\Delta T_{T,mR} = -73,4\text{ K}$ . Dies führt bei  $T_{95} \approx \text{konst.}$  (vgl. Abbil-

dung 6.7) zu einer signifikanten Verringerung der Turbinenaustrittstemperatur  $T_{95}$ , was die im TMS aufnehmbare Wärme im  $TTBHX$  erhöht. Da im vorliegenden System diese aufnehmbare Wärme maximiert werden soll bzw. den Designanforderungen entsprechen soll, ist das Off-Design-Verhalten ohne Leistungsrosselung kontraproduktiv für den Nutzen des TMS.

Somit lässt sich festhalten, dass die Leistungsregelung im Niederlastbereich ein großes Potential zur Kühlleistungssteigerung aufweist. Es kann folglich in allen Punkten mit  $F_{rel} < F_{rel,Des}$  eine Kühllast von  $\dot{Q}_{TTB} > \dot{Q}_{TTB,Des}$  durch eine entsprechende Drosselung der Leistung  $P_{TMSS}$  erreicht werden.



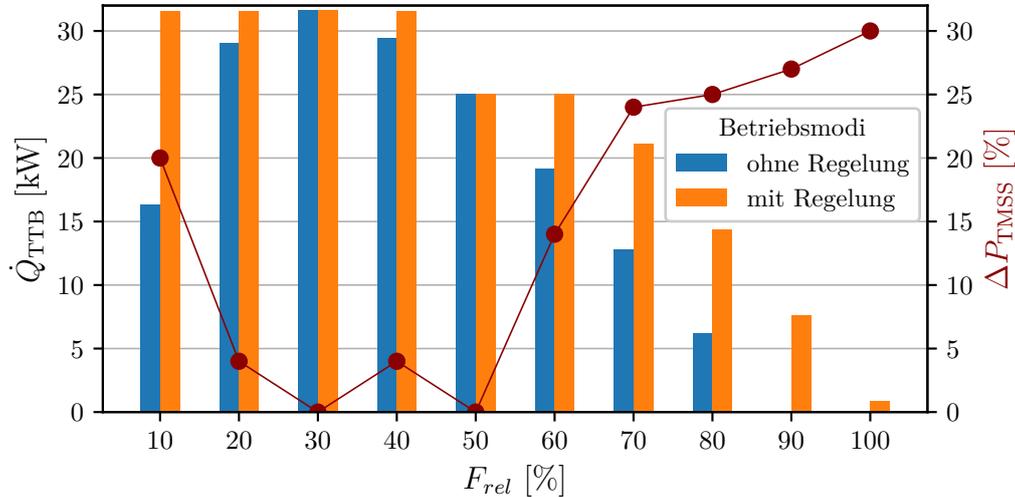
**Abbildung 6.7:** TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für den Betrieb ohne und mit Regelung ( $F_{rel} = 10\%$ )

**Regelung der Hochlastpunkte** Nachdem die Niederlastpunkte mit  $F_{rel} < F_{rel,Des}$  hinsichtlich der Leistungsregelung analysiert wurden, sollen nun die Lastpunkte mit  $F_{rel} > F_{rel,Des}$  betrachtet werden. Exemplarisch wird das TMS-Betriebsverhalten für ein Auslegungsdruckverhältnis von  $\Pi_{V,Des} = 5$  untersucht. Abbildung 6.1 zeigt, dass die abführbare Kühlleistung mit steigender Last abnimmt, und ab  $F_{rel} \geq 90\%$  keine Kühlleistung mehr bereitgestellt werden kann. Ziel ist es, durch Anpassung der Zusatzwellenleistung die abführbare Kühlleistung möglichst auf das Designniveau von  $\dot{Q}_{TTB,Des} = \dot{Q}_{TTB,50\%} = 25\text{ kW}$  zu erhöhen.

Bei Variationen der Leistungsrosselung im Hochlastbereich zeigt sich, dass in allen Betriebspunkten die abführbare Kühlleistung vergrößert bzw. erst durch die Regelung bereitgestellt ( $\dot{Q}_{TTB} > 0\text{ W}$ ) werden kann. Die erforderlichen relativen Leistungsrosselungen sind analog zu denen der Niederlastpunkte in Tabelle 6.1 wiedergegeben.

Der Verlauf der abführbaren Kühlleistung in Abhängigkeit der Triebwerkslast ist für den geregelten und ungeregelten Betrieb in Abbildung 6.8 dargestellt. Dabei werden die Betriebspunkte unterhalb der Designlast von  $F_{rel} = 50\%$  auf die Maximalleistung ohne Leistungsrosselung von  $\dot{Q}_{TTB,NL} = 31,6\text{ kW}$  durch Leistungsrosselung angepasst. Im Hochlast-

bereich wird auf die Designleistung von  $\dot{Q}_{\text{TtB,Des}} = 25 \text{ kW}$  geregelt. Falls dies im Hochlastbetrieb nicht möglich ist, wird die jeweils maximal mögliche abführbare Kühlleistung angegeben, die durch eine Leistungsregelung erreicht werden kann.



**Abbildung 6.8:** Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast mit und ohne Regelung, sowie die Regelungs-Leistungsdrosselungen ( $\Pi_{\text{V,Des}} = 5$ )

Abbildung 6.8 zeigt, dass das TMS mit dem aktuellen Design die Designleistung von  $\dot{Q}_{\text{TtB,Des}} = 25 \text{ kW}$  für Laststufen ab  $F_{rel} \geq 70 \%$  nicht erreichen kann. Die maximal abführbare Kühlleistung ist durch die Expansion in der Kühlturbine begrenzt, da das Druckverhältnis  $\Pi_{T,94 \rightarrow 95}$  mit der Reduktion der mechanischen Zusatzleistung  $P_{\text{TMSS}}$  steigt. Das Druckverhältnis steigt mit zunehmender Leistungsreduktion auf Werte von  $\Pi_T > 8$ , was die Betriebsgrenzen einer einstufigen Radialturbine überschreitet. Somit kann die Expansion in der Kühlturbine nicht beliebig erhöht werden. Daher wird auch hier nochmal deutlich, dass die Wahl der Designbedingungen nicht nur durch die Anforderungen des Designpunktes selbst, sondern auch von dem darauf basierenden Off-Design-Verhalten des Systems getrieben wird.

Die maximal möglichen Leistungsdrosselungen für die Hochlastpunkte  $F_{rel} \geq 70 \%$ , die durch die zuvor beschriebenen Betriebsgrenzen beschränkt sind, sind in Abbildung 6.8 gemeinsam mit den maximal abführbaren Kühlleistungen dargestellt.

Nachdem gezeigt wurde, dass die abführbare Kühlleistung durch die Reduzierung der mechanischen Zusatzleistung  $P_{\text{TMSS}}$  meist gesteigert werden kann, soll hier nochmal die Nutzung der mechanischen Zusatzleistung motiviert werden. Es ist möglich, den TMS-Kreisprozess ohne externe Leistung auszulegen, sodass die Turbine die gesamte vom Verdichter benötigte Leistung bereitstellt. Studien und theoretische Überlegungen (vgl. Kapitel 2.3) zeigen jedoch, dass ein größeres Auslegungsdruckverhältnis eine höhere Kühlkapazität bietet, da mehr Wärme im TMS-Kreisprozess umgesetzt wird (vgl. Abbildung C.3). Um diese Vorteile mit der geforderten Designbedingung  $T_{95,\text{Des}}$  zu kombinieren, wird die zusätzliche Wellenleistung  $P_{\text{TMSS}}$  eingesetzt, da die Turbinenexpansion durch die Austrittstemperatur  $T_{95}$  begrenzt ist und eine Leistungsdifferenz zwischen Verdichter und Turbine vorliegt.

Dieses Konzept ermöglicht eine Erweiterung des TMS-Betriebsbereichs durch Leistungs-

regelung, sodass die Kühlleistung über verschiedene Lasten konstant bleibt. So lassen sich hohe Kühlleistungen bei Hochlasten mit einem anpassbaren Niederlastverhalten kombinieren, wodurch der Betriebsbereich um den Designpunkt vergrößert wird.

Wie sich aber auch in der Begrenzung der Regelbarkeit durch die Betriebsgrenzen der Kühlturbinen zuvor gezeigt hat, ist die Wahl des Designpunktes zentral für den Betriebsbereich des TMS. Deshalb ist es wichtig, das Anforderungsprofil des Flugzeugs und des TMS zu kennen, um das Systemdesign optimal anzupassen. Daher wird nachfolgend die TMS-Kühlkapazität in der in Kapitel 3.1.3 vorgestellten *CAP*-Flugmission untersucht.

## 6.2.2. TMS-Verhalten in der *CAP*-Flugmission

Das TMS wird im Anwendungsfall der *CAP*-Flugmission eingangs, analog zur Betrachtung der Schubklassen, hinsichtlich verschiedener Auslegungsdruckverhältnisse  $\Pi_{V,Des,i}$  analysiert. Anschließend wird auch hier das Potential der Leistungsregelung bezüglich eines möglichst großen TMS-Betriebsbereichs innerhalb dieser Referenzflugmission betrachtet. Abschließend wird die Beeinflussung des Triebwerks durch das TMS untersucht.

### TMS-Betriebsverhalten ohne Regelung

Für einen Vergleich der Auslegungsdruckverhältnisse werden auch hier die Auslegungsdruckverhältnisse  $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$  herangezogen. Dabei wird das TMS, wie in Kapitel 5.1 beschrieben, auf das Flugsegment *Patrol* ausgelegt, sodass in diesem Segment eine Kühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,PT} = \dot{Q}_{TTB,Des} = 25 \text{ kW}$  vorliegt. Es wird der in Kapitel 5.2.1 vorgestellte *Auslegungsfall I* genutzt, bei dem das Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  und die *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95,Des}$  vorgegeben sind und eine mechanische Leistung das Leistungsgleichgewicht auf *TMSS* sichert. Die abführbaren Kühlleistungen über die *CAP*-Mission für die verschiedenen Auslegungsdruckverhältnisse zeigt Abbildung 6.9.

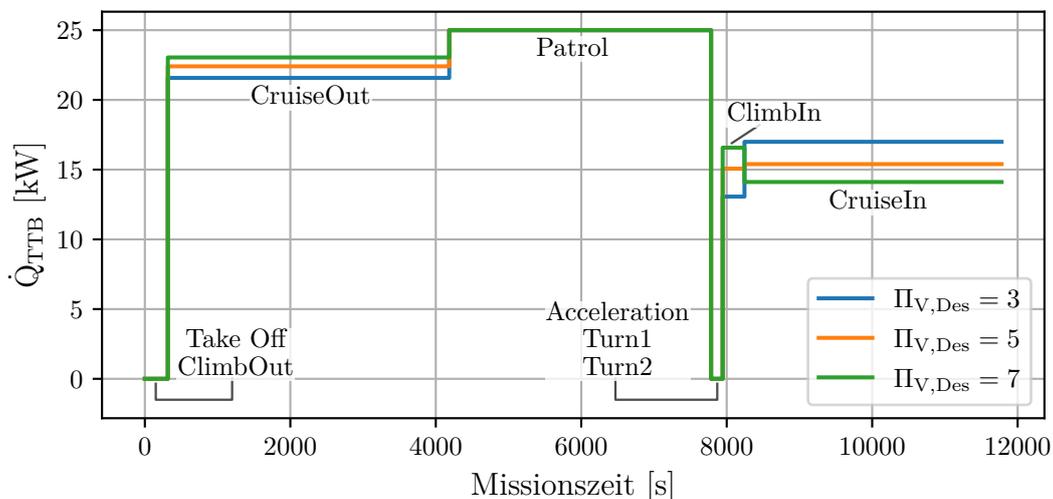


Abbildung 6.9: Abführbare Kühlleistungen über die *CAP*-Mission für  $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$

Es ist zu erkennen, dass in den Segmenten *Take Off*, *ClimbOut*, *Acceleration*, *Turn1* und *Turn2* keine Kühlleistung bereitgestellt werden kann, da hier  $T_{95} > T_{991}$  gilt, wodurch keine Wärme vom TTB in das TMS abgeführt werden kann, sodass das TMS in diesen Punkten deaktiviert wird. Daher gilt unabhängig vom Auslegungsdruckverhältnis  $\dot{Q}_{\text{TTB,TO}} = \dot{Q}_{\text{TTB,CIO}} = \dot{Q}_{\text{TTB,Ac}} = \dot{Q}_{\text{TTB,T1}} = \dot{Q}_{\text{TTB,T2}} = 0 \text{ kW}$ .

In den Segmenten *CruiseOut* und *ClimbIn* zeigt sich, dass mit einem steigenden Auslegungsdruckverhältnis die abführbare Kühlleistung zunimmt. So gilt für die betrachteten Druckverhältnisse  $\dot{Q}_{\text{TTB,CO,II=7}} > \dot{Q}_{\text{TTB,CO,II=5}} > \dot{Q}_{\text{TTB,CO,II=3}}$  (bzw.  $\dot{Q}_{\text{TTB,CII,II=7}} > \dot{Q}_{\text{TTB,CII,II=5}} > \dot{Q}_{\text{TTB,CII,II=3}}$ ). Dieses Verhalten entspricht dem in Kapitel 6.2.1 beschriebenen Systemverhalten für die Laststufen mit  $F_{\text{rel}} > F_{\text{rel,Des}}$ , wie in Abbildung 6.9 dargestellt. Gegensätzlich verhält sich das TMS im Flugsegment *CruiseIn*, in welchem mit sinkendem Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{\text{V,Des}}$  die abführbare Kühlleistung  $\dot{Q}_{\text{TTB}}$  steigt.

Eine direkte Analogie zwischen dem Betriebsverhalten in Abhängigkeit der Triebwerkslast in der CAP-Mission und den verschiedenen Laststufen in Kapitel 6.2.1 zu finden, ist nicht möglich, da innerhalb der Flugmission die Umgebungsbedingungen zwischen den jeweiligen Segmenten variieren. Infolgedessen ist eine Vergleichbarkeit der Triebwerkslasten in Bezug auf den TMS-Designpunkt nicht mehr gegeben. Daher wird auf eine detailliertere Analyse des TMS-Verhaltens in Bezug auf den Designpunkt *Patrol* verzichtet.

Es ist allerdings für alle drei aufgeführten Auslegungsdruckverhältnisse des Verdichters zusammenzufassen, dass das TMS, ausgelegt auf das Flugsegment *Patrol*, über den Großteil der Flugmissionsdauer abführbare Kühlleistung liefert. Durch die höhere abführbare Kühlleistung eines TMS mit höherem Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{\text{V,Des}}$  in den Flugsegmenten *CruiseOut* und *ClimbIn*, jedoch dem gegensätzlichen Verhältnis im Segment *CruiseIn*, lässt sich anhand der CAP-Mission keine eindeutige Aussage bzgl. eines optimalen Auslegungsdruckverhältnisses auf Grundlage der Kühlleistung treffen. Zudem hat die verbesserte Hochlastkapazität eines TMS mit hohem  $\Pi_{\text{V,Des}}$  während der CAP-Mission keinen Nutzen, da in den Hochlast-Missionspunkten mit keinem  $\Pi_{\text{V,Des}}$  Kühlleistung bereitgestellt werden kann. Das zeigt sich auch in einem Vergleich der zeitlich gemittelten Wärmeleistungen  $\bar{Q}_{\text{CAP}}$  der obigen Designvarianten, welche sich maximal um  $\Delta\bar{Q}_{\text{CAP,max}} = 0,3 \text{ kW}$  unterscheiden (vgl. Tabelle D.1). Die durchschnittlichen Kühlleistungen der TMS-Varianten unterscheiden sich folglich nicht signifikant, sodass kein bevorzugtes Auslegungsdruckverhältnis ermittelt werden kann.

## TMS-Betriebsverhalten mit Regelung

Das Off-Design-Verhalten des TMS wurde bisher für ein unregelmäßiges System untersucht, das nicht an unterschiedliche Betriebspunkte angepasst wird. Nun wird, wie in Kapitel 6.2.1, das Potential der Regelung durch Anpassung der mechanischen Wellenleistung  $P_{\text{TMS}}$  analysiert. Dabei ist das Ziel in möglichst vielen Flugsegmenten die Designkühlleistung von  $\dot{Q}_{\text{TTB,Des}} = \dot{Q}_{\text{PT}} = 25 \text{ kW}$  mithilfe des TMS bereitstellen zu können. Als exemplarisches Auslegungsverhältnis wird analog zu den vorangegangenen Kapiteln  $\Pi_{\text{V,Des}} = 5$  genutzt. Dabei werden eingangs die Flugsegmente betrachtet, in welchen bereits ohne eine Regelung Kühlleistung abgeführt wird bevor die Flugsegmente untersucht werden, bei welchen ohne Regelung  $\dot{Q}_{\text{TTB}} = 0 \text{ kW}$  gilt.

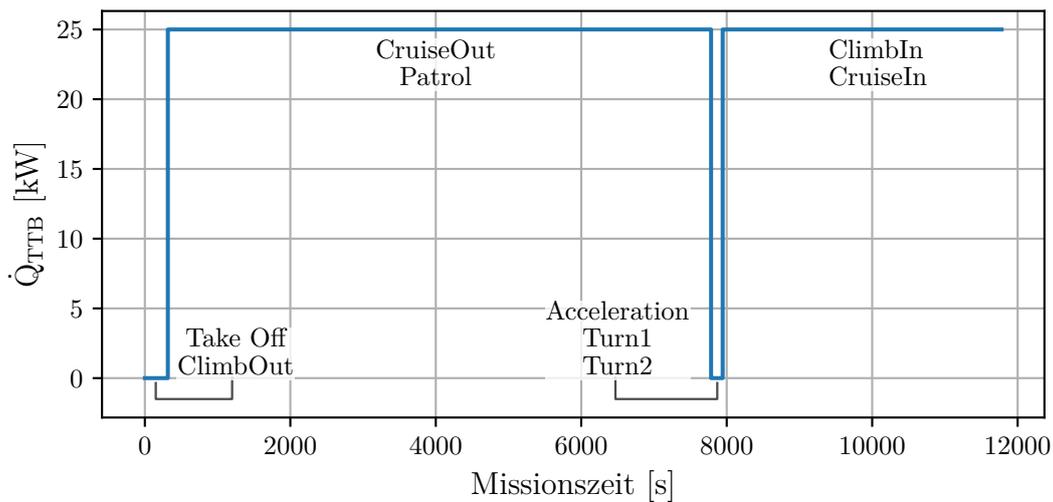
Da die drei Flugsegmente *CruiseOut*, *ClimbIn* und *CruiseIn* ein gegenüber der Designleistung geringeres  $\dot{Q}_{\text{TTB}}$  leisten, muss nach den Erkenntnissen aus Kapitel 6.2.1 in diesen Segmenten die Leistungszufuhr gedrosselt werden. Damit wird folglich die Expansion in der Kühlturbine vergrößert, wodurch eine Verringerung von  $T_{95}$  und eine Vergrößerung der abführbaren Kühlleistung  $\dot{Q}_{\text{TTB}}$  entsteht. Die erforderlichen Leistungsrosselungen zur Bereitstellung der Designkühlleistung von  $\dot{Q}_{\text{TTB,Des}} = 25 \text{ kW}$ , sowie die abführbaren Kühlleistungen ohne Regelung  $\dot{Q}_{\text{TTB,oR,i}}$ , sind in der Tabelle 6.2 dargestellt.

Segment	$\Delta P_{\text{TMS}}$ [%]	$\dot{Q}_{\text{TTB,oR}}$ [kW]	$\dot{Q}_{\text{TTB,mR}}$ [kW]
CruiseOut	-5	22,4	25
ClimbIn	-22	15,1	25
CruiseIn	-16	15,4	25

**Tabelle 6.2:** Abführbare Kühlleistungen für Segmente der *CAP*-Flugmission im Betrieb ohne Regelung (oR) und mit Regelung (mR) ( $\Pi_{\text{V,Des}} = 5$ )

Für die Hochlastpunkte *Take Off*, *ClimbOut*, *Acceleration*, *Turn1* und *Turn2* ist das Ziel eine abführbare Kühlleistung von  $\dot{Q}_{\text{TTB}} > 0 \text{ kW}$  zu erreichen. Dabei ist die Fragestellung, ob die Expansion in der ausgelegten Kühlturbine ausreichend vergrößert werden kann, sodass  $T_{95} < T_{991}$  gilt und ein Wärmestrom vom TTB in das TMS übertragen werden kann. Dabei kann, wie in Kapitel 6.2.1 dargelegt, die Expansion in der Kühlturbine aufgrund des Designs der Turbine und deren Betriebsgrenzen nicht beliebig erhöht werden. In den genannten Hochlastsegmenten kann bei einem Design der Turbokomponenten auf das Segment *Patrol* die nötige Vergrößerung der Expansion durch Zusatzleistungsrosselung nicht erreicht werden. Die Betriebsgrenzen der Kühlturbine werden erreicht, bevor  $T_{95}$  ausreichend gesenkt werden kann, sodass keine Wärmeabfuhr aus TTB möglich ist. Die minimalen Temperaturen  $T_{95,\text{min}}$  für die maximal mögliche Expansion sind für die nicht kühlbaren Flugsegmente in Tabelle D.2 aufgeführt.

Damit folgt, dass während der *CAP*-Mission das TMS während der Segmente *CruiseOut*, *ClimbIn* und *CruiseIn* durch Leistungsrosselung geregelt wird, sodass sich der in Abbildung 6.10 dargestellte Verlauf der abführbaren Kühlleistung über die Missionsdauer am Beispiel von  $\Pi_{\text{V,Des}} = 5$  ergibt. Durch die Anhebung der Kühlleistung auf die Designkühlleistung  $\dot{Q}_{\text{TTB,Des}}$  in diesen Flugsegmenten, steigt folglich auch die durchschnittliche Kühlleistung der *CAP*-Mission von  $\bar{Q}_{\text{oR}} = 20,0 \text{ kW}$  auf  $\bar{Q}_{\text{mR}} = 24,0 \text{ kW}$ . Die Durchschnittsleistung steigt also um  $\Delta \bar{Q}_{\text{CAP}} = 4,0 \text{ kW}$ , was einer relativen Steigerung von 20 % entspricht. Somit lässt sich festhalten, dass eine Leistungsregelung einen signifikanten Anstieg des Kühlpotentials bewirkt.



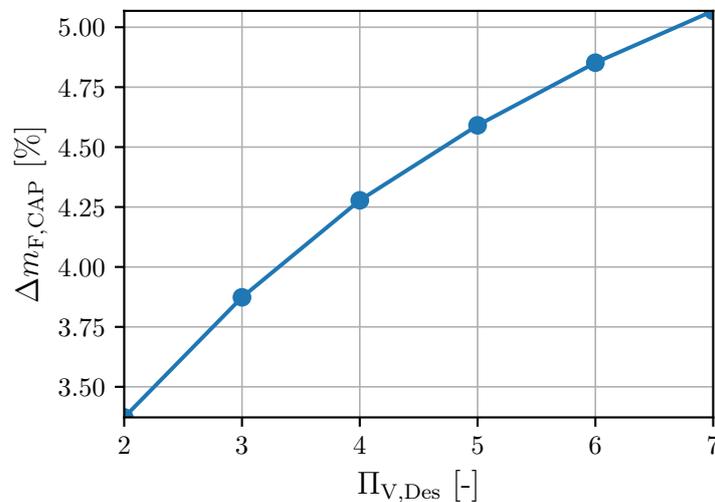
**Abbildung 6.10:** Abführbare Kühlleistungen über die *CAP*-Mission im Betrieb mit Regelung ( $\Pi_{V,Des} = 5$ )

### Missions-Kraftstoffverbrauch bei Variation des Auslegungsdruckverhältnisses

Da im TMS-Leistungsvermögen kein eindeutiges optimales Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  für die Wärmeabfuhr während der *CAP*-Flugmission identifiziert werden konnte, wird nun die Wechselwirkung mit dem Triebwerk und deren Einfluss auf die Triebwerksleistung untersucht. In Kapitel 3.1.3 wurde vorgestellt, dass die Flugmissionspunkte durch konstante  $F/G$ -Verhältnisse charakterisiert sind. Die Kennzahl berücksichtigt zahlreiche Einflüsse der TMS-Integration ins Triebwerk, darunter die zusätzlichen Komponentennmassen, die das Gewicht des Flugzeugs erhöhen, sowie Verluste durch Zapfluftentnahme und Druckverluste, die einen Schubverlust bedingen. Daher lässt sich die Auswirkung der Erweiterung anhand des Kraftstoffverbrauchs während der Flugmission quantifizieren, welcher zur Kompensation der beschriebenen Effekte ggü. der Flugmission ohne TMS ansteigt. Alle nachfolgend aufgeführten Differenzen im Kraftstoffverbrauch beziehen sich daher auf eine Referenz-*CAP*-Mission, in der die Triebwerke ohne ein TMS operieren. Der Kraftstoffverbrauch über die gesamte Flugmission beträgt in diesem Fall  $m_{F,CAP,ref} = 8150,5 \text{ kg}$ .

Der relative Kraftstoffmehrverbrauch über die *CAP*-Mission in Relation zur Referenzmission ist in Abbildung 6.11 dargestellt. Es zeigt sich, dass der Kraftstoffverbrauch  $m_{F,CAP}$  mit zunehmendem Auslegungsdruckverhältnis des Verdichters  $\Pi_{V,Des}$  monoton zunimmt. Dies liegt daran, dass höhere Werte von  $\Pi_{V,Des}$  die mechanische Leistung auf *TMSS*  $P_{TMSS}$  erhöhen (vgl. Abbildung D.2), was mehr Leistung von der Hochdruckwelle des Triebwerks erfordert und den Kraftstoffverbrauch erhöht (vgl. Kapitel 4.4). Das heißt konkret, dass mit steigendem Verdichterdruckverhältnis der Aufwand für den Betrieb des TMS steigt. Infolgedessen gilt es zu untersuchen, ob dieser gestiegene Aufwand eine entsprechende Steigerung des Nutzens mit sich bringt – eine gesteigerte abführbare Kühlleistung. Dabei zeigt sich im Anwendungsfall der *CAP*-Mission bei einem Vergleich der durchschnittlichen Kühlleistungen (vgl. Tabelle D.1), dass dieser Effekt nicht signifikant ist bzw. sich

sogar umgekehrt darstellt. So steigt bei einem Vergleich der Auslegungsdruckverhältnisse  $\Pi_{V,Des} = 3$  und  $\Pi_{V,Des} = 7$  der Kraftstoffverbrauch um  $\Delta m_{F,CAP,\Pi=3 \rightarrow 7} = 1,2\%$  (vgl. Abbildung 6.11), die durchschnittliche Kühlleistung sinkt jedoch um  $\Delta \bar{Q}_{CAP} = -1,5\%$ . Es hat sich in Kapitel 6.2.1 zwar gezeigt, dass die Kühlkapazität in Betriebspunkten höherer Last mit steigendem Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  zunimmt, dies jedoch im vorliegenden Auslegungs- und Anwendungsfall der *CAP*-Mission nicht zum Tragen kommt. Daher ist es in diesem Anwendungsfall sinnvoll, ein geringeres Auslegungsdruckverhältnis zu wählen. Jedoch sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass diese Aussage nicht allgemeingültig ist, da alternative Flugmissionen, die innerhalb der Projekte zum DLR-FFD mitbetrachtet werden [11], einen größeren Hochlastanteil besitzen, bei welchen ein höheres Auslegungsdruckverhältnis vorteilhaft sein könnte. Diese werden hier jedoch nicht weitergehend verglichen (vgl. Kapitel 3.1.3).



**Abbildung 6.11:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch über die *CAP*-Mission in Abhängigkeit des Verdichter-Auslegungsdruckverhältnisses  $\Pi_{V,Des}$

Abschließend wird untersucht, ob die Drosselung der Leistung  $P_{TMSS}$  neben der erhöhten abführbaren Kühlleistung auch einen signifikanten Vorteil für die Triebwerksleistung bietet. Hierzu wird der Kraftstoffverbrauch bei einem TMS mit einem Auslegungsdruckverhältnis von  $\Pi_{V,Des} = 5$  verglichen. In der unregelmäßigen Mission beträgt der Kraftstoffverbrauch  $m_{F,CAP,oR} = 8525 \text{ kg}$ , während er in der geregelten *CAP*-Mission  $m_{F,CAP,mR} = 8517 \text{ kg}$  beträgt, was einer Differenz von weniger als 0,1% entspricht. Diese Ergebnisse zeigen, dass die Leistungsanpassung von  $P_{TMSS}$  zwar die Kühlkapazität signifikant steigert, jedoch nur einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Triebwerksleistung und den Kraftstoffverbrauch der Mission hat.

### 6.2.3. Zusammenfassung und Diskussion

In diesem Kapitel wurden die wesentlichen Merkmale des Druckverhältnisses im TMS-Verdichter als System-Designgröße  $\Pi_{V,Des}$  untersucht. Es lässt sich schlussfolgern, dass

anhand der durchgeführten Studien keine eindeutige Aussage zu einem optimalen Auslegungsdruckverhältnis getroffen werden kann. So hat sich im Rahmen der Untersuchungen verschiedener Triebwerkslasten bei konstanten Umgebungsbedingungen gezeigt, dass ein hohes Auslegungsdruckverhältnis die Kühlkapazität des TMS während eines Betriebs mit hoher Last signifikant erhöht. Dieser Vorteil kommt jedoch im konkreten Anwendungsfall der CAP-Flugmission nicht zum Tragen, da keine zusätzlichen Hochlastsegmente mit einem hohen Auslegungsdruckverhältnis zusätzlich bzw. stärker gekühlt werden können. Es hat sich vielmehr gezeigt, dass über die CAP-Flugmission der Kraftstoffverbrauch trotz einer geringfügig sinkenden Durchschnittskühlleistung  $\bar{Q}_{CAP}$  mit steigendem Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  zunimmt und somit nachteilig für die Triebwerksleistung ist.

In beiden zuvor genannten Studien wurde jedoch eindeutig sichtbar, dass neben der reinen Designgröße des Druckverhältnisses  $\Pi_{V,Des}$  die auf die Welle *TMSS* aufgebrachte Zusatzleistung und eine Regelung dieser entscheidend für den TMS-Betriebsbereich ist. So schränkt eine Vernachlässigung der Leistungsregelung von  $P_{TMSS}$  die Leistungsfähigkeit des TMS sowohl im Nieder- als auch im Hochlastbereich ein, weshalb eine betriebspunktabhängige Leistungsregelung das Kühlpotential deutlich verbessert.

Es wurde jedoch auch ersichtlich, dass die Leistungsregelung den Betriebsgrenzen der Kühlmaschine unterliegt. Infolgedessen kann diese nicht beliebig große Regelungen durchführen und damit eine Kühlleistungsbereitstellung in sämtlichen Betriebspunkten ermöglichen. Aufgrund dieser Beschränkung zeigt sich, dass die Wahl des Designpunktes einen weiteren zentralen Aspekt hinsichtlich des Betriebsverhaltens des TMS im Off-Design darstellt, da dieser das Design der Turbokomponenten und die Skalierung der Turbokomponenten-Kennfelder vorgibt. Da mit dem vorliegenden System in einer Auswahl von Hochlastpunkten innerhalb der CAP-Mission keine Kühlleistung abgeführt werden kann, ist auch der gewählte Designpunkt im Rahmen der Flugmissionsstudien *Patrol*, welcher eine vergleichsweise geringe Triebwerkslast aufweist, zu diskutieren. Hier könnte die Wahl eines Betriebspunktes mit höherer Last als Designpunkt eine größere Kühlkapazität ermöglichen, wobei mit einer solchen Wahl der Betrieb in Niederlastpunkten aufgrund von Kennfeldgrenzen eine Herausforderung darstellt. Daher besteht die Option, dass für diesen Fall eine Systemerweiterung notwendig ist, welche eine weiterführende Regelung über beispielsweise Bypass-Stromführungen oder der Nutzung einer zweiten Kühlmaschine ermöglicht. Auf jene Erweiterungen wird in Kapitel 7 ausführlicher eingegangen.

### 6.3. Variation der Zapfluentnahmestelle

Als zweiter relevanter Auslegungsparameter neben dem Auslegungsdruckverhältnis ist die Entnahmestelle der Zapfluentnahme innerhalb des Hochdruckverdichters des Triebwerks zu nennen, da diese den Eintrittszustand des Fluids in das TMS vorgibt. Im Rahmen der Vorstudien wurde in Kapitel 4.1 bereits der Einfluss der Zapfluentnahme bzw. deren Entnahmestelle auf das Triebwerksverhalten bzgl. dessen Kraftstoffverbrauchs betrachtet. Dabei hat sich gezeigt, dass dieser bei einer Entnahme bei zunehmender relativer Enthalpie  $h_{rel}$  im Hochdruckverdichter zunimmt.

Nun gilt es den Einfluss der Entnahmestelle auf das TMS zu untersuchen. Die Entnah-

mestelle legt den Eintrittszustand des TMS-Kreisprozesses fest und ist daher im Design entscheidend für das optimale Druck- und Temperaturniveau am Eintritt. Es wird also geprüft, ob die für den Triebwerkskraftstoffverbrauch nachteilige, höhere relative Enthalpie der Zapfluft einen thermodynamischen Vorteil für das TMS bedingt. So wurde in Kapitel 3.2 bereits aufgezeigt, dass ein höherer Eintrittsdruck allgemein zu einem größeren Gesamtdruckverhältnis mit der Verdichtung im TMS führt. Dadurch kann die Turbine in der Theorie auf eine tiefere Austrittstemperatur  $T_{95}$  expandieren, was eine größere Wärmeabfuhr erlaubt (vgl. Abbildung 3.5). Andererseits kann eine größere Vorverdichtung im Hochdruckverdichter ein geringeres Druckverhältnis im TMS-Verdichter und eine kompaktere Bauweise dessen ermöglichen. Nun gilt es zu analysieren, ob diese theoretischen Vorteile im praktischen Design des TMS eine signifikante Wirkung zeigen.

Neben dem genannten Eintrittsdruck ist auch die Temperatur am TMS-Eintritt entscheidend. Mit steigender Temperatur erhöht sich der Eintrittsenthalpiestrom, wodurch mehr Wärme in den nachfolgenden Wärmeübertragern abgeführt werden muss. Da die Zustandsgrößen Druck und Temperatur in Kombination vom Hochdruckverdichter vorgegeben und somit nicht getrennt voneinander festgelegt werden können, ist ein Auslegungsoptimum nicht trivial und erfordert die Modellierung verschiedener Betriebspunkte, um das TMS-Verhalten während der gesamten Flugmission bestmöglich darzustellen.

Die Zapfluentnahmestelle im Hochdruckverdichter ist über alle Betriebspunkte konstant und es wird dementsprechend keine Regelungsmöglichkeit betrachtet. Mit der Annahme einer konstanten Entnahmestelle wird einerseits die thermodynamische bzw. regelungstechnische Komplexität des Modells reduziert, andererseits würde eine variable Zapfluentnahme auch konstruktiv große Herausforderungen für das Triebwerk bedingen. Diese werden hier aufgrund der Annahme eines unveränderten Referenztriebwerks nicht berücksichtigt.

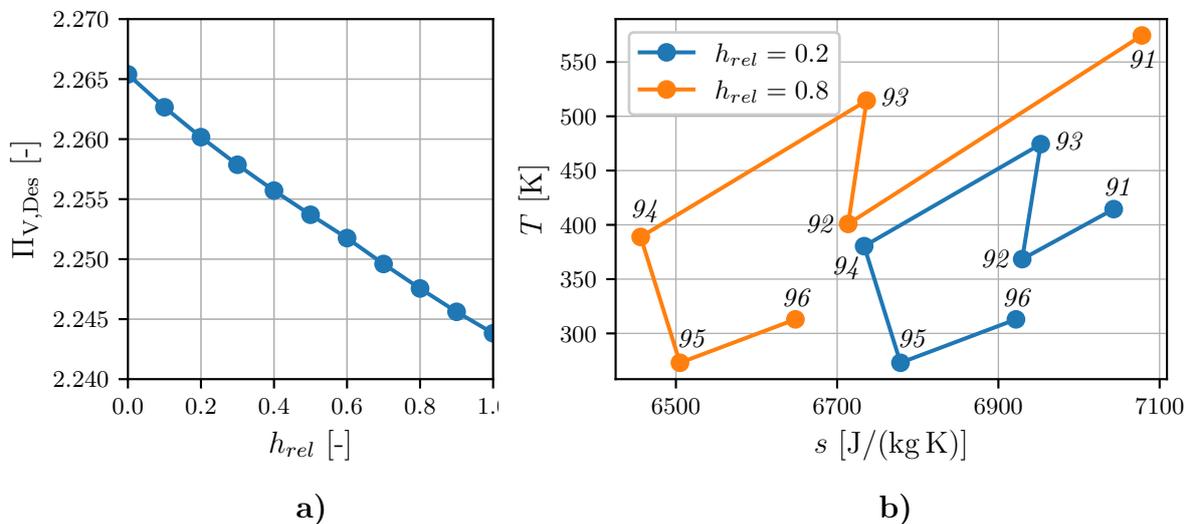
Für die Betrachtung der Zapfluentnahmestelle wird das TMS im Gegensatz zu Kapitel 6.2 mit der Methodik nach *Auslegungsfall II* (vgl. Tabelle 5.2) ausgelegt. Es wird also die *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95}$  durch die Vorgabe der Designkühlleistung  $\dot{Q}_{TTB,Des}$  und der bekannten Temperaturrandbedingungen als *abhängige Variable* festgesetzt. Weiterhin wird die Position der Entnahmestelle über  $h_{rel}$  als *Randbedingung* vorgegeben, sodass zum Erreichen des Zielwertes von  $T_{95}$  das Auslegungsdruckverhältnis des Verdichters  $\Pi_{V,Des}$  als *unabhängige Variable* fungiert.

### 6.3.1. Verdichterdesign in Abhängigkeit der relativen Enthalpie

Mit *Auslegungsfall II* kann vor allem der Einfluss von  $h_{rel}$  auf das Design des Verdichters bei einem gegebenen Designpunkt untersucht werden. Somit kann eindeutig ermittelt werden, ob der in Kapitel 3.2 vorgestellte theoretische Vorteil geringerer Verdichterdimensionierung bei späterer Zapfluentnahme für den vorliegenden Anwendungs- und Auslegungsfall wirksam ist. Hier wird, analog zu Kapitel 6.2.1, zunächst die abführbare Kühlleistung über verschiedene Laststufen analysiert, wobei der Betriebspunkt mit  $F_{rel} = 50\%$  bei *Cruise*-Umgebungsbedingungen als Designpunkt gilt.

In Abbildung 6.12 a) zeigt sich, dass das Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  mit stei-

gender relativer Enthalpie von  $h_{rel} = 0$  nach  $h_{rel} = 1$  leicht abnimmt, jedoch nur um  $\Delta\Pi_{V,Des} = -0,02$  bzw. ca. -1 %, was eine vernachlässigbare Differenz darstellt. So sind in Abbildung 6.12 b) in einem T-s-Diagramm die TMS-Zustandsänderungen im Designpunkt für die beispielhaften Werte von  $h_{rel} = 0,2$  und  $h_{rel} = 0,8$  wiedergegeben. Es zeigt sich, dass sich die Kreisprozesse ab Station 92 kaum unterscheiden. Die Differenz konzentriert sich hauptsächlich auf die Wärmeübertragung in *PreCool* ( $91 \rightarrow 92$ ), indem der Mehrbetrag an zugeführter Energie durch eine spätere Zapfluftentnahme hauptsächlich in *PreCool* abgegeben wird. Einzig die Zustandsänderung  $93 \rightarrow 94$  zeigt als weitere Differenz, dass das TMS bei größerem  $h_{rel}$  am Eintritt allgemein auf einem höheren Temperaturniveau operiert, sodass auch in *TMSHX* eine größere Wärmeleistung in den Nebenstrom ( $T_{13} = \text{konst.}$  für  $F_{rel} = \text{konst.}$ ) abgeführt wird. Die Eintrittstemperatur in die Kühlturbine  $T_{94}$  steigt somit nur geringfügig, während das Druckverhältnis in den Turbokomponenten nahezu konstant bleibt (vgl. Abbildung 6.12 b)).



**Abbildung 6.12:** a): Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  in Abhängigkeit von  $h_{rel}$   
 b): T-s-Diagramm des TMS-Prozesses für  $h_{rel} = 0,2; 0,8$  ( $F_{rel} = 50\%$ )

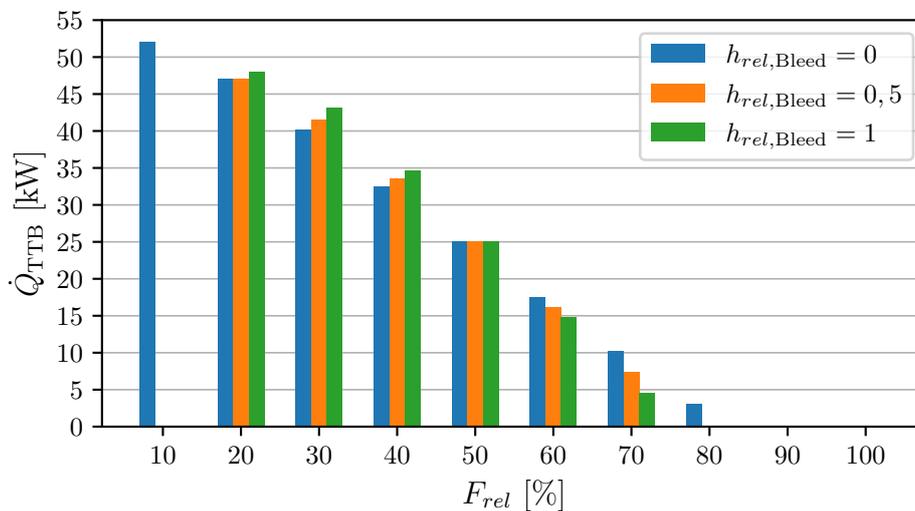
Als Zwischenfazit lässt sich festhalten, dass die Wahl der Zapfluftentnahmestelle im Hochdruckverdichter keinen relevanten Einfluss auf das Design des TMS-Verdichters hat, da Unterschiede im Eintrittszustand hauptsächlich durch die Wärmeabfuhr in *PreCool* kompensiert werden. Wie sich in Kapitel 4.3 jedoch gezeigt hat, weist die Wärmezufuhr in den Nebenstrom keinen signifikanten Beitrag zu einer gesteigerten Triebwerksleistung auf, sodass die zusätzliche Energie aus später entnommener Zapfluft nicht relevant schubfördernd genutzt werden kann.

Allerdings herrscht im System mit steigendem  $h_{rel}$  durch den steigenden Eintrittsdruck eine zunehmende Dichte der Luft  $\rho$ , sodass diese zwischen  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  über nahezu alle TMS-Zustände etwa um den Faktor 5,1 steigt (im Lastfall  $F_{rel} = 50\%$ , vgl. Abbildung E.1). Dies ermöglicht bei konstantem  $\dot{m}_{TMS}$  eine kompaktere Bauweise der Turbokomponenten, wodurch diese weniger Bauraum und Gewicht aufweisen, verglichen mit einem System mit früherer Zapfluftentnahme. Da dieser Auslegungsaspekt jedoch über eine thermodynamische Systemanalyse hinausgeht, wird dieser konstruktive Aspekt hier nicht detaillierter betrachtet.

In Kapitel 3.2 wurde außerdem der theoretische Vorteil aufgeführt, dass ein hoher TMS-Eintrittsdruck  $p_{91}$  eine größere Expansion in der Kühlturbine erlaubt, sodass geringere Turbinenausstrittstemperaturen  $T_{95}$  erreicht werden können. Abbildung 6.12 b) zeigt jedoch auf, dass diese Eigenschaft bei einer im Design vorgegebenen  $TTBHX$ -Eintrittstemperatur  $T_{95}$  nicht zum Tragen kommt, da die Turbinenausstrittstemperatur  $T_{95}$  nicht durch den minimalen Austrittsdruck  $p_{95}$  bzw.  $p_{96}$  bestimmt wird, sondern durch die geforderte  $T_{95}$ . Weitere Untersuchungen sollen klären, ob die Eigenschaft der maximalen Expansion außerhalb des Designpunktes zum Tragen kommt.

### 6.3.2. TMS-Verhalten in variablen Laststufen

Im folgenden Abschnitt wird das Betriebsverhalten des Systems außerhalb des Designpunktes bei *Cruise*-Bedingungen untersucht. Um die abführbaren Kühlleistungen des TMS über einen Großteil des Betriebsbereiches bestimmen zu können, werden analog zu Kapitel 6.2.1 verschiedene Laststufen im trockenen Triebwerksbetrieb untersucht. Die abführbaren Kühlleistungen des TMS in Abhängigkeit der Laststufen sind für die relativen Enthalpien  $h_{rel} = 0$ ,  $h_{rel} = 0,5$  und  $h_{rel} = 1$  in Abbildung 6.13 wiedergegeben. Ähnlich zu Kapitel 6.2.1 zeigt sich zunächst, dass die abführbare Kühlleistung unabhängig von der relativen Enthalpie mit steigender Triebwerkslast abnimmt. Hier liegt im Gegensatz zu Kapitel 6.2.1 eine monotone Abnahme ohne lokales Maximum vor, da keine Leistung  $P_{TMS}$  aufgeprägt wird, deren spezifischer Einfluss mit sinkendem Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$  steigt und  $T_{95}$  nach (6.2) erhöht.

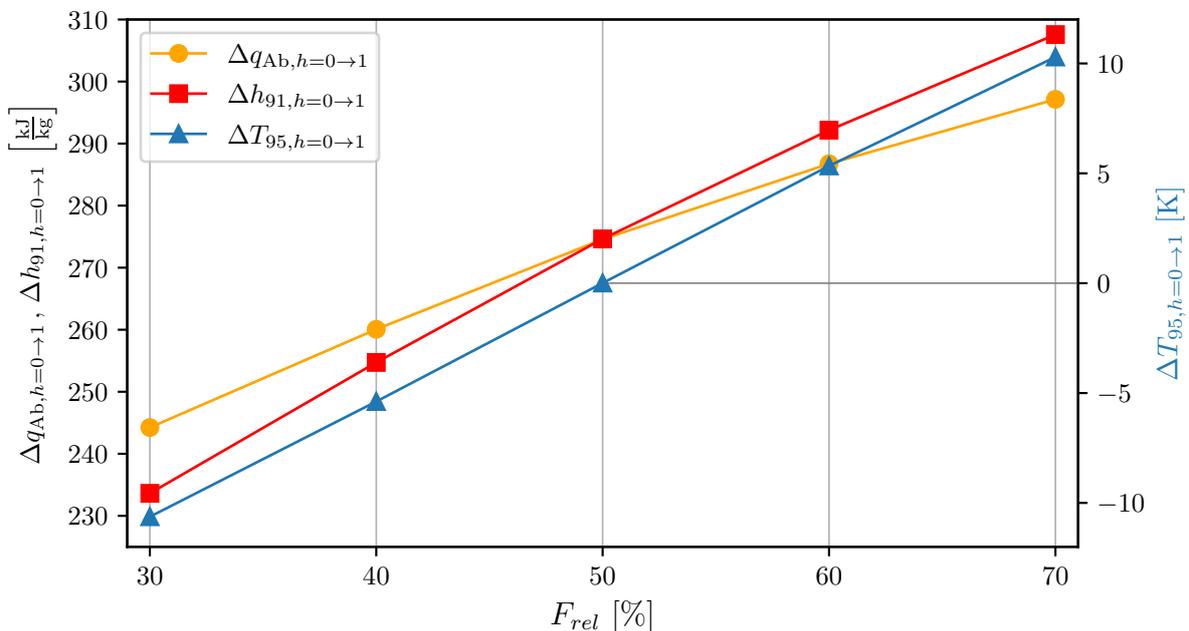


**Abbildung 6.13:** Abführbare Kühlleistungen in Abhängigkeit der Triebwerkslast für  $h_{rel} = 0; 0,5; 1$

Außerdem unterscheiden sich, ebenfalls vergleichbar mit Kapitel 6.2.1, die Verhältnisse abführbarer Kühlleistungen innerhalb einer Laststufe mit variierendem  $h_{rel}$  zwischen dem Niederlastbereich ( $F_{rel} < F_{rel,Des}$ ) und dem Hochlastbereich ( $F_{rel} > F_{rel,Des}$ ): Bei niedrigen Lasten ( $F_{rel} = 20\%$  und  $F_{rel} = 30\%$ ) nimmt die Kühlleistung mit späterer Zapfluftentnahme zu, während sie bei höheren Lasten ( $F_{rel} = 60\%$  und  $F_{rel} = 70\%$ ) abnimmt.

Um dies zu analysieren, werden die Verläufe der Energieströme im TMS für Laststufen zwischen  $F_{rel} = 30\%$  und  $F_{rel} = 80\%$  untersucht. Durch die ein- und austretenden Energieströme kann nach (6.2) die jeweilige *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95,i}$  in den Betriebspunkten bestimmt werden, welche die Kühlkapazität des TMS beeinflusst. Dabei wird die Differenz der Energieströme zwischen den relativen Enthalpien betrachtet. Um den Einfluss des variablen Massenstroms  $\dot{m}_{TMS}$  aufgrund der Drehzahlregelung im TMS auszuschließen (vgl. Kapitel 5.2.1), werden die spezifischen Größen betrachtet:  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$  und  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  (Wärmeabfuhr in *PreCool* und *TMSHX*).

Die Abbildung 6.14 zeigt die Differenz zwischen den relativen Enthalpien  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  der spezifischen Eintrittsenthalpie  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$  und der spezifischen Wärmeabfuhr  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast  $F_{rel}$ , sowie die resultierende Temperaturdifferenz am *TTBHX*-Eintritt  $\Delta T_{95,h=0 \rightarrow 1}$ .



**Abbildung 6.14:** Differenzen der Energieströme, sowie  $T_{95}$ , zwischen einem TMS mit  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast

Abbildung 6.14 verdeutlicht, dass sich die zu- und abgeführten spezifischen Energieströme in der Designlaststufe  $F_{rel} = 50\%$  zwischen der Zapfluftentnahme vor und nach dem Hochdruckverdichter ( $h_{rel} = 0$  bzw.  $h_{rel} = 1$ ) nicht unterscheiden. Dies folgt daraus, dass in diesem Punkt per Definition der Designbedingungen die gleiche *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95}$  für alle relativen Enthalpien  $h_{rel,i}$  vorgegeben ist. Infolgedessen sind die Differenzen der zu- und abgeführten Wärmeströme zwischen den Punkten identisch, was zu einem Schnittpunkt der beiden Energiestrom-Differenz-Kurven  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  und  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$  sowie einer Nullstelle in der Temperaturdifferenz  $\Delta T_{95,h=0 \rightarrow 1}$  führt (vgl. Abbildung 6.14).

Im Niederlastbetriebsbereich mit  $F_{rel} < F_{rel,Des}$  nimmt die Differenz der abgeführten Wärme  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  mit sinkender Last weniger ab, als die der zugeführten Enthalpie  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$ . Konkret bedeutet dies, dass mit sinkender Last bei späterer Zapfluftentnahme mehr Wärme abgeführt werden kann, als die Eintrittsenthalpie durch die  $h_{rel}$ -Steigerung

zunimmt. Für die Praxis ergibt sich daraus, dass im Niederlastbetrieb die Nutzung von Zapfluft mit einer möglichst hohen relativen Enthalpie  $h_{rel}$  mehr abführbare Kühlleistung bietet.

Im Hochlastbereich ( $F_{rel} > F_{rel,Des}$ ) zeigt sich das Gegenteil: Dort liegt der Graph von  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$  oberhalb der Differenz der abgeführten spezifischen Wärme  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$ . Somit nimmt oberhalb des Designpunktes die Eintrittsenthalpie  $h_{91}$  zu, welche nicht durch eine gesteigerte abgeführte spezifische Wärmeleistung  $q_{Ab}$  überkompensiert wird. Somit steigt  $T_{95}$  mit steigender Last bei einer späteren Zapfluftentnahme. Schließlich bedeutet dies für die Nutzung eines TMS, konträr zur Niederlast, dass im Hochlastbereich durch eine frühere Zapfluftentnahme eine größere Kühlleistung abgeführt wird.

Der monoton ansteigende Verlauf des  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$ -Graphs bei ansteigender Last entsteht, da die Arbeit des Hochdruckverdichters mit steigender Last zunimmt, sodass nach (4.1) die Enthalpiedifferenz zwischen Eintritt ( $h_{rel} = 0$ ) und Austritt ( $h_{rel} = 1$ ) ansteigt.

Ebenso nimmt die Differenz der abgeführten spezifischen Wärmeleistung  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  mit steigender Triebwerkslast zu (vgl. Abbildung 6.14). Die steigende Differenz zwischen  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  folgt aus der im Hochdruckverdichter verrichteten Arbeit nach (4.1). So steigen die Temperaturdifferenzen zwischen Wärmequelle und -senke in den Nebenstromwärmeübertragern nicht mit steigender Last bei einer Zapfluftentnahme mit  $h_{rel} = 0$  (vgl. Abbildungen E.2 und E.3). Bei einer Entnahme erst hinter dem Hochdruckverdichter ( $h_{rel} = 1$ ) hingegen, steigen die Temperaturdifferenzen und damit nach (2.16) die spezifische Wärmeleistung. Allerdings weist die Zunahme von  $\Delta q_{Ab,h=0 \rightarrow 1}$  eine geringere Steigung im Vergleich zu  $\Delta h_{91,h=0 \rightarrow 1}$  auf, was den Kühlleistungsverlauf erklärt. Um die geringere Steigung nachzuvollziehen wird anschließend die Differenz zwischen dem Betrieb mit  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  für das Produkt  $P_i \Delta T_{max,i}$  betrachtet, das den Wärmestrom nach (2.16) charakterisiert. Diese Differenz nimmt einen konkaven Verlauf mit steigender Last an, da sich das Verhältnis der Effektivitäten  $P_i$  für die beiden Entnahmestellen ändert (vgl. Abbildungen E.4 und E.5). So ist im Niederlastbereich in *PreCool* und *TMSHX* für  $P_i(h_{rel} = 1) > P_i(h_{rel} = 0)$ , während sich im Hochlastbereich diese Relation umkehrt (vgl. Abbildung E.6). Eine detailliertere Diskussion der Kausalkette zu den Verläufen in Abbildung 6.14 wird hier ausgelassen, um den Fokus der Untersuchungen weiterhin zentral auf die TMS-Kapazitätsbetrachtungen zu setzen.

Zusammenfassend zeigen die Untersuchungen zur Zapfluftentnahmestelle, dass die Kühlkapazität im Niederlastbereich für eine späte Entnahme der Zapfluft (hohes  $h_{rel}$ ) maximal ist, während im Hochlastbereich eine frühe Zapfluftentnahme (geringes  $h_{rel}$ ) eine maximierte Kühlleistung bedingt.

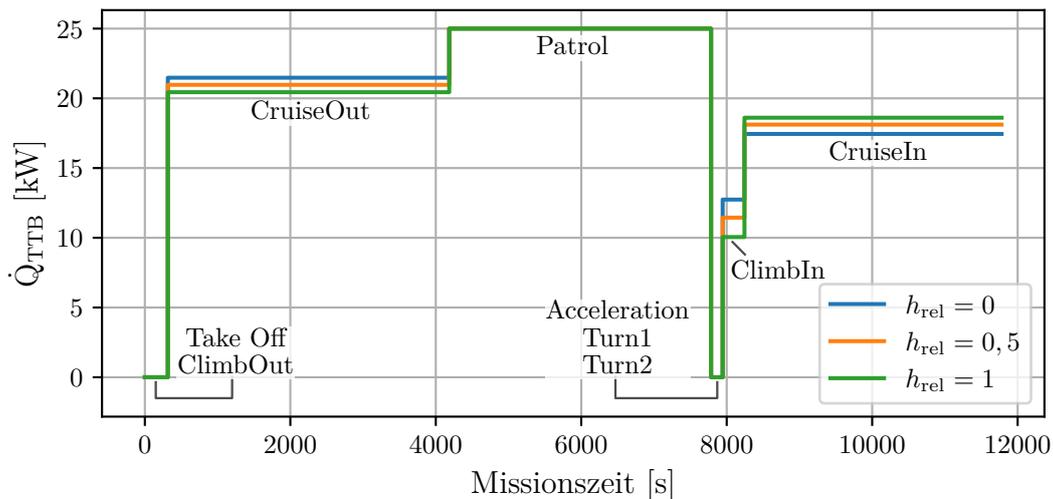
Da im Designpunkt per Definition die Kühlleistung für sämtliche Zapfluftentnahmestellen identisch ist, ist die Wahl dieses Punktes fundamental, da er die Einteilung von Hoch- und Niederlastbereich des TMS festlegt. Diese Entscheidung basiert auf den Anforderungen der maßgeblichen Flugmissionen, weshalb im nächsten Kapitel das Kühlverhalten des TMS für die *CAP*-Mission analysiert wird.

### 6.3.3. TMS-Verhalten in der CAP-Flugmission

Zur Bewertung der TMS-Kühlkapazität hinsichtlich der Zapfluftentnahmestelle für den vorliegenden Anwendungsfall werden, analog zu Kapitel 6.2.2, die abführbaren Kühlleistungen in den einzelnen Flugsegmenten analysiert. Dabei wird zunächst ein unreguliertes Systemverhalten betrachtet, welches anschließend um eine Leistungsregelung erweitert wird, um mögliche Verbesserungen im Betriebsverhalten zu untersuchen.

#### TMS-Betriebsverhalten ohne Regelung

Das TMS wird auf das Flugsegment *Patrol* ausgelegt (vgl. Kapitel 5.1). Für die Entnahmestellen  $h_{rel} = 0$ ,  $h_{rel} = 0,5$  und  $h_{rel} = 1$  zeigt Abbildung 6.15 den Kühlleistungsverlauf über die Missionssegmente. Dort ist zu erkennen, dass in den Segmenten *Take Off*, *ClimbOut*, *Acceleration*, *Turn1* und *Turn2* keine Kühlleistung abgeführt werden kann, da dort  $T_{95} > T_{991}$  gilt. Dies entspricht auch den nicht kühlbaren Segmenten aus Kapitel 6.2.2. Somit lässt sich festhalten, dass eine Variation der Zapfluftentnahmestelle nicht zu einem erheblich verbesserten Kühlverhalten in den Hochlastpunkten der CAP-Mission führt.



**Abbildung 6.15:** Abführbare Kühlleistungen über die CAP-Mission für  $h_{rel} = 0; 0,5; 1$

Weiterhin wird deutlich, dass in den Segmenten *CruiseOut* und *ClimbIn* die abführbare Kühlleistung mit abnehmender relativer Enthalpie  $h_{rel}$  der Zapfluft steigt, wohingegen sich im Segment *CruiseIn* ein gegensätzlicher Verlauf einstellt. Somit entspricht das Verhältnis der Kühlleistungen in *CruiseIn* dem TMS-Verhalten der Niederlastpunkte in Kapitel 6.2.1, wobei wiederum die Verhältnisse in den Segmenten *CruiseOut* und *ClimbIn* Pendanten der Hochlastpunkte aus dem vorangegangenen Kapitel darstellen. Eine direkte Vergleichbarkeit zwischen dem Betriebsverhalten in der CAP-Mission und den verschiedenen Laststufen in Kapitel 6.3.2, ist auch hier analog zu Kapitel 6.2.2 aufgrund der variierenden Umgebungsbedingungen innerhalb der Flugmission nicht gegeben. Infolgedessen wird auch hier auf eine Analyse des Systemverhaltens mit Bezugnahme auf den TMS-Designpunkt in der CAP-Mission verzichtet.

Anhand der Anzahl der kühlbaren Flugsegmente, sowie der abführbaren Kühlleistung in den kühlbaren Segmenten, ist kein eindeutiges Auslegungsoptimum hinsichtlich der Zapfluentnahmestelle zu identifizieren. Dies zeigt sich bei einem Vergleich der zeitlich gemittelten Kühlleistungen über die *CAP*-Mission, welche sich mit einer maximalen Differenz von  $\Delta \bar{Q}_{CAP,max} = 0,1 \text{ kW}$  nicht signifikant unterscheiden (vgl. Tabelle E.1). Dies lässt sich darauf zurückführen, dass sich die Verhältnisse der abführbaren Kühlleistungen von früher und später Zapfluentnahme je nach Flugsegment umkehren. Somit besitzt kein fester Wert von  $h_{rel}$  einen eindeutigen Vorteil in allen respektive einer relevanten Mehrheit der Missionssegmente.

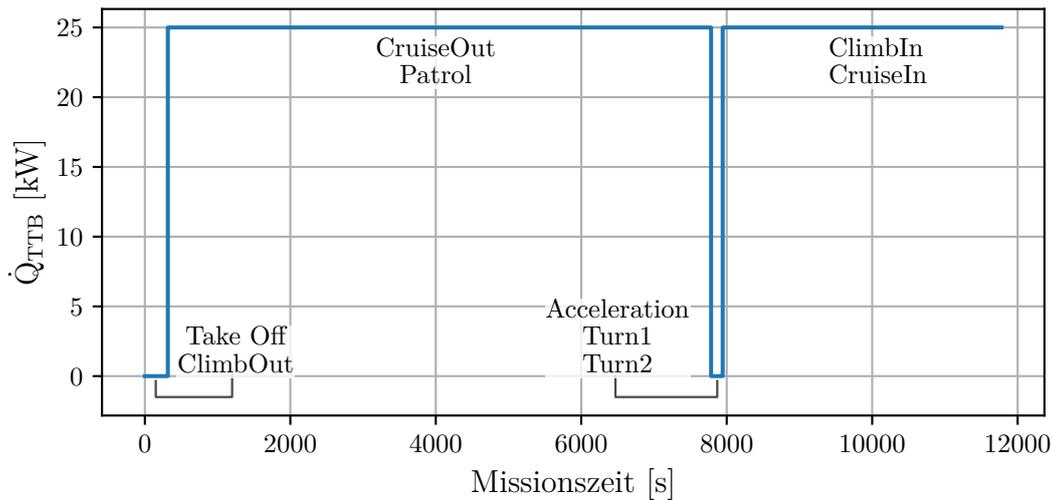
### TMS-Betriebsverhalten mit Regelung

Im vorangegangenen Abschnitt 6.3.1 wurde gezeigt, dass die Wahl der Zapfluentnahmestelle keine wesentliche Steigerung der abführbaren Kühlleistung im TMS bewirkt. Daher wird nun eine Leistungsregelung auf der Welle *TMSS* im Off-Design untersucht, die das TMS an die betriebspunktspezifischen Bedingungen anpasst (vgl. auch Kapitel 6.2.1 und 6.2.2).

Das Ziel der Regelung ist es, analog zu Kapitel 6.2.2, die Kühlkapazität über die gesamte Mission zu vergrößern und dabei in möglichst allen Segmenten die Designkühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,Des} = 25 \text{ kW}$  zu erreichen. Da geprüft werden soll, ob die Entnahme der Zapflucht bei höherer Enthalpie  $h_{rel}$  vorteilhaft für die mögliche Expansion ist, wird die Regelung innerhalb der *CAP*-Mission mit einer Zapfluentnahme bei  $h_{rel} = 0$  analysiert. Tritt in diesem TMS trotz der Regelung keine Verletzung der Bedingung  $p_{st,96} > p_{st,0}$  auf, zeigt dies, dass der Austrittsdruck in dieser Flugmission keine relevante Begrenzung für die Expansion darstellt.

Bei der Leistungsregelung im TMS mit  $h_{rel} = 0$  zeigt sich, wie in Kapitel 6.2.2, eine nicht erreichbare Kühlung in den Segmenten *Take Off*, *ClimbOut*, *Acceleration*, *Turn1* und *Turn2*. In diesen Segmenten ist die Leistungsregelung durch die Betriebsgrenzen der Kühlmaschine so eingeschränkt, dass keine ausreichend geringe *TTBHX*-Eintrittstemperatur  $T_{95}$  für eine Kühlung erreicht werden kann. In den Segmenten *CruiseOut*, *ClimbIn* und *CruiseIn*, die bereits ohne Regelung Kühlleistung abführen, ermöglicht die Leistungsentnahme von *TMSS* hingegen eine erhöhte Kühlung durch größere Expansion, sodass die Designkühlleistung von  $\dot{Q}_{TTB,Des} = 25 \text{ kW}$  erreicht wird. Der geregelte Kühlleistungsverlauf über die Missionsdauer entspricht Abbildung 6.16.

Durch die Regelung steigt die durchschnittliche Kühlleistung von  $\bar{Q}_{oR} = 20,3 \text{ kW}$  (vgl. Tabelle E.1) im unregulierten Betrieb auf einen Wert von  $\bar{Q}_{mR} = 24,0 \text{ kW}$  bei einem geregelten TMS-Betrieb. Die *TMSS*-Entnahmeleistungen zur Regelung  $P_{Reg,i}$  für die Nutzung von Zapflucht mit  $h_{rel} = 0$ , sowie die abführbaren Kühlleistungen im Betrieb mit Regelung (mR) und ohne Regelung (oR) sind in Tabelle 6.3 aufgeführt. Ein weiterer Vorteil der Regelung besteht darin, dass die vom Triebwerk entnommene Leistung (vgl. Kapitel 3.1.1) entsprechend reduziert werden kann. Die Auswirkung auf den Kraftstoffverbrauch wird im nachfolgenden Kapitel 6.3.3 betrachtet.



**Abbildung 6.16:** Abführbare Kühlleistung über die *CAP*-Mission im Betrieb mit Regelung ( $h_{rel} = 0$ )

Segment	$P_{Reg}$ [kW]	$\dot{Q}_{TTB,oR}$ [kW]	$\dot{Q}_{TTB,mR}$ [kW]
CruiseOut	-4,9	21,5	25
ClimbIn	-18,0	12,7	25
CruiseIn	-9,8	17,5	25

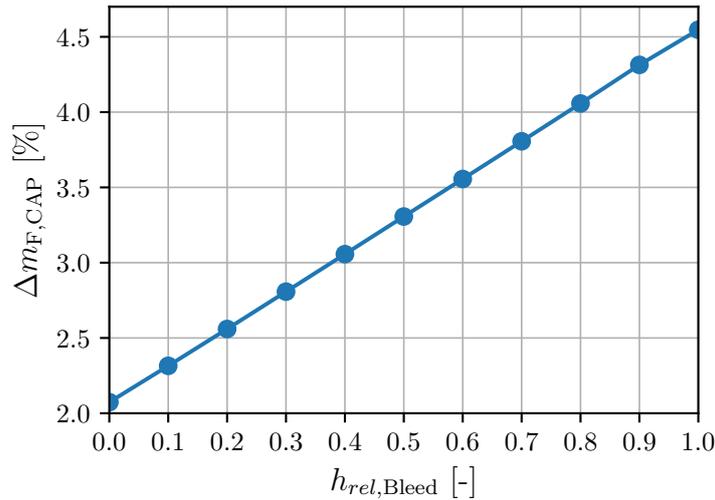
**Tabelle 6.3:** Abführbare Kühlleistungen für Segmente der *CAP*-Flugmission im geregelten und ungeregelten Betrieb ( $h_{rel} = 0$ )

Des Weiteren hat sich im leistungsgeregelten TMS-Betrieb gezeigt, dass für alle Betriebspunkte die Austrittsrandbedingung  $p_{st,96} > p_{st,0}$  erfüllt ist mit dem minimalen Austrittsdruckverhältnis im Segment *ClimbIn* von  $p_{st,96}/p_{st,0} = 2,2$  (vgl. Abbildung E.7). Daher stellt die o. g. Austrittsrandbedingung im vorliegenden Anwendungsfall keine relevante Begrenzung der Expansion dar. Der in Kapitel 3.2 beschriebene Vorteil einer späten Zapfluentnahme, dass mit dieser eine größere Expansion ermöglicht werden kann, kommt somit in dieser Flugmission nicht zum Tragen. Somit lässt sich keine eindeutige Aussage bzgl. einer optimalen Zapfluentnahmestelle treffen. Daher werden im nachfolgenden Abschnitt die Auswirkungen verschiedener  $h_{rel,i}$  auf die Triebwerkskennwerte analysiert.

### Missions-Kraftstoffverbrauch bei Variation der Zapfluentnahmestelle

Die Auswirkungen des TMS-Betriebs auf das Triebwerk werden parallel zu Kapitel 6.2.2 anhand des Kraftstoffverbrauchs über die *CAP*-Mission bewertet. Dabei wird zunächst das ungeregelte System aus Kapitel 6.3.3 zum Vergleich der Zapfluentnahmestellen genutzt. Der relative Kraftstoffmehrverbrauch in Relation zur Flugmission ohne TMS ist in Abbildung 6.17 dargestellt. Der Kraftstoffverbrauch nimmt mit einer steigenden relativen Enthalpie der Zapfluentnahme zu, da dem Triebwerk mehr Energie entzogen wird (vgl. Kapitel 4.1). Dieser Anstieg entspricht den Ergebnissen der Vorstudien, wo die Steigerung der re-

lativen Enthalpie innerhalb  $h_{rel} \in [0; 1]$  zu einem Mehrverbrauch von  $\Delta m_{F,h=0 \rightarrow 1} = 2,7\%$  bei einem Zapflutmassenstrom von  $\dot{m}_{Bleed} = 0,6 \text{ kg/s}$  (vgl. Abbildung B.5) führt. In der betrachteten *CAP*-Mission liegt ein vergleichbarer Zapflutmassenstrom vor und es tritt ein relativer Kraftstoffmehrverbrauch von  $\Delta m_{F,h=0 \rightarrow 1} = 2,5\%$  auf. Dieser Vergleich zeigt wiederum, dass der Mehrbetrag an in den Nebenstrom abgeführter Wärme durch eine spätere Zapfluentnahme keinen signifikanten Kompensationseffekt aufweist. Damit lässt sich die in Kapitel 6.3.1 aufgestellte These, dass sich diese zusätzliche Wärmeabfuhr nicht relevant schubfördernd nutzen lässt, bestätigen.



**Abbildung 6.17:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch über die *CAP*-Mission in Abhängigkeit der Zapfluentnahmestelle  $h_{rel}$

Abschließend sei der Einfluss der Leistungsregelung auf den Kraftstoffverbrauch erwähnt. Dieser Einfluss auf den Triebwerksprozess entsteht infolge der Leistungsabnahme auf *TMS*, deren Leistung weniger von der Hochdruckwelle des Triebwerks entnommen werden muss. Die während der Regelung entnommenen Leistungen stellen jedoch nur einen geringen Anteil der Gesamtleistung von  $P_{el} = 150 \text{ kW}$  dar (vgl. Tabelle 6.3) und wirken auch nur in drei der neun Flugsegmente. Infolgedessen beträgt die Kraftstoffeinsparung für die geregelte *CAP*-Mission ggü. der unregelmässigen Mission nur  $\Delta m_{F,oR \rightarrow mR} = -0,05\%$ . Somit ist dieser Einfluss vernachlässigbar.

### 6.3.4. Zusammenfassung und Diskussion

Im vorliegenden Kapitel wurden die zentralen Aspekte der Zapfluentnahmestelle im Hochdruckverdichter, quantifiziert durch die relative Enthalpie  $h_{rel}$ , als Auslegungskenngröße des TMS erörtert. Zusammenfassend lässt sich daraus folgern, dass die Entnahme der Zapflut mit niedriger relativer Enthalpie für den Triebwerks und TMS-Betrieb innerhalb der *CAP*-Flugmission vorteilhaft ist. So zeigten sich in Kapitel 6.3.3 keine signifikanten Differenzen in der Kühlkapazität zwischen den betrachteten Zapfluentnahmestellen. Die Differenzen, welche in Kapitel 6.3.2 für verschiedene Triebwerkslasten erkennbar waren, zeigten über den gesamten Verlauf der Flugmission keine ausreichende Wirkung als

dass ein bestimmtes Design für diesen Anwendungsfall favorisiert werden könnte. Es kann die Eigenschaft, dass Zapfluft mit geringer  $h_{rel}$  eine größere Kühlkapazität in Hochlastpunkten aufweist, als Vorteil einer frühen Zapfluentnahme interpretiert werden. Diese Interpretation stützt sich auf die Annahme, dass der Hochlastbereich aufgrund allgemein sinkender Kühllasten (vgl. Kapitel 6.1) kritischer für den Betrieb ist ggü. dem Niederlastbereich, in dem ohnehin eine größere Kühlkapazität vorliegt. Da diese Eigenschaft jedoch innerhalb der konkreten *CAP*-Mission keinen signifikanten Vorteil in der Kühlung der Hochlastpunkte aufweist, ist diese Interpretation nur bedingt aussagekräftig bzgl. einer optimalen Zapfluentnahmestelle. Weiter steigt die Dichte der Luft mit zunehmendem  $h_{rel}$ , was geringere Abmaße der TMS-Turbokomponenten ermöglicht und einen Vorteil späterer Zapfluentnahme darstellt, jedoch im Rahmen dieser Arbeit thermodynamisch nicht relevant ist.

Weiterhin zeigte sich, dass die Wahl der Entnahmestelle weder einen Einfluss auf das Druckverhältnis des TMS-Verdichters  $\Pi_{V,Des}$  besitzt, noch auf die maximale Expansion in der Kühlturbine. Da eine späte Zapfluentnahme (hohes  $h_{rel}$ ) den Kraftstoffverbrauch erhöht, ist thermodynamisch eine frühe Entnahme insgesamt vorteilhafter.

Diese Schlussfolgerung eröffnet eine grundsätzliche Diskussion der genutzten Architektur, insbesondere der Nutzung von Zapfluft als TMS-Fluid. Da in den zuvor genannten Studien eine möglichst frühe Entnahme der Zapfluft aus dem Hochdruckverdichter als optimal beschrieben wird, scheint es sinnvoll zu sein, das TMS nicht mit Zapfluft, sondern mit Luft aus dem Kernstrom vor dem Hochdruckverdichter (Station 21 bzw. 25) oder aus dem Nebenstrom (Station 13) zu speisen. Bei diesen Arten der TMS-Speisung wird die wertvolle Energie, die durch die Vorverdichtung der Zapfluft im Hochdruckverdichter erzeugt wurde, nicht in den TMS-Kreisprozess abgeführt. Eine Speisung mit Fan-Luft würde zudem die *PreCool*-Komponente überflüssig machen, was das Gewicht und die Druckverluste im Nebenstrom reduziert und somit die Triebwerksbeeinflussung durch das TMS verringert. Da diese Schlussfolgerung allerdings der bekannten Literatur zu Kühlsystemen in Flugzeugen widerspricht, gilt es diesen Punkt differenzierter zu betrachten.

So wird bei weiterer Betrachtung deutlich, dass vor allem die Wahl des Designpunktes entscheidend für das ermittelte Betriebsverhalten und das daraus folgende optimale Design ist. Es wird erstens erkenntlich, dass das Design der TMS-Turbokomponenten auf einen Niederlastpunkt eine Kühlleistung in Hochlastpunkten nicht ermöglicht. Als zweites fällt auf, dass die abführbare Kühlleistung des TMS in Niederlastpunkten, deren Last geringer als die Designlast ist, mit späterer Zapfluentnahme steigt. Infolge dieser beiden Aspekte, lässt sich darauf schließen, dass nicht die Architektur selbst einen Widerspruch zur bestehenden Literatur und eine Begrenzung der Leistungsfähigkeit darstellt, sondern die Wahl des Designpunktes als Anpassung betrachtet werden sollte.

Durch das TMS-Design auf einen Betriebspunkt höherer Last könnte Kühlleistung in den Hochlastpunkten der *CAP*-Flugmission bereitgestellt werden. Außerdem würden sämtliche Betriebspunkte mit geringerer Last, wie beispielsweise *Patrol* oder *CruiseIn*, Niederlastpunkte darstellen, deren Triebwerkslast geringer als die des Designpunktes ist. Somit würde in diesen Punkten die Nutzung von Zapfluft mit einer größeren relativen Enthalpie die größte Kühlleistung aufweisen und somit die TMS-Kühlkapazität steigern. Des Weiteren bedingt ein Design auf einen Punkt höherer Last eine größere Expansion in der Kühlturbine, sodass auch die Randbedingung des minimalen Austrittsdrucks  $p_{st,96}$  wirksam würde. Dies würde zusätzlich eine späte Zapfluentnahme begünstigen.

Abschließend lässt sich für die Wahl der Zapfluftentnahmestelle festhalten, dass auf Grundlage der durchgeführten Studien eine frühe Zapfluftentnahme mit geringer Enthalpie  $h_{rel}$  für den TMS-Betrieb vorteilhaft ist. Diese Aussage ist aufgrund der Wahl des Designpunktes allerdings nur bedingt aussagekräftig und weist auf Optimierungspotential in den Designbedingungen hin, das in zukünftigen Arbeiten untersucht werden sollte. Diese Optimierungsmöglichkeit, sowie weitere fortführende Aspekte der Systemanalyse und -optimierung, werden im nachfolgenden Kapitel 7 tiefergehend diskutiert.

## 7. Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde das Potential eines kreisprozessintegrierten Thermal Management Systems untersucht, welches einen zapfluftgespeisten Reverse Brayton Cycle nutzt, um die Abwärme der Flugzeugsysteme in den Triebwerksnebenstrom abzuführen. Um die beschriebenen Einflussgrößen auf das TMS quantifizieren zu können, wurde ein thermodynamisches Modell des TMS aufgebaut, welches über einen Retrofit-Ansatz an ein bestehendes Referenztriebwerk angebunden wurde. Jenes Modell wurde auf Grundlage bekannter Systemarchitekturen aus der Literatur entwickelt.

Mit der TMS-Anbindung an das Triebwerk entstehen durch die Zapfluftentnahme, Leistungsentnahme und Nebenstromwärmeübertrager Rückkopplungen auf den Triebwerkskreisprozess, welche in Vorstudien untersucht wurden. Diese zeigten, dass die Zapfluftentnahme einen signifikant größeren Einfluss auf die Triebwerksleistung ggü. den anderen Faktoren besitzt und die Wärmezufuhr in den Nebenstrom vernachlässigbar ist.

Anhand der Literatur und den Vorstudien ließ sich identifizieren, dass das Druckverhältnis des TMS-Verdichters und die Zapfluftentnahmestelle die zentralen Systemauslegungsgrößen darstellen, welche daher in Parameterstudien untersucht wurden. Es wurden hierbei die Einflüsse auf die Leistungsfähigkeit des TMS und die Triebwerksleistung analysiert.

Die Parameterstudien zum Auslegungsdruckverhältnis zeigen auf, dass ein größeres Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$  zu einer größeren abführbaren Kühlleistung in Hochlastpunkten führt. In der vorliegenden *CAP*-Flugmission bietet jedoch ein höheres  $\Pi_{V,Des}$  keinen Vorteil, da in den *CAP*-Hochlastsegmenten, unabhängig vom Auslegungsdruckverhältnis, keine Kühlleistung abführbar ist. Durch den gewählten Designpunkt niedriger Last ist das TMS allgemein unterdimensioniert, um in den Hochlastsegmenten Kühlleistung abzuführen. Allerdings geht mit steigendem  $\Pi_{V,Des}$  ein erhöhter Kraftstoffverbrauch einher, sodass der Aufwand des TMS-Betriebs steigt, dessen Nutzen aber geringfügig sinkt. Es wird weiterhin in ersten Untersuchungen erkenntlich, dass eine Leistungsregelung auf der TMS-Welle ein Optimierungspotential bzgl. des Betriebsverhaltens aufweist, dieses allerdings durch Betriebsgrenzen der Kühlmaschine beschränkt wird.

Die Untersuchungen zur Zapfluftentnahmestelle zeigen, dass mit einer früheren Zapfluftentnahme eine größere abführbare Kühlleistung in Hochlastpunkten bereitgestellt wird, in Niederlastpunkten jedoch eine spätere Entnahme mehr abführbare Kühlleistung ermöglicht. Ähnlich der Studienergebnisse zum Auslegungsdruckverhältnis, zeigt sich in der *CAP*-Flugmission, dass sich durch eine spätere Zapfluftentnahme kein signifikanter Unterschied in der durchschnittlichen Kühlleistung einstellt, jedoch einen höheren Triebwerkskraftstoffverbrauch bedingt. Damit ist bei dem gewählten Systemdesign in einem Missionssegment geringer Last, Zapfluft mit geringerer relativer Enthalpie  $h_{rel}$  zu bevorzugen. Es ist auch hier erkenntlich, dass eine Leistungsregelung auf der TMS-Welle Potential zur TMS-Leistungssteigerung über den Betriebsbereich aufweist.

Im Rahmen der Studien zeigt sich also, dass das Kühlpotential des betrachteten Systems

besonders in Betriebspunkten hoher Triebwerkslast begrenzt ist, jedoch eine Vielzahl an potentiellen Optimierungen zur Betriebsbereichserweiterung bietet. Es wird auch deutlich, dass eine Regelung des Systems ein bedeutendes Potential aufweist, die Leistungsfähigkeit des TMS über die gesamte Mission zu erhöhen.

Außerdem ist festzustellen, dass eine ausschließliche Leistungsregelung auf der TMS-Welle aufgrund der Betriebsgrenzen der Kühlturbine eine deutliche Grenze besitzt, die eine ausreichende Wärmeabfuhr in Hochlastpunkten verhindert. Daraufhin sollte auch die Wahl des Designpunktes für die CAP-Mission in künftigen Studien weiter analysiert werden. Durch einen Designpunkt höherer Last würden die Turbokomponenten derartig ausgelegt werden, dass sie im Hochlastbereich ihrer Auslegung entsprechend arbeiten könnten. Im Niederlastbereich gilt es infolgedessen die genannte Systemregelung zu erweitern.

Dabei besteht einerseits die Möglichkeit die bereits rudimentär untersuchte Leistungsregelung durch komplexe Regelungsgesetze in ihrer Anwendung zu erweitern. Ergänzend zur Regelung über eine Wellenleistungsentnahme, sollte die Nutzung von regelbaren Bypassströmen oder einer zweiten Kühlturbine untersucht werden, die jeweils bedarfsweise zu- bzw. abgeschaltet werden, um den TMS-Betriebsbereich zu erweitern. Außerdem zeigen die Studien zum Auslegungsdruckverhältnis  $\Pi_{V,Des}$ , dass im Niederlastbereich der geringe Massenstrom  $\dot{m}_{TMS}$  durch die steigende spezifische Leistungszufuhr  $w_{TMS}$  die abführbare Kühlleistung erheblich verringert. Hier ist eine alternative grundlegende TMS-Regelung in Form einer Massenstromregelung statt einer Drehzahlregelung zu analysieren, da diese per Definition das Problem des abnehmenden Massenstroms  $\dot{m}_{TMS}$  umgeht.

Des Weiteren gilt es in nachfolgenden Arbeiten das System hinsichtlich der Randbedingungen des TTB-Kreislaufs ausführlicher zu analysieren. Für eine aussagekräftigere Bewertung des TMS-Potentials im Rahmen einer Flugmission, ist die Definition von betriebspunktabhängigen Kühllasten notwendig. Weiterhin sollte eine Variation der Eintrittsbedingungen des Kühlkreislaufes analysiert werden.

Zudem besteht die Möglichkeit, detailliertere Komponentenmodelle des TMS zu berücksichtigen. Dies betrifft vor allem die Nebenstromwärmeübertrager, aber auch die TMS-Turbokomponenten, hinsichtlich ihrer Dimensionierung und ihrem Einbau im Flugzeug. Thermodynamisch ist es auch von Interesse einen Zwischenwärmeübertrager als zusätzliche Komponenten in den TMS-Kreisprozess einzubinden. Mit diesem kann aus dem TMS-Medium vor dem Eintritt in die Kühlturbine zusätzliche Wärme abgeführt werden, indem eine Wärmeübertragung an das TMS-Medium vor dessen Auslass stattfindet. Diese Wärmeabführung bietet potentiell die Möglichkeit, eine geringere Turbinenaustrittstemperatur zu erreichen. Außerdem ist ein Systemvergleich mit verschiedenen alternativen Architekturen, wie etwa einem geschlossenen TMS-Kühlkreislauf, von Interesse.

Abschließend sollte geprüft werden, ob die Annahme eines alleinigen Retrofit-Ansatzes bei der Erweiterung des Triebwerks bzw. des Flugzeugs um das TMS gerechtfertigt ist. So gilt es ausführlicher zu untersuchen, welchen Einfluss die Integration eines TMS auf die Auslegung des gesamten Flugzeugs durch z. B. zusätzlich benötigten Bauraum oder zusätzliche Komponentenmasse aufweist. Dabei ist auch für das Triebwerksdesign zu untersuchen, ob bei einem TMS-Betrieb weiterhin alle zuvor definierten Betriebspunkte erreichbar bleiben oder ob dies auch ein erneutes Design des Triebwerks erfordert.

# Literaturverzeichnis

- [1] AFFONSO, Walter ; GANDOLFI, Ricardo ; DOS REIS, Ricardo Jose N. ; DA SILVA, Carlos Roberto I. ; RODIO, Nicolas ; KIPOUROS, Timoleon ; LASKARIDIS, Panagiotis ; CHEKIN, Andrei ; RAVIKOVICH, Yury ; IVANOV, Nikolay ; PONYAEV, Leonid ; HOLOBTSEV, Dmitry: *Thermal Management challenges for HEA – FUTPRINT 50*. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 1024 (2021), Nr. 1, S. 012075. <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/1024/1/012075>. – DOI 10.1088/1757-899X/1024/1/012075
- [2] AHLERS, Mark: *An Introduction to Aircraft Thermal Management*. Warrendale, USA : SAE International, 2020. – ISBN 978-0-7680-9342-1
- [3] ALLISON, Darcy L. ; ALYANAK, Edward J. ; SHIMMIN, Kyle: *Aircraft System Effects Including Propulsion and Air Cycle Machine Coupled Interactions*. In: *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (2016). <http://dx.doi.org/10.2514/6.2016-0671>. – DOI 10.2514/6.2016-0671
- [4] ANGHEL, Cristian: *Modeling and Simulation of a Power Generation System With a High Power Generator*. In: *SAE Technical Paper Series* (2013). <http://dx.doi.org/10.4271/2013-01-2126>. – DOI 10.4271/2013-01-2126
- [5] BÖCKH, Peter von ; STRIPF, Matthias: *Technische Thermodynamik: Ein beispie-  
lorientiertes Einführungsbuch*. 2., neu bearbeitete und erweiterte Aufl. Berlin, Heidelberg : Springer Vieweg, 2015. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-46890-6>.  
<http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-46890-6>
- [6] BOTHWELL, Brian: *Science & Tech Spotlight: Directed Energy Weapons*. <https://www.gao.gov/assets/gao-23-106717.pdf>. Version: 2023. – letzter Aufruf 25.07.2024
- [7] CHAPMAN, Bert: *Global Defense Procurement and the F-35 Joint Strike Fighter*. Cham, Schweiz : Palgrave Macmillan Cham, 2019. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-030-01367-7>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-030-01367-7>
- [8] CLARK, Chris ; KAINIKARA, Sanu: *Pathfinder: Collection - Volume 5*. Canberra, Australien : Air Power Development Centre, 2012 <https://airpower.airforce.gov.au/sites/default/files/2021-03/PFV05-Pathfinder-Collection-Volume-5.pdf>. – letzter Aufruf 13.08.2024
- [9] CLARK, Robert A. ; SHI, Mingxuan ; GLADIN, Jonathan ; MAVRIS, Dimitri: *Design and Analysis of an Aircraft Thermal Management System Linked to a Low Bypass Ratio Turbofan Engine*. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 144 (2022), Nr. 1, S. 011019. <http://dx.doi.org/10.1115/1.4052031>. – DOI 10.1115/1.4052031
- [10] CORBETT, Michael: *Shaft Power Extraction and Waste Heat Rejection using a Three Stream Variable Cycle Engine*. In: *SAE International Journal of Aerospace* 5 (2012),

- Nr. 2, S. 371–385. <http://dx.doi.org/10.4271/2012-01-2167>. – DOI 10.4271/2012-01-2167
- [11] DEFENSE, United States D.: *Glossary of Definitions, Ground Rules, and Mission Profiles to Define Air Vehicle Performance Capability: Military Standard MIL-STD-3013A*. [http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-3000-9999/MIL-STD-3013A\\_22905/](http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-3000-9999/MIL-STD-3013A_22905/). Version: 2008. – letzter Aufruf 26.07.2024
- [12] DEHLI, Martin ; DOERING, Ernst ; SCHEDWILL, Herbert: *Grundlagen der Technischen Thermodynamik: Für eine praxisorientierte Lehre*. 10. Aufl. Wiesbaden : Springer Vieweg, 2023. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-41251-7>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-41251-7>
- [13] DOOLEY, Matthew ; LUI, Nicholas ; NEWMAN, Robb ; LUI, Clarence: *Aircraft Thermal Management -Heat Sink Challenge*. In: *SAE Technical Paper Series* (2014), S. 01–2193. <http://dx.doi.org/10.4271/2014-01-2193>. – DOI 10.4271/2014-01-2193
- [14] DUAN, Zhongdi ; SUN, Haoran ; WU, Chengyun ; HU, Haitao: *Multi-objective optimization of the aircraft environment control system based on component-level parameter decomposition*. In: *Energy* 245 (2022), S. 123330. <http://dx.doi.org/10.1016/j.energy.2022.123330>. – DOI 10.1016/j.energy.2022.123330
- [15] ELHEFNAWY, Nader: *A Sixth Generation Fighter? An Overview of the Essential Background*. In: *SSRN Electronic Journal* (2018). <http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.3215780>. – DOI 10.2139/ssrn.3215780
- [16] ENGELBECK, R. M.: *Investigation into the impact of agility on conceptual fighter design*. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19960000737>. Version: 1995. – letzter Aufruf 26.07.2024
- [17] GANEV, Evgeni ; KOERNER, Mike: *Power and Thermal Management for Future Aircraft*. In: *SAE Technical Paper Series* (2013), S. 01–2273. <http://dx.doi.org/10.4271/2013-01-2273>. – DOI 10.4271/2013-01-2273
- [18] GASTURB GMBH: *Manual: GasTurb 14: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. <https://gasturb.com/Downloads/Manuals/GasTurb14.pdf>. Version: 2024. – letzter Aufruf 23.10.2024
- [19] GOBRAN, M. H.: *Off-design performance of solar Centaur-40 gas turbine engine using Simulink*. In: *Ain Shams Engineering Journal* 4 (2013), Nr. 2, S. 285–298. <http://dx.doi.org/10.1016/j.asej.2012.08.007>. – DOI 10.1016/j.asej.2012.08.007
- [20] HINDERLITER, Kevin E.: *Patent Application: Aircraft Thermal Management System*. Cincinnati, USA, 2017. – Nr. US 2017/0217592 A1
- [21] IDEN, Steven M. ; SEHMBEY, Maninder S. ; BORGER, Don P.: *MW Class Power System Integration in Aircraft*. In: *SAE Technical Paper Series* (2004), S. 01–3202. <http://dx.doi.org/10.4271/2004-01-3202>. – DOI 10.4271/2004-01-3202
- [22] JAFARI, Soheil ; NIKOLAIDIS, Theoklis: *Thermal Management Systems for Civil Aircraft Engines: Review, Challenges and Exploring the Future*. In: *Applied*

- Sciences* 8 (2018), Nr. 11, S. 2044. <http://dx.doi.org/10.3390/app8112044>. – DOI 10.3390/app8112044
- [23] JASA, John P. ; BRELJE, Benjamin J. ; MADER, Charles A. ; MARTINS, JOAQUIM R. R. A.: *Coupled Design of a Supersonic Engine and Thermal System*. In: *World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization*. Peking, China : International Society for Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019
- [24] JESCHKE, Peter: *Luftfahrtantriebe I und II: Manuskript zur Vorlesung Luftfahrtantriebe, Wintersemester 2019*. Aachen : Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, RWTH Aachen, 2019
- [25] KALLATH, Hariharan ; KHOLI, Foster K. ; HA, Man Y. ; MIN, June K. ; CHETWYND-CHATWIN, Jason: *Computational Study on the Aerodynamics of a Surface-Heated Wing for Thermal Management*. In: *AIAA Journal* 58 (2020), Nr. 10, S. 4339–4356. <http://dx.doi.org/10.2514/1.J059220>. – DOI 10.2514/1.J059220
- [26] KNEER, Reinhold: *Wärmeübertrager und Dampferzeuger (Vorlesungsskript): Sommersemester 2022*. Aachen : Lehrstuhl für Wärme- und Stoffübertragung, RWTH Aachen, 2022
- [27] LIENHARD, J. H. V ; LIENHARD, J. H. IV: *A Heat Transfer Textbook*. 5. Aufl. Cambridge, Massachusetts, USA : Phlogiston Press, 2020 <https://ahtt.mit.edu>. – letzter Aufruf 22.10.2024
- [28] LIERSCH, Carsten M. ; SCHUETTE, Andreas ; MOERLAND, Erwin ; KALANJA, Mario: *DLR Project Diabolo: An Approach for the Design and Technology Assessment for Future Fighter Configurations*. In: *AIAA AVIATION 2023 Forum* (2023), S. 3515. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2023-3515>. – DOI 10.2514/6.2023–3515
- [29] MAHEFKY, T. ; YERKES, K. ; DONOVAN, B. ; RAMALINGAM, M. L.: *Thermal Management Challenges For Future Military Aircraft Power Systems*. In: *SAE Technical Paper Series* (2004). <http://dx.doi.org/10.4271/2004-01-3204>. – DOI 10.4271/2004–01–3204
- [30] MANCINI, Andrea ; ZAMBONI, Jacopo ; MOERLAND, Erwin: *A Knowledge-based Methodology for the Initiation of Military Aircraft Configurations*. In: *AIAA AVIATION 2021 FORUM* (2021), S. 2789. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2021-2789>. – DOI 10.2514/6.2021–2789
- [31] MAO, Yu-Feng ; LI, Yun-Ze ; WANG, Ji-Xiang ; XIONG, Kai ; LI, Jia-Xin: *Cooling Ability/Capacity and Exergy Penalty Analysis of Each Heat Sink of Modern Supersonic Aircraft*. In: *Entropy* 21 (2019), Nr. 3. <http://dx.doi.org/10.3390/e21030223>. – DOI 10.3390/e21030223
- [32] MATUSCHEK, Tomasz ; HÄSSY, Jannik ; SCHMELCHER, Marc ; GÖRTZ, Alexander: *Performance Assessment of an Engine-Integrated Closed-Air Cooling Thermal Management System in a Next Generation Fighter Configuration*. In: *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Florenz, Italien, 2024. – letzter Aufruf 22.10.2024

- [33] MATUSCHEK, Tomasz ; OTTEN, Tom ; ZENKNER, Sebastian ; BECKER, Richard-Gregor ; ZAMBONI, Jacopo ; MOERLAND, Erwin: *Application of a Multidisciplinary Design Process to Assess the Influence of Requirements and Constraints on the Design of Military Engines*. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 146 (2023), Nr. 5, S. 051010. <http://dx.doi.org/10.1115/1.4063742>. – DOI 10.1115/1.4063742
- [34] MAURER, Thomas: *Kältetechnik für Ingenieure*. 2., aktualisierte und überarbeitete Aufl. Berlin, Offenbach : VDE-Verlag, 2021
- [35] MEREDITH, F. W.: *Note on the Cooling of Aircraft Engines with Special Reference to Ethylene Glycol Radiators Enclosed in Ducts*. In: *Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda* Bd. 1683. London, Großbritannien : Aeronautical Research Committee, 1935
- [36] MÜCKLICH, Silke: *Nichteisenmetalle*. Version: 13. Aufl., 2022. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-63961-0>. In: BARGEL, Hans-Jürgen (Hrsg.): *Werkstoffkunde: Strukturen – grundlegende Eigenschaften*. 13. Aufl. Berlin, Heidelberg : Springer, 2022. – DOI 10.1007/978-3-662-63961-0
- [37] NÖSKE, Fabian T.: *Modellierung und Bewertung des Off-Design Verhaltens von Verdampfern in der Triebwerksvorauslegung*, Technische Universität Berlin, Diplomarbeit, 2022. <https://elib.dlr.de/193205/>. – letzter Aufruf 22.10.2024
- [38] PAL, Debabrata ; SEVERSON, Mark: *Liquid cooled system for aircraft power electronics cooling*. In: *16th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITHERM)* (2017), S. 800–805. <http://dx.doi.org/10.1109/ITHERM.2017.7992568>. – DOI 10.1109/ITHERM.2017.7992568
- [39] PASTRA, Chrysoula L. ; HALL, Christopher ; CINAR, Gokcin ; GLADIN, Jon ; MAVRIS, Dimitri N.: *Specific Power and Efficiency Projections of Electric Machines and Circuit Protection Exploration for Aircraft Applications*. In: *IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC)* (2022), S. 766–771. <http://dx.doi.org/10.1109/ITEC53557.2022.9813927>. – DOI 10.1109/ITEC53557.2022.9813927
- [40] PATEL, Vipul P. ; KOERNER, Mike ; LOEFFELHOLZ, David: *Thermal Management and Power Generation for Directed Energy Weapons*. In: *SAE Technical Paper Series* (2010), S. 01–1781. <http://dx.doi.org/10.4271/2010-01-1781>. – DOI 10.4271/2010-01-1781
- [41] REITENBACH, Stanislaus ; VIEWEG, Maximilian ; BECKER, Richard ; HOLLMANN, Carsten ; WOLTERS, Florian ; SCHMEINK, Jens ; OTTEN, Tom ; SIGGEL, Martin: *Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology*. In: *AIAA Scitech 2020 Forum* (2020). <http://dx.doi.org/10.2514/6.2020-0867>. – DOI 10.2514/6.2020-0867
- [42] RONG, A ; LIPING, Pang ; XINYING, Jiang ; BIN, Qi ; YONG, Shi: *Analysis and comparison of potential power and thermal management systems for high-speed aircraft with an optimization method*. In: *Energy and Built Environment* 2 (2021), Nr. 1, S. 13–20. <http://dx.doi.org/10.1016/j.enbenv.2020.06.006>. – DOI 10.1016/j.enbenv.2020.06.006

- [43] SHAH, R. K. ; SEKULIC, Dusan P.: *Fundamentals of Heat Exchanger Design*. Hoboken, USA : John Wiley & Sons, 2003. <http://dx.doi.org/10.1002/9780470172605>. <http://dx.doi.org/10.1002/9780470172605>
- [44] SHI, Mingxuan ; CHAKRABORTY, Imon ; TAI, Jimmy C. ; MAVRIS, Dimitri N.: *Integrated Gas Turbine and Environmental Control System Pack Sizing and Analysis*. In: *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting* (2018). <http://dx.doi.org/10.2514/6.2018-1748>. – DOI 10.2514/6.2018–1748
- [45] STAN, Cornel: *Thermodynamik für Maschinen- und Fahrzeugbau: Grundlagen, Anwendungen, Übungen, Prozesssimulationen*. 4. Aufl. Berlin, Heidelberg : Springer Vieweg, 2020. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-61790-8>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-61790-8>
- [46] STEPHAN, Peter ; KABELAC, Stephan ; KIND, Matthias ; MEWES, Dieter ; SCHABER, Karlheinz ; WETZEL, Thomas: *VDI-Wärmeatlas: Fachlicher Träger VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen*. 12. Aufl. Berlin, Heidelberg : Springer Vieweg, 2019. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-52989-8>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-52989-8>
- [47] THE DOW CHEMICAL COMPANY: *SYLTHERM 800: Heat Transfer Fluid*. <https://www.dow.com/en-us/document-viewer.html?randomVar=7442934220004056085&docPath=/content/dam/dcc/documents/176/176-01435-01-syltherm-800-heat-transfer-fluid.pdf>. Version: 1997. – letzter Aufruf 03.09.2024
- [48] THOMPSON, Loren ; GOURE, Daniel: *Directed-Energy Weapons: Technologies, Applications and Implications*. <https://lexingtoninstitute.org/wp-content/uploads/directed-energy-weapons.pdf>. Version: 2003. – letzter Aufruf 25.07.2024
- [49] TSCHÖKE, Helmut ; HÖLZ, Herbert: *Kompressoren, Verdichter*. Version: 26., überarbeitete Aufl., 2020. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-59715-6>. In: BENDER, Beate (Hrsg.) ; GÖHLICH, Dietmar (Hrsg.): *Doppel Taschenbuch für den Maschinenbau 3: Maschinen und Systeme*. 26., überarbeitete Aufl. Berlin, Heidelberg : Springer Vieweg, 2020. – DOI 10.1007/978–3–662–59715–6
- [50] VAN HEERDEN, A.S.J. ; JUDT, D. M. ; JAFARI, S. ; LAWSON, C. P. ; NIKOLAIDIS, T. ; BOSAK, D.: *Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities*. In: *Progress in Aerospace Sciences* 128 (2022), S. 100767. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100767>. – DOI 10.1016/j.paerosci.2021.100767
- [51] WILEMAN, A. J. ; ASLAM, Sohaib ; PERINPANAYAGAM, Suresh: *A road map for reliable power electronics for more electric aircraft*. In: *Progress in Aerospace Sciences* 127 (2021), S. 100739. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100739>. – DOI 10.1016/j.paerosci.2021.100739
- [52] YANG, Xiaoling ; WANG, Zhefeng ; ZHANG, Ze ; CHEN, Shuangtao ; HOU, Yu ; CHEN, Liang: *Thermodynamic Analysis of Air-Cycle Refrigeration Systems with Expansion Work Recovery for Compartment Air Conditioning*. In: *Applied Sciences*

12 (2022), Nr. 10, S. 5287. <http://dx.doi.org/10.3390/app12105287>. – DOI 10.3390/app12105287

- [53] ZHUANG, Laihe ; XU, Guoqiang ; DONG, Benshi ; LIU, Qihang ; HUANG, Congcong ; WEN, Jie: *Study on performance and mechanisms of a novel integrated model with Power & Thermal Management system and turbofan engine*. In: *Applied Thermal Engineering* 219 (2023), S. 119481. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119481>. – DOI 10.1016/j.applthermaleng.2022.119481

## A. Weitere Kenngrößen der TMS-Modellierung

Kenngröße	Kennwert
Verdichtermasse [kg]	30
Kühlturbinenmasse [kg]	15
Masse Sonstiges (Welle, Fluidleitungen, etc.) [kg]	15
Effizienz $P_{\text{TMS}}\text{-Motor}$ [%]	97
Effizienz $P_{\text{TMS}}\text{-Generator}$ [%]	98

**Tabelle A.1:** Weitere Kenngrößen des TMS-Modells, basierend u. a. auf [4, 39]



## B. Weitere Vorstudienenergebnisse

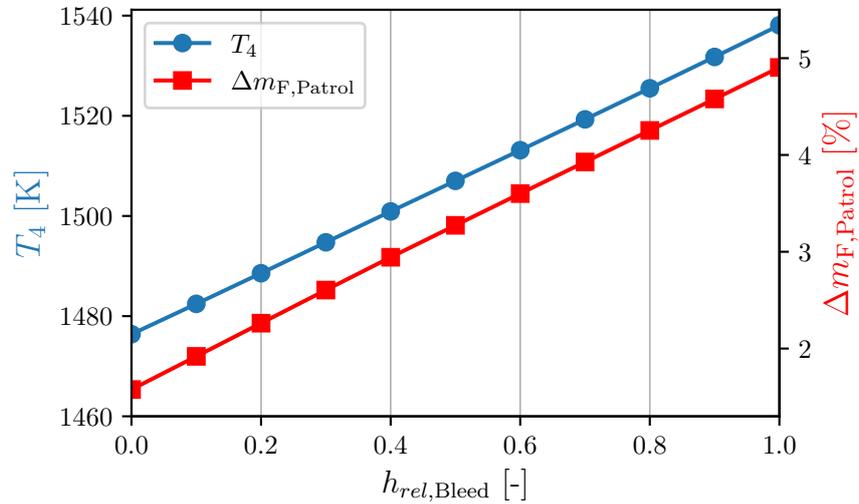


Abbildung B.1: Turbineneintrittstemperatur und relativer Kraftstoffmehrverbrauch in *Patrol* in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle ( $\dot{m}_{Bleed} = 0,5 \text{ kg/s}$ )

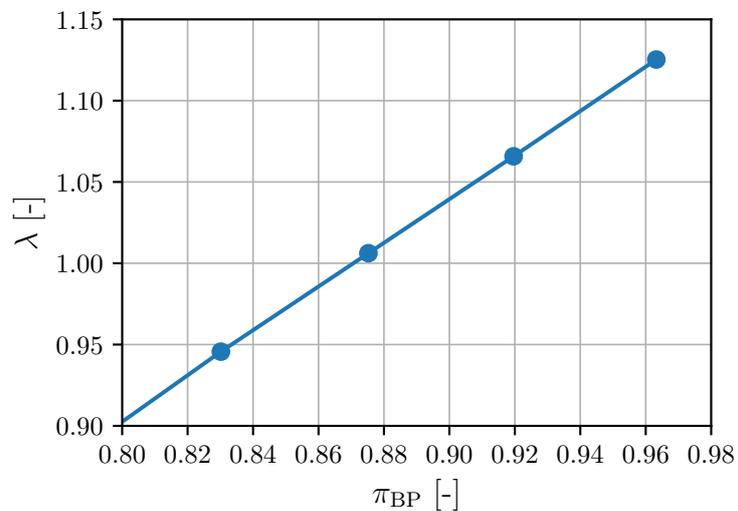
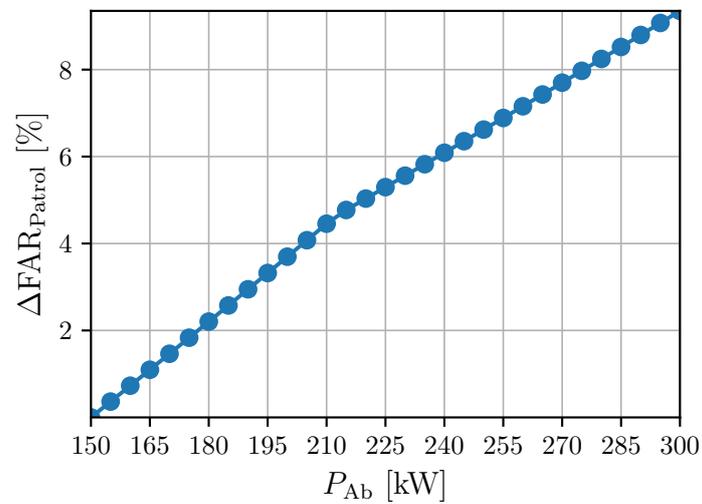
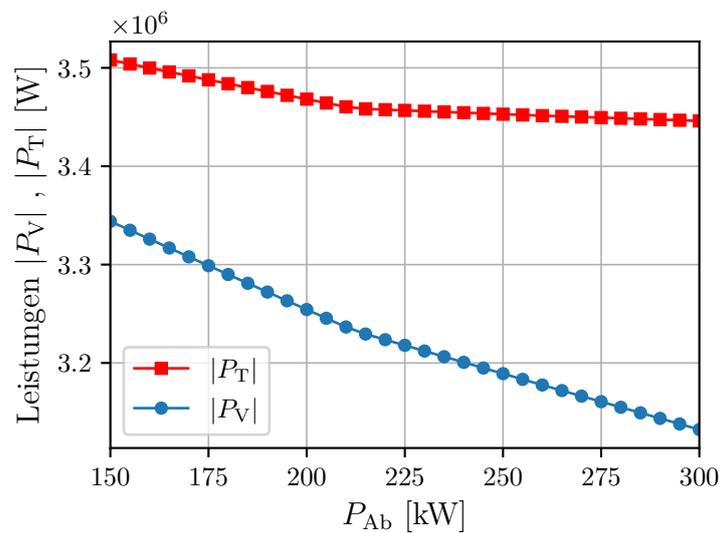


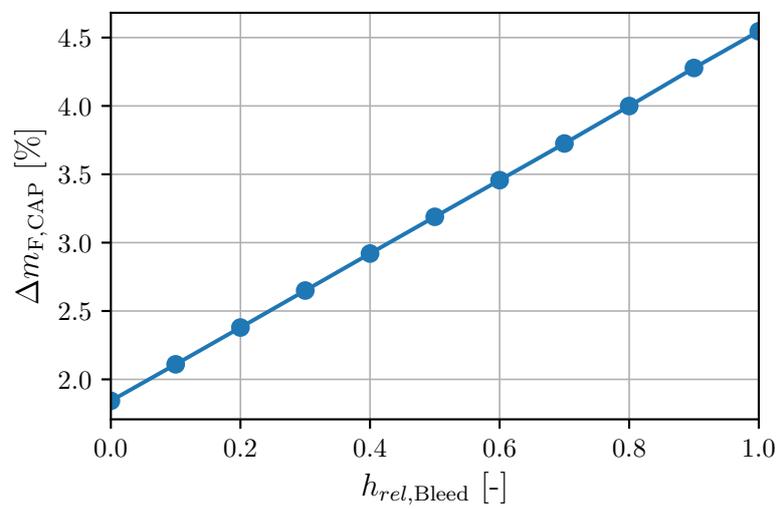
Abbildung B.2: Nebenstromverhältnis  $\lambda$  in Abhängigkeit des Druckverlustkoeffizienten im Nebenstrom  $\pi_{BP}$  in *Patrol*



**Abbildung B.3:** Relative Steigerung des FAR in *Patrol* in Abhängigkeit der Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle  $P_{Ab}$



**Abbildung B.4:** Beträge der Leistungen des Hochdruckverdichters  $|P_V|$  und der -turbine  $|P_T|$  in Abhängigkeit der HPS-Leistungsentnahme  $P_{Ab}$  in *Patrol*



**Abbildung B.5:** Relativer Kraftstoffmehrverbrauch in der *CAP*-Mission in Abhängigkeit der Zapfluentnahmestelle ( $\dot{m}_{Bleed} = 0,6 \text{ kg/s}$ )



## C. Weitere Ergebnisse zum Systemverhalten bei variabler Triebwerkslast

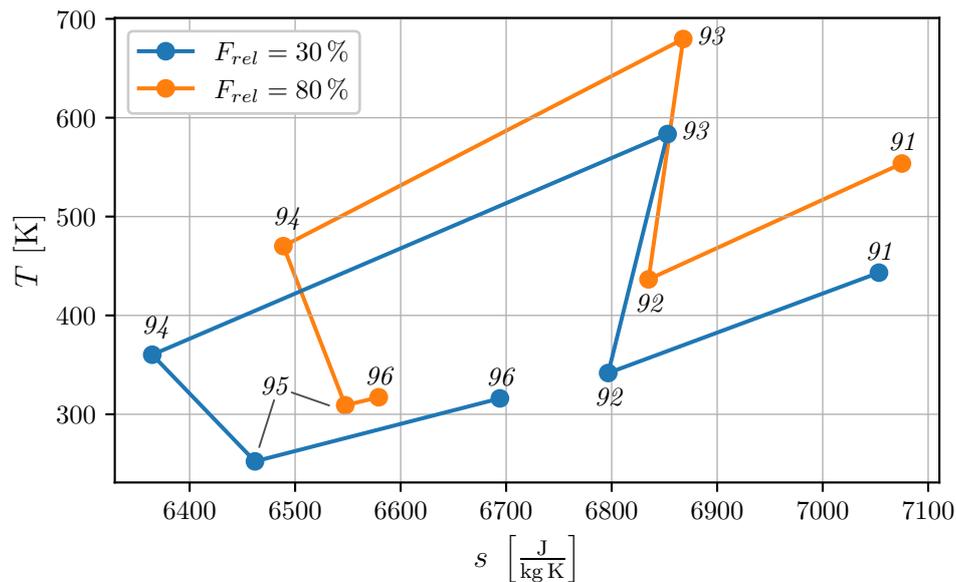


Abbildung C.1: TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für die Lasten  $F_{rel} = 30\%$  und  $F_{rel} = 80\%$  ( $\Pi_{V,Des} = 5$ )

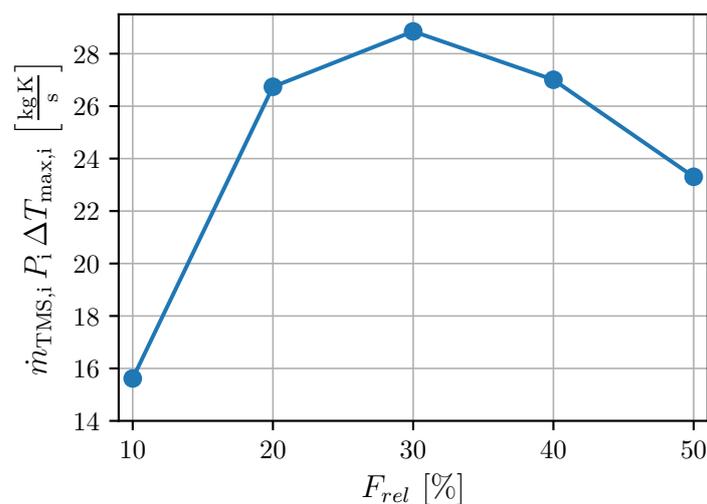


Abbildung C.2: Verlauf  $\dot{m}_{TMS,i} P_i \Delta T_{max,i}$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast im Niederlastbereich

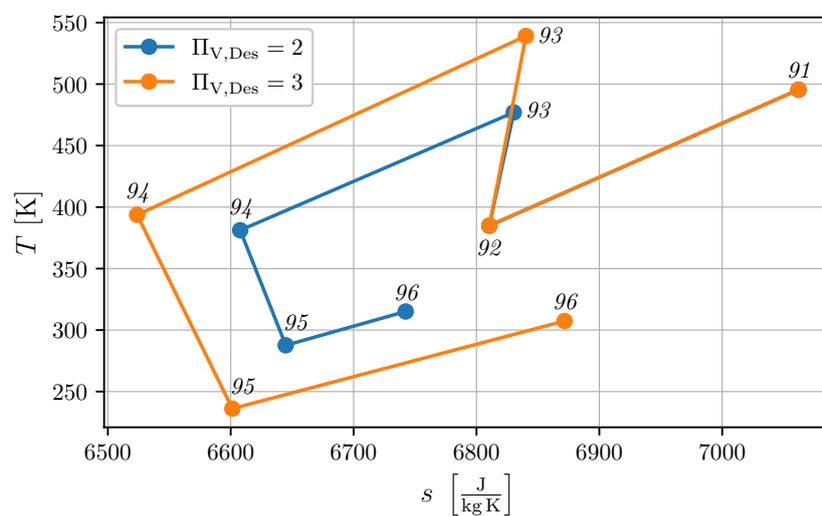


Abbildung C.3: TMS-Zustandsänderungen im T-s-Diagramm für  $\Pi_{V,Des} = 2$  und  $\Pi_{V,Des} = 3$  ( $F_{rel} = 50\%$ )

## D. Weitere Ergebnisse zur Variation des Auslegungsdruckverhältnisses

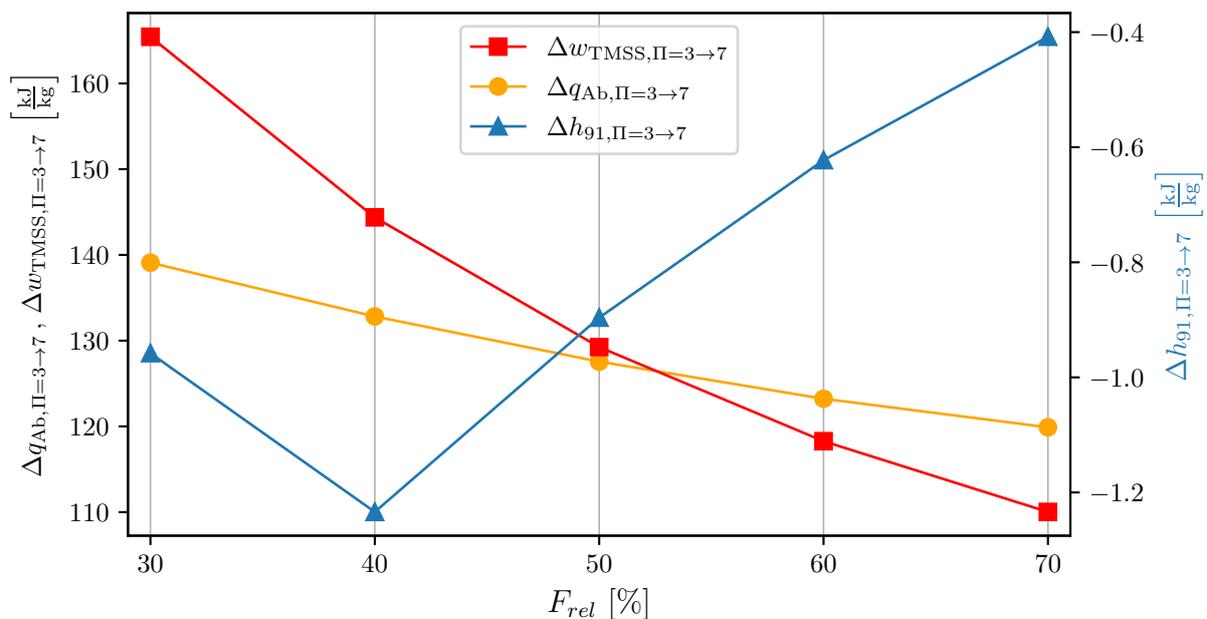


Abbildung D.1: Differenzen der Energieströme  $h_{g1}$ ,  $\dot{q}_{Ab}$  und  $w_{TMSS}$  zwischen einem TMS  $\Pi_{V,Des} = 3$  und  $\Pi_{V,Des} = 7$  in Abhängigkeit der Triebwerkslast

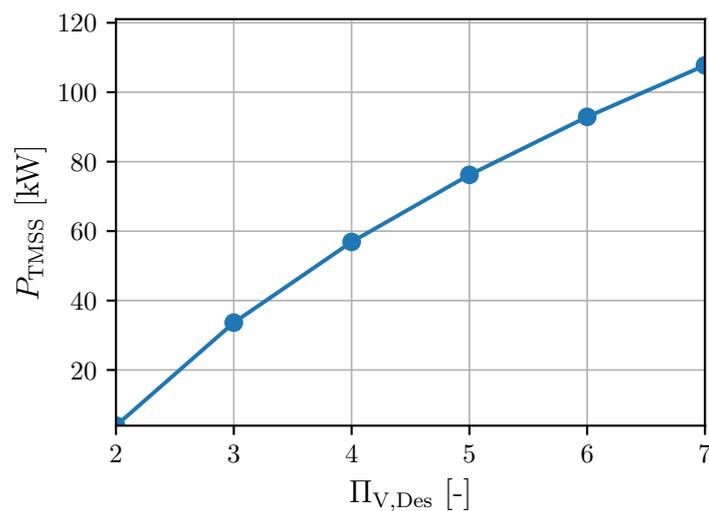


Abbildung D.2: Zusatzleistung auf  $TMSS$  in Abhängigkeit des Verdichter-Auslegungsdruckverhältnisses

$\Pi_{V,Des}$ [-]	$\bar{Q}_{CAP}$ [kW]
3	20,2
5	20,0
7	19,9

**Tabelle D.1:** Zeitlich gemittelte Kühlleistungen über die *CAP*-Flugmission für ein TMS mit  $\Pi_{V,Des} = 3; 5; 7$

Segment	$T_{97,min}$ [K]
Take Off	499
ClimbOut	385
Acceleration	374
Turn1	394
Turn2	358

**Tabelle D.2:** Minimale *TTBHX*-Eintrittstemperaturen für maximal mögliche Expansion bei Leistungsregelung innerhalb der *CAP*-Mission

## E. Weitere Ergebnisse zur Variation der Zapfluftentnahmestelle

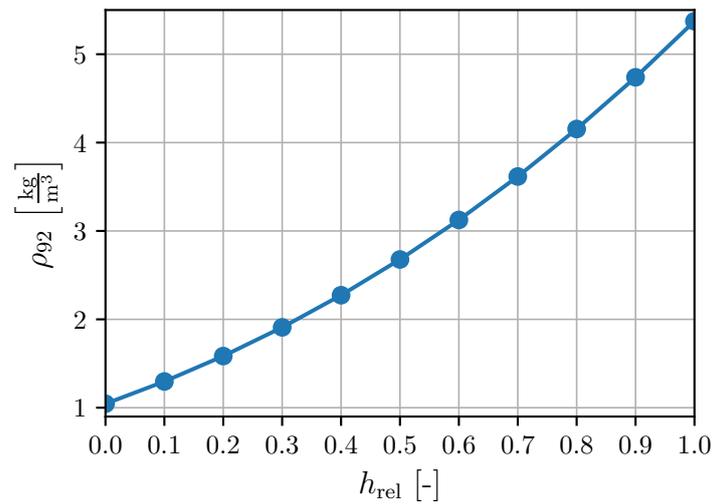


Abbildung E.1: Luftdichte am Verdichtereintritt  $\rho_{92}$  in Abhängigkeit der Zapfluftentnahmestelle  $h_{rel}$  ( $F_{rel} = 50\%$ )

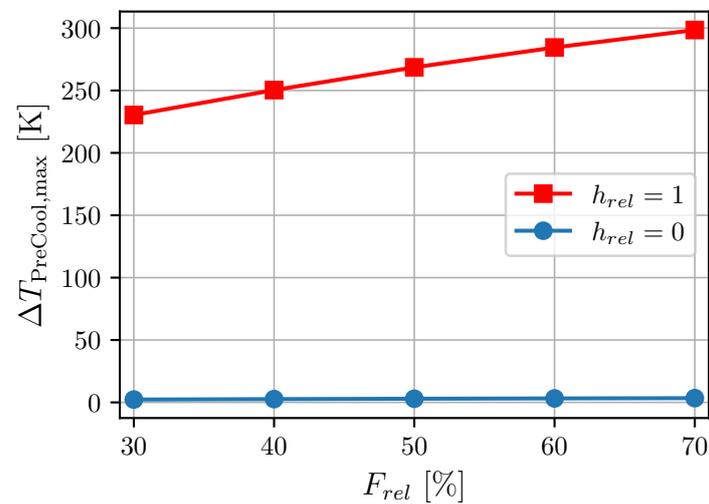


Abbildung E.2: Temperaturdifferenz zwischen Wärmequelle und -senke in *PreCool* in Abhängigkeit der Triebwerkslast

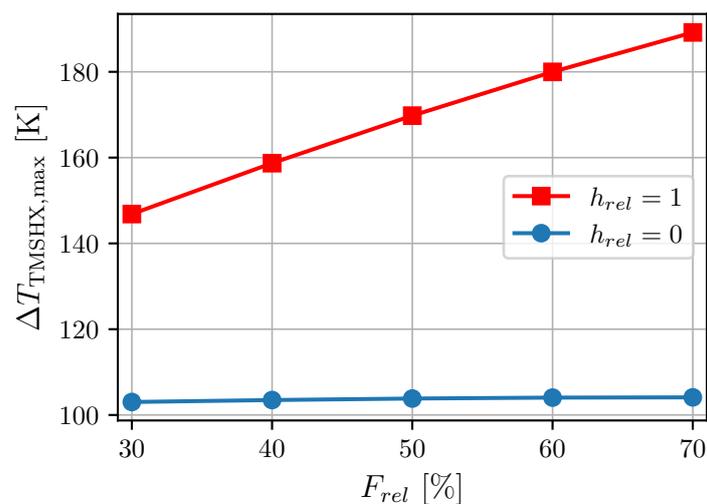


Abbildung E.3: Temperaturdifferenz zwischen Wärmequelle und -senke in *TMSHX* in Abhängigkeit der Triebwerkslast

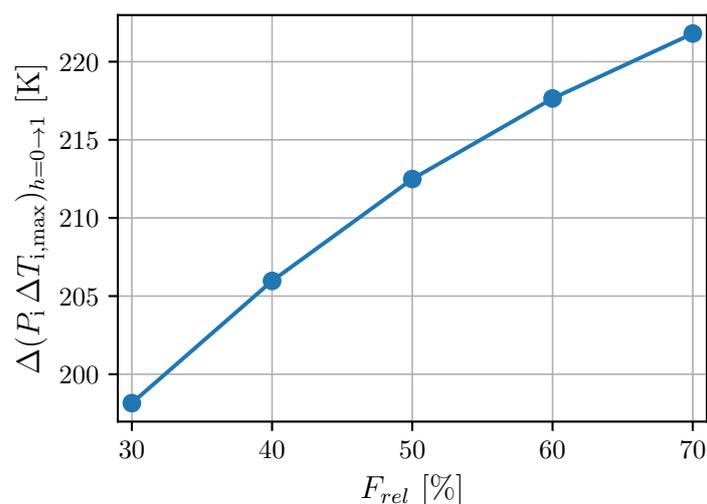
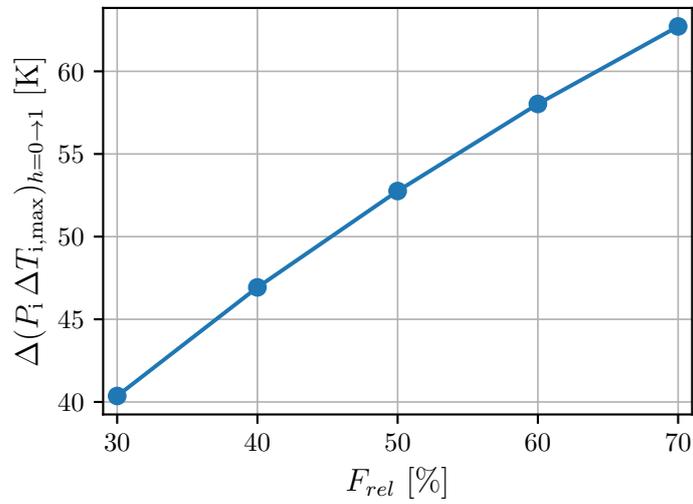


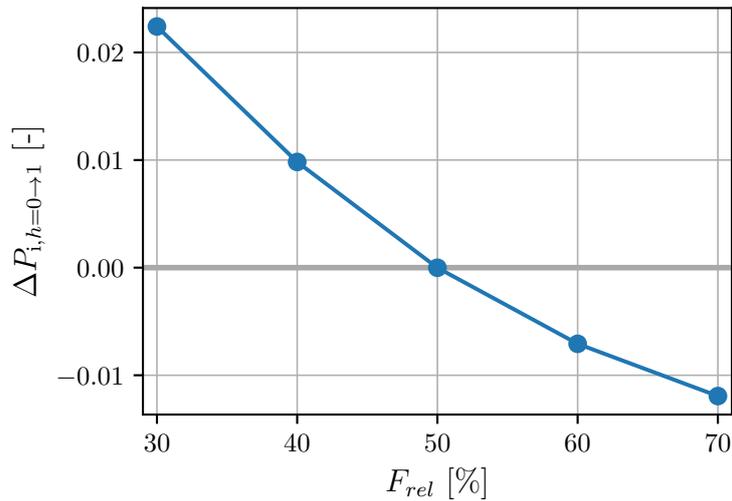
Abbildung E.4: Differenz von  $\Delta(P_i \Delta T_{\max, i})$  zwischen einem TMS mit  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  in *PreCool* in Abhängigkeit der Triebwerkslast

$h_{rel}$ [-]	$\bar{\dot{Q}}_{CAP}$ [kW]
0	20,3
0,5	20,3
1	20,2

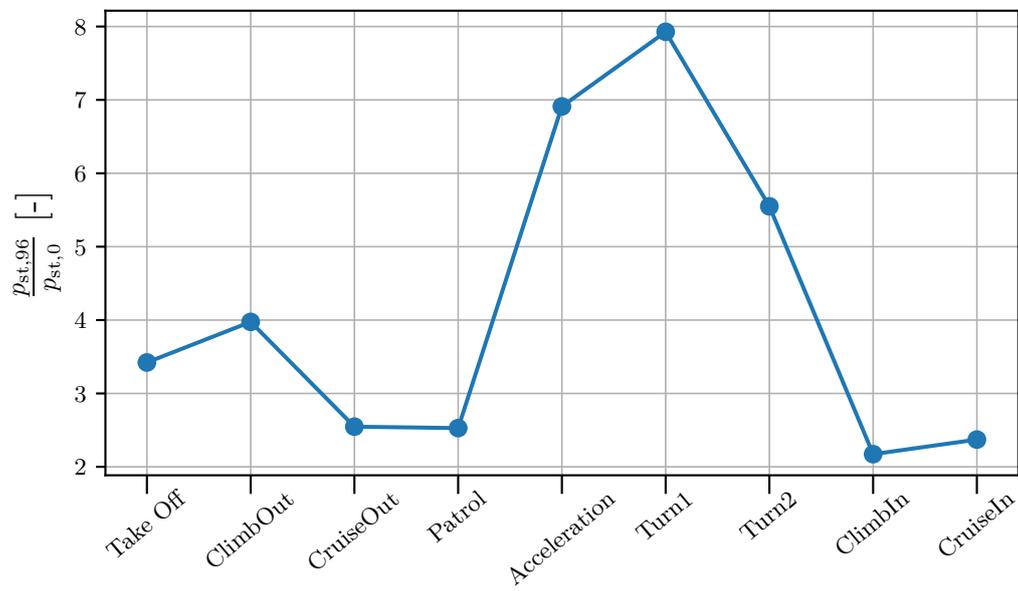
Tabelle E.1: Zeitlich gemittelte Kühlleistungen über die *CAP*-Flugmission für ein TMS mit  $h_{rel} = 0; 0,5; 1$



**Abbildung E.5:** Differenz von  $\Delta(P_i \Delta T_{\max,i})$  zwischen einem TMS mit  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$  in *TMSHX* in Abhängigkeit der Triebwerkslast



**Abbildung E.6:** Verlauf der Effektivitätsdifferenz zwischen einem TMS mit  $h_{rel} = 0$  und  $h_{rel} = 1$   $\Delta P_{i,h=0 \rightarrow 1}$  von *PreCool* und *TMSHX* in Abhängigkeit der Triebwerkslast



**Abbildung E.7:** Austrittsdruckverhältnis  $p_{st,96}/p_{st,0}$  in der CAP-Mission für einen leistungsgeregelten Betrieb ( $h_{rel} = 0$ )