

DLR-IB-AT-KP-2019-160

**Vorentwurfsbasierte
Triebwerksmodellierung und
Gewichtsermittlung**

Masterarbeit

Adrian Eftekhar



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Kurzfassung

Diese Abschlussarbeit beschäftigt sich mit der vorentwurfsbasierten Triebwerksmodellierung und Gewichtsermittlung. Zu diesem Zweck wird die vom DLR entwickelte Virtual Engine Platform GTlab verwendet. Auf Basis einer Literaturrecherche zum Triebwerkprojekt Energy Efficient Engine der NASA wird ein Performance-Modell aufgebaut, mit welchem die wichtigen Betriebspunkte nachgerechnet werden. Methoden zur Geometrie- und Gewichtsabschätzung werden angewandt, um auf Grundlage des Performance-Modells einen Ringraum zu modellieren und das Triebwerksgewicht abzuschätzen. Indem Hauptauslegungsparameter im Rahmen von Parameterstudien variiert werden, finden Veränderungen der Triebwerksgeometrie und des Triebwerksgewichtes statt. Die Untersuchung dieser Veränderungen erlaubt Aussagen zur physikalischen Plausibilität der erzeugten Trends. Dabei stellt sich eine begrenzte Eignung der Methode für die genaue Bestimmung des Triebwerksgewichts heraus, wodurch eine Kalibrierung des empirischen Modells anhand der Referenzgewichte notwendig wird. Die durch Variation der Auslegungsparameter erzeugten Gewichtsveränderungen zeigen plausible Trends. In Anbetracht dieser Ergebnisse scheint sich das Verfahren eher für die Wiedergabe von Tendenzen als für die Bestimmung absoluter Werte zu eignen.

Abstract

This thesis deals with preliminary design based jet engine modeling and weight estimation. For this purpose the DLR-developed virtual engine platform GTlab is utilized. Based on data acquired by literature research of the NASA Energy Efficient Engine program a performance model is established, with which important design and off-design points are calculated. Methods for geometry estimation and weight estimation are used to model the annulus geometry based on the performance model and estimate engine weight. By varying main design parameters within the scope of parametric studies alterations of jet engine geometry and weight are induced. The investigation of those alterations allows evaluation of physical plausibility of the generated trends. In the course of this a limited suitability of the employed method for accurate engine weight estimation becomes apparent, which necessitates calibration of the empiric model on the basis of reference engine weights. However the plausible trends of weight alterations through variation of design parameters contrasts this. Considering these results the weight estimation method seems to qualify rather for reproduction of tendencies than for calculation of absolute values.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Nomenklatur	VII
1 Einleitung	1
2 Motivation der Triebwerksvorauslegung	3
3 Grundlagen	7
3.1 Thermodynamischer Kreisprozess	7
3.1.1 Grundlegender Aufbau von Turbofantriebwerken und Performance- Parameter	7
3.1.2 Schubgleichung	9
3.1.3 Kreisprozess und Kühlluft im h - s -Diagramm	11
3.1.4 Triebwerks- und Komponentenwirkungsgrade	13
3.1.5 Komponentenkennfelder	15
3.1.6 Design- und Off-Design-Rechnung	16
3.2 Geometriemodellierung	16
3.3 Gewichtsabschätzung	17
4 Energy Efficient Engine	19
4.1 Motivation und Ziel	19
4.2 Strukturierung und Dokumentation	20
4.3 Entwurf von General Electric	22
4.3.1 Performance	23
4.3.2 Gewicht	24
4.4 Entwurf von Pratt & Whitney	25
4.4.1 Performance	25
4.4.2 Gewicht	26
4.4.3 Geometrie	32
4.5 Auswahl des Referenztriebwerks	32
5 Modellierung des Referenztriebwerks	35
5.1 Thermodynamischer Kreisprozess	35
5.1.1 Auswahl des Design-Betriebspunktes	36
5.1.2 Modellierung der Komponenten	36

5.1.3	Sekundärluftsystem	41
5.1.4	Validierung der Performance	45
5.2	Ringraummodellierung	50
5.3	Gewichtsabschätzung	52
5.4	Kalibrierungsmethodik	53
5.5	Bewertung der Modellierungsansätze für Geometrie und Gewichte	54
5.5.1	Modellierungsansatz für Geometrie	54
5.5.2	Modellierungsansatz für Gewichte	59
6	Parameterstudien	61
6.1	Massenstrom-Studie	61
6.2	Bypass-Ratio-Studie	65
6.3	Bypass-Ratio-Fandruckverhältnis-Studie	68
6.4	Gesamtdruckverhältnis-Brennkammeraustrittstemperatur-Studie	70
7	Fazit und Ausblick	75
	Literaturverzeichnis	77
A	Anhang	81

Abbildungsverzeichnis

2.1	Festlegung und Entstehung von Produktkosten in verschiedenen Unternehmensbereichen	4
3.1	Feste und freie Kontrolloberflächen	10
3.2	Idealer Kreisprozess eines gemischten Turbofantriebwerks im h - s -Diagramm	12
3.3	Kreisprozess eines Turbofantriebwerks mit und ohne (blau) Kühlluft im h - s -Diagramm	13
3.4	Beta-Linien in einem Verdichterkennfeld	16
4.1	Schnittbild des GE FPS	22
4.2	Fan und Booster-Stufe des GE FPS	23
4.3	Schnittbild des P&W FPS	25
4.4	Tabelle 57 aus dem Final Report	29
4.5	Tabelle 48 aus dem Final Report	30
5.1	Schematisches Performance-Modell des P&W FPS	36
5.2	Kennfeld des P&W Fans	39
5.3	Luftführung für die aktive Spaltkontrolle	43
5.4	Verwendungszwecke des Sekundärluftströme und Massenstromanteile	44
5.5	Lage der Betriebspunkte im Fan-Kennfeld	49
5.6	Erzeugtes Ringraummodell	52
5.7	Überlagerung des erstellten Ringraummodells mit der Referenz	55
5.8	Gewählte Enthalpiekennzahlen für die Ringraummodellierung eingezeichnet in Diagrammen zur Beschreibung der zeitlichen Entwicklung mittlerer Enthalpiekennzahlen von Komponenten	56
5.9	Gewählte Schaufelhöhenverhältnisse für die Ringraummodellierung eingezeichnet in Diagrammen zur Beschreibung der zeitlichen Entwicklung mittlerer Schaufelhöhenverhältnisse von Stufen	57
6.1	Verlauf des $TSFC$ über $\dot{m}_{korrr,1}$	63
6.2	Ringraummodell für $\dot{m}_{korrr,1} = 550$ kg/s und $\dot{m}_{korrr,1} = 700$ kg/s	63
6.3	Verläufe des Triebwerksgewichts und des Schubs	64
6.4	Gewichtsverläufe der Triebwerkskomponenten, Hilfsgeräte und des Strukturgewichts	64
6.5	Verläufe des $TSFC$ und Triebwerksgewichts über dem BPR	65
6.6	Ringraummodell für $BPR = 5.5$ und $BPR = 7.5$	66

6.7	Gewichtsverläufe der Triebwerkskomponenten, Hilfsgeräte und des Strukturgewichts	67
6.8	$TSFC$ für verschiedene BPR über Π_k des Fans	69
6.9	Triebwerksgewicht für verschiedene BPR über Π_k	70
6.10	$TSFC$ für verschiedene OPR über T_4	72
6.11	Triebwerksgewicht für verschiedene OPR über T_4	73
A.1	Kennfeld des Niederdruckverdichters	87
A.2	Kennfeld des Hochdruckverdichters	88
A.3	Kennfeld der Hochdruckturbine	89
A.4	Kennfeld der Niederdruckturbine	90
A.5	Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 1)	91
A.6	Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 2)	91
A.7	Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 3)	92
A.8	Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 4)	92
A.9	Gewichtsverlauf des Fans für verschiedene BPR über Π_k	93
A.10	Gewichtsverlauf des LPC für verschiedene BPR über Π_k	93
A.11	Gewichtsverlauf des HPC für verschiedene BPR über Π_k	94
A.12	Gewichtsverlauf der Brennkammer für verschiedene BPR über Π_k	94
A.13	Gewichtsverlauf der HPT für verschiedene BPR über Π_k	95
A.14	Gewichtsverlauf der LPT für verschiedene BPR über Π_k	95
A.15	Gewichtsverlauf der Hilfsgeräte für verschiedene BPR über Π_k	96
A.16	Strukturgewicht für verschiedene BPR über Π_k	96
A.17	Gesamter Kühlluftbedarf für Leit- und Laufrad	97
A.18	Gewichtsverlauf des Fans für verschiedene OPR über T_4	97
A.19	Gewichtsverlauf des LPC für verschiedene OPR über T_4	98
A.20	Gewichtsverlauf des HPC für verschiedene OPR über T_4	98
A.21	Gewichtsverlauf der Brennkammer für verschiedene OPR über T_4	99
A.22	Gewichtsverlauf der HPT für verschiedene OPR über T_4	99
A.23	Gewichtsverlauf der LPT für verschiedene OPR über T_4	100
A.24	Gewichtsverlauf der Hilfsgeräte für verschiedene OPR über T_4	100
A.25	Strukturgewicht für verschiedene OPR über T_4	101

Tabellenverzeichnis

4.1	Entwicklungsstände des P&W FPS und vergebene Termine	21
4.2	Betriebspunkte des GE FPS	23
4.3	Gewichtsangaben des GE FPS	24
4.4	Betriebspunkte des P&W FPS	25
4.5	Triebwerke und entsprechende Termine, sowie zugehörige technische Berichte	27
4.6	Gewichte des FPS und relative Abweichung zum jeweiligen JT9D-7A zu verschiedenen Zeitpunkten	27
4.7	Ergebnisse der unterschiedlichen Gewichtsermittlungsansätze	30
4.8	Gewichte der FPS-Komponenten zu verschiedenen Zeitpunkten	31
4.9	Dimensionen des FPS	32
5.1	Flugbedingungen der Betriebspunkte	36
5.2	Eintrittsmassenströme und <i>IPR</i> des Intake für die gegebenen Betriebspunkte	37
5.3	Verwendete Parameter des Fans im ADP	37
5.4	Verwendete Parameter der Verdichter im ADP	37
5.5	Verwendete Parameter der Brennkammer im ADP	38
5.6	Verwendete Parameter der Turbinen im ADP	38
5.7	Verwendete Parameter des Mischers und der Düse im ADP	39
5.8	Kanaldruckverluste im ADP	40
5.9	Verwendete Parameter der Wellen im ADP	41
5.10	Entnahmestellen der Sekundärluftströme und Massenstromanteile	42
5.11	Entnahme- und Einspeisestellen der Sekundärluftströme und entsprechende Massenstromanteile bezogen auf den jeweiligen Komponenteneintritt	44
5.12	Ergebnisse der Leistungssynthese für den ADP	46
5.13	Nabenverhältnisse und Querschnittsflächen an den Triebwerksstationen des Performance-Modells	50
5.14	Verwendete Enthalpiekennzahlen, Schaufelhöhen- und Teilungsverhältnisse für die Komponenten	51
5.15	Näherungsweise gemessene Längen der Verbindungskanäle	52
5.16	Dem Strukturgewicht zugeteilte Teilgewichte des FPS	53
5.17	Referenzgewichte, abgeschätzte Gewichte und Kalibrierungsfaktoren	53
5.18	Abweichungen der verwendeten Schaufelhöhenverhältnisse von den Mittel- werten der Komponenten	57
5.19	Abweichungen der verwendeten Teilungsverhältnisse von den Mittelwerten der Komponenten	58
5.20	Abweichungen der abgeschätzten Gewichte von den Referenzgewichten	59

6.1 Vereinfachtes K�hlluftsyst�m für die <i>OPR-T₄</i> -Studie	71
A.1 GE FPS Performance-Parameter	81
A.2 P&W FPS Performance-Parameter	82

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

A	Fläche	m^2
a	Schallgeschwindigkeit	m/s
AR	Schaufelhöhenverhältnis	[-]
b_{ax}	mittlere axiale Schaufelerstreckung	m
b_r	radiale Schaufellänge	m
BPR	Nebenstromverhältnis	[-]
\bar{c}_D	mittlere Düsenaustrittsgeschwindigkeit	m/s
c	Strömungsgeschwindigkeit	m/s
c_F	Schubkoeffizient	[-]
c_h	Düsenaustrittsgeschwindigkeit heißer Kreis	m/s
c_k	Düsenaustrittsgeschwindigkeit kalter Kreis	m/s
D	Durchmesser	m
F	Kraft, uninstallierter Schub	N
FAR	Brennstoff/Luft-Verhältnis	[-]
H	Höhe	m
h	spez. Enthalpie	J/kg
H_i	Heizwert	J/kg
h_t	spez. Totalenthalpie	J/kg
I	Impuls	$\text{N} \cdot \text{s}$
i_s	Schaufelanzahl	[-]
j	Polytropenexponent	[-]

K	Kalibrierungsfaktor	[-]
\dot{m}	Massenstrom	kg/s
m	Masse	kg
Ma	Machzahl	[-]
\vec{n}	Normalenvektor	[-]
N	Drehzahl	1/s
OPR	Gesamtdruckverhältnis	[-]
IPR	Einlaufdruckverlust	[-]
p	Totaldruck	Pa
P_B	Brennstoffleistung	W
P_i	innere Leistung	W
P_N	Nutzleistung	W
P_{prop}	Vortriebsleistung	W
p_s	statischer Druck	Pa
P_V	Verlustleistung	W
PR	Teilungsverhältnis	[-]
q	spezifische Wärmeenergie	J/kg
r	Radius	m
r_m	mittlerer Radius	m
s	spez. Entropie	J/(kg · K)
SOT	Statoraustrittstemperatur	K
T	Temperatur	K
t	Teilung	[-]
T_m	Referenztemperatur	K
T_t	Totaltemperatur	K
$TSFC$	Schubspezifischer Brennstoffverbrauch	g/(kN · s)
u	Umfangsgeschwindigkeit	m/s

w_{tech}^{rev}	spezifische Strömungsarbeit	J/kg
x	Kartesische Raumkoordinate	m

Griechische Buchstaben

Δ_{abs}	absolute Abweichung	
Δ_{rel}	relative Abweichung	%
η_{ges}	Gesamtwirkungsgrad Wirkungsgrad	[-]
η_{is}	isentropen Wirkungsgrad	[-]
η_m	mechanischer Wirkungsgrad	[-]
η_{pol}	polytropher Wirkungsgrad	[-]
η_{prop}	Vortriebswirkungsgrad	[-]
η_{th}	thermischer Wirkungsgrad	[-]
ψ_h	Enthalpiekenngröße	[-]
κ	Isentropenexponent	[-]
ν	Nabenverhältnis	[-]
Π	Druckverhältnis	[-]
π	Kreiszahl	[-]
ρ	Dichte	kg/m ³
σ_n	Normalspannung	N/m ²
τ	Tangentialspannung	N/m ²

Tiefgestellte Indizes

0	ungestörte Strömung vor dem Triebwerk
1	Triebwerkseintritt
13	Austritt Fan kalter Kreis
2	Eintritt Fan
21	Austritt Fan heißer Kreis
22	Eintritt Niederdruckverdichter

23	Austritt Niederdruckverdichter
24	Eintritt Hochdruckverdichter
3	Austritt Hochdruckverdichter bzw. Eintritt Brennkammer
4	Austritt Brennkammer bzw. Eintritt Hochdruckturbine
42	Austritt Hochdruckturbine
45	Eintritt Niederdruckturbine
5	Austritt Niederdruckturbine
6	Austritt Fan-Leiträder
<i>A</i>	Austritt aus einer Komponente oder Stufe
<i>ax</i>	axiale Richtung
<i>B</i>	Brennstoff
<i>D</i>	Düse
<i>E</i>	Eintritt in eine Komponente oder Stufe
<i>EA</i>	zwischen Ein- und Austritt
<i>ext</i>	extern
<i>fm</i>	im Flächenmittel
<i>G</i>	Gehäuse
<i>is</i>	isentrop
ISA	Internationale Standardatmosphäre
<i>h</i>	heißer Kreis
<i>k</i>	kalter Kreis
<i>KL</i>	Kühlluft
<i>m</i>	mechanisch
<i>N</i>	Nabe
<i>P</i>	Druckkraft
<i>korr</i>	mit Referenzgrößen korrigierte reduzierte Größe
<i>r</i>	radiale Richtung

<i>red</i>	reduzierte Größe nach Machscher Ähnlichkeit
<i>ref</i>	Referenzdruck oder Referenztemperatur
<i>rel</i>	relativ
<i>rev</i>	reversibel
<i>St</i>	Stützkraft
<i>T</i>	Turbine
<i>t</i>	Totalgröße
<i>abs</i>	absolut
<i>u</i>	Umfangsrichtung
<i>V</i>	Verdichter
<i>Z</i>	Zapfluft

Abkürzungen

ADP	Aerodynamic Design Point
CFD	Computational Fluid Dynamics
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
E ³	Energy Efficient Engine
EGV	Exit Guide Vane
FPS	Flight Propulsion System
GE	General Electric
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HP	High Pressure
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
ICLS	Integrated Core/Low Spool
IGV	Inlet Guide Vane
ISA	Internationale Standardatmosphäre
LP	Low Pressure

LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
MCL	Maximum Climb
MCR	Maximum Cruise
NASA	National Aeronautics and Space Administration
P&W	Pratt&Whitney
SAS	Secondary Air System
TEC	Turbine Exhaust Case
TIC	Turbine Intermediate Case
VTOL	Vertical Takeoff and Landing

Sonderzeichen

-	mittlere Größe
→	vektorielle Größe

1 Einleitung

Die stetig wachsenden Anforderungen an Flugzeugtriebwerke resultieren in ständig neuen Herausforderungen an die Entwicklung. Insbesondere bedingt durch die Tendenz zu fortwährend effizienteren und emissionsärmeren Triebwerken sowie die internationale Konkurrenzstruktur der gegenwärtigen Zeit erweist sich die Anwendung fortschrittlicher Entwurfsmethoden im Rahmen des Entwicklungsprozesses als Notwendigkeit. In diesem Zusammenhang ist die Triebwerksvorauslegung ein bewährtes Werkzeug, da mithilfe simplifizierter Auslegungsmethoden ein Zeitvorteil gegenüber detaillierteren Methoden erreicht wird. Signifikant sind in der Vorauslegungsphase auch Kenntnisse über das Triebwerksgewicht, da dieses einen Einfluss auf das Betriebsverhalten und den Entwurf von Flugzeugen hat. Mit Blick auf die ökonomischen und ökologisch restriktiven Voraussetzungen im zivilen Sektor ist der Einfluss auf den Brennstoffverbrauch zu nennen. Ein höheres Triebwerksgewicht führt dazu, dass in allen Punkten einer Flugmission ein größerer Auftrieb notwendig wird. Daraus folgt ein größerer Widerstand, der mit einem höheren Schub überwunden werden muss. Der höhere Schub bedingt schließlich einen erhöhten Brennstoffverbrauch. Um bereits während der Vorauslegung auf Grundlage begrenzter Ausgangsdaten das Gewicht abschätzen zu können, wurden daher im Laufe der Zeit Gewichtsabschätzungsmethoden entwickelt.

Gegenstand dieser Arbeit ist die vorentwurfsbasierte Nachmodellierung und Gewichtsermittlung eines Triebwerks des Energy-Efficient-Engine-Programms der NASA. Das E³-Programm wurde aufgrund der guten Datenlage ausgewählt. Zu Beginn der Arbeit wird in die Thematik eingeführt, indem die Motivation der Triebwerksvorauslegung dargelegt wird. Darauf folgt eine kurze Darstellung von relevanten theoretischen Grundlagen, wobei auch auf den generellen Aufbau und thermodynamischen Kreisprozess von Turbofantriebwerken eingegangen wird. Im Anschluss daran erfolgt die Vorstellung des E³-Programms der NASA, bei der die beiden Triebwerksauslegungen der beteiligten Firmen General Electric und Pratt&Whitney beschrieben werden. Diese werden miteinander verglichen, um unter dem Kriterium der Datenlage ein Referenztriebwerk für die Modellierung auszuwählen. Für die Modellierung wird die am DLR entwickelte Virtual Engine Platform für Gasturbinen und Flugtriebwerke GTlab (Gas Turbine Laboratory) verwendet, in der wichtige Betriebspunkte des Triebwerks nachgerechnet werden. Durch einen Vergleich der Leistungssyntheseparameter des erstellten Modells mit der Referenz wird das Modell validiert. Daraufhin werden Methoden zur Geometrie- und Gewichtsabschätzung angewandt, um auf Grundlage des Performance-Modells einen Ringraum zu modellieren und das Triebwerksgewicht abzuschätzen. Es erfolgt eine Kalibrierung der abgeschätzten Gewichte auf Basis der Referenzgewichte. Die verwendeten Modellierungsansätze für Geometrie und Ge-

wicht werden auf Grundlage der Ergebnisse bewertet. Dies schafft die Voraussetzung für eine Vorauslegungsstudie, bei der Hauptauslegungsparameter des Triebwerks, wie Massenstrom, Nebenstrom- und Druckverhältnis oder Brennkammeraustrittstemperatur variiert werden, wodurch Veränderungen der Triebwerksgeometrie und des Triebwerksgewichts hervorgerufen werden. Für die Vorauslegungsstudie werden Auslegungsregeln implementiert. Diese sollen zu physikalisch realistischen Auslegungen führen und sicherstellen, dass wichtige physikalische Abhängigkeiten zwischen den einzelnen Triebwerkskomponenten berücksichtigt werden. Die dabei erzeugten Trends für die Änderung des schubspezifischen Brennstoffverbrauchs und des Triebwerksgewichts werden hinsichtlich der physikalischen Plausibilität analysiert und diskutiert.

2 Motivation der Triebwerksvorauslegung

Um die Motivation der Triebwerksvorauslegung darzulegen, soll im Folgenden erläutert werden, was unter dem Begriff der Vorauslegung zu verstehen ist, wie diese in den übergeordneten Prozess der Flugantriebsentwicklung eingeordnet werden kann und welchen Stellenwert sie in der heutigen Zeit einnimmt, in der fortgeschrittene und komplexe, rechnergestützte Entwurfsmethoden zur Verfügung stehen. Dabei werden auch die in dieser Arbeit vorgenommenen Modellierungsschritte in den Entwicklungsverlauf eingegliedert. Begonnen wird mit einem kurzen Überblick über die Phasen des Auslegungsprozesses.

Bei dem integrierten Entwicklungsprozess von Flugtriebwerken handelt es sich um einen komplexen, mehrstufigen Vorgang, dessen ressourcenintensive Realisierung zahlreiche unterschiedliche Disziplinen involviert. Umfangreiches Fachwissen auf Gebieten wie der Thermodynamik, Fluid- und Strukturmechanik, Regelungstechnik, Akustik, Werkstoffkunde und weiteren wird gebündelt. Allerdings ist dies nicht ausschließlich bei Flugtriebwerken der Fall, sondern auch bei anderen (thermischen) Turbomaschinen, wie Gasturbinen, ist die Verfolgung eines multidisziplinären Ansatzes wesentlich, da die einzelnen Disziplinen eng miteinander gekoppelt sind. Eine verbreitete Vorgehensweise in Unternehmen und Forschungseinrichtungen ist die Organisation in eigenständige Abteilungen für die Komponenten, die mittels Schnittstellen aneinander angebunden sind und Daten transferieren [27]. Das Gesamtsystem hingegen kann in einer hierarchischen Organisationseinheit betrachtet werden.

Für den Entwicklungsprozess eines Triebwerks hat sich die Aufteilung in mehrere Hauptphasen etabliert [35]. Die Konzeptions- und Entwurfsphase steht am Anfang und beginnt auf der Ebene der Nachfrage. Diese wird entweder durch eine Marktanalyse festgestellt oder ergibt sich direkt aus einer Kundenanfrage [10]. In diesem Fall würde es sich dabei um einen Flugzeughersteller handeln. Aus der Nachfrage werden Anforderungen an das Triebwerk aufgestellt sowie Konzepte erarbeitet und miteinander verglichen, um ein wettbewerbsfähiges Konzept auszuwählen, während verschiedene Aspekte wie Durchführbarkeit, Leistungsspektrum, Bauraum, Gewicht und die potenziellen Kosten festgesetzt werden. Es handelt sich hierbei um die Phase des sogenannten Triebwerksvorentwurfs, auch Triebwerksvorauslegung genannt (engl.: preliminary design). Darunter wird eine hoch-iterative Entwurfsphase der Triebwerksentwicklung verstanden, in der weitgehend auf besonders rechenintensive Methoden, wie 3D-Strömungssimulationen, verzichtet wird [21].

Der iterative Charakter der Vorauslegung ist auf einen Zielkonflikt zurückzuführen, der in dem oppositären Verhalten einiger Anforderungen an das Triebwerk begründet liegt. Daher sind für ein ausgewogenes Design alle relevanten Faktoren zu berücksichtigen, um den

besten Kompromiss zu finden. So würde eine Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur aus thermodynamischer Sicht zu einer höheren Effizienz führen, aber gleichzeitig steigende Kosten implizieren, da der Einsatz widerstandsfähigerer Werkstoffe vonnöten wäre. Gleichmaßen würde eine Reduktion des Gewichts bei sonst unveränderten Parametern die Verwendung fortschrittlicher Materialien bedingen. Deren Entwicklung und Produktion wäre kostenintensiv. Auch externe Einflüsse, die sich beispielsweise durch rechtliche Rahmenbedingungen ergeben, sind nicht zu vernachlässigen.

Es handelt sich folglich um ein Optimierungsproblem. Die während der Vorauslegung getroffenen Design-Entscheidungen üben damit einen fundamentalen Einfluss auf den gesamten Lebenszyklus des Triebwerks aus. Hier werden die Kosten für die Herstellung, den Betrieb und die Entsorgung größtenteils festgelegt, während die tatsächlich verursachten Kosten vergleichsweise noch sehr gering ausfallen [13]. Dieser Umstand ist in Abbildung 2.1 für ein generisches Produkt dargestellt. Die Möglichkeit, Revisionen zu späteren Ent-

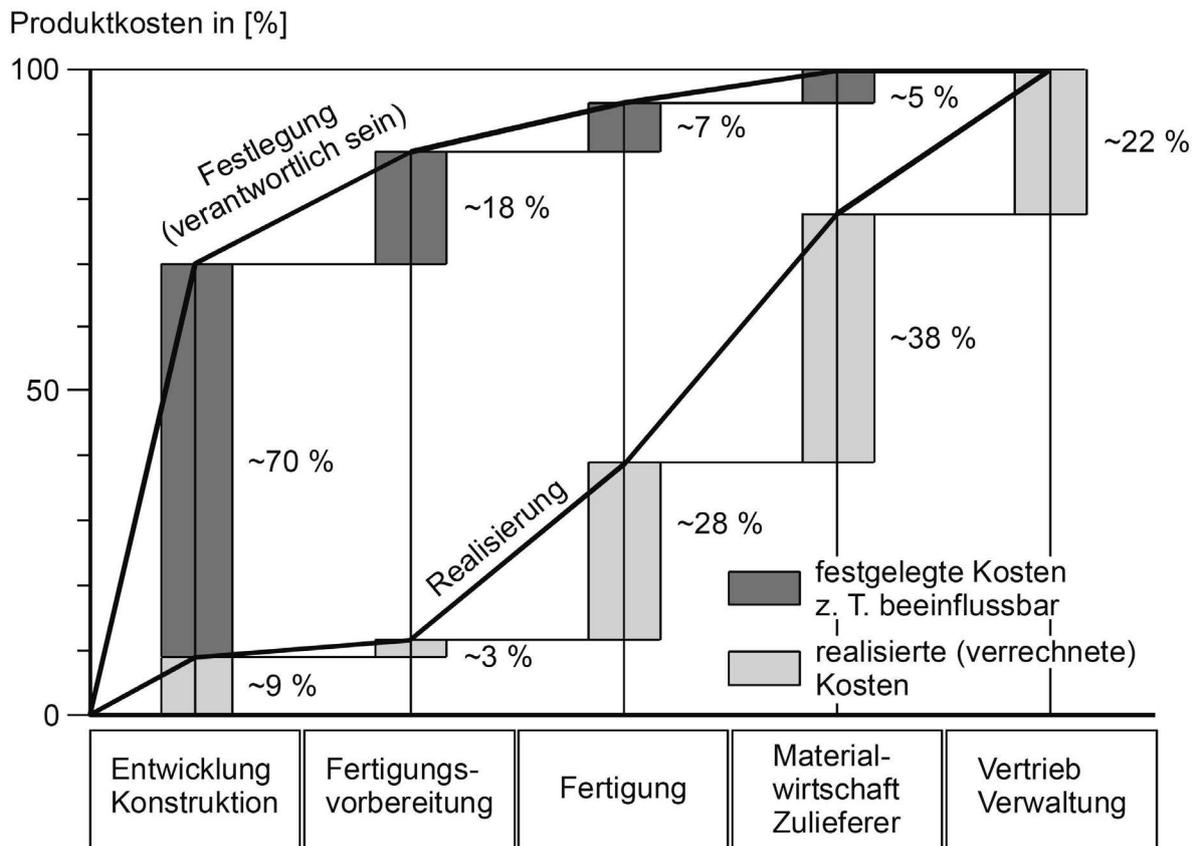


Abb. 2.1: Festlegung und Entstehung von Produktkosten in verschiedenen Unternehmensbereichen [13]

wicklungszeitpunkten zu vermeiden und dadurch Kosten einzusparen, trägt demnach zu der Bedeutung dieser Phase bei. HORLOCK & DENTON zufolge liefern nachgeschaltete fortgeschrittene Strömungssimulationen keine guten Ergebnisse, wenn sie auf einem schlechten 1D-Design aufbauen [19].

Ein wichtiger Bestandteil der Vorauslegung ist die thermodynamische Auslegung des Triebwerks. Dabei erfolgt die Leistungssynthese (Performance-Rechnung), bei der das vorher ausgewählte Konzept auf dessen stationäres und transientes Betriebsverhalten untersucht wird. Dies erlaubt die Auslegung und Optimierung des thermodynamischen Kreisprozesses. Zum Einsatz kommen computergestützte Berechnungsverfahren, bei denen die Komponenten des Triebwerks auf Modelle mit bestimmten Ein- und Austrittsbedingungen beschränkt werden. Deren Verhalten wird durch analytische Formeln und kennfeldbasiert beschrieben [39]. Diese Simplifizierungen beruhen auf dem Anspruch, mehr Iterationen in endlicher Zeit berechnen zu können. Stattdessen kann auch die generelle Entwicklungszeit verkürzt werden. Aus demselben Grund werden keine dreidimensionalen Modelle genutzt [21]. Auch für die initiale Geometrieabschätzung existieren vereinfachte Methoden, mit denen die Modellierung auf Basis weniger Ausgangsdaten möglich ist (vgl. Abschn. 3.2). Die Abschätzung von Gewichten ist ebenfalls während der Vorauslegung möglich, wofür verschiedene Methoden entwickelt wurden (vgl. Abschn. 3.3).

Weiterhin beschreibt BROPHY et. al bezüglich der multidisziplinären Optimierung während der Vorauslegung, dass es vorzuziehen ist, mit einem schnellen Prozess zum Abschluss zu gelangen, als mit einem langsamen das Ziel zeitlich zu verfehlen, selbst wenn der schnelle Prozess eine geringere Auflösung hat [4]. Zudem ist in der Vorauslegungsphase viel Unternehmenserfahrung kumuliert. Die Unterschiede zwischen den Erzeugnissen individueller Triebwerkshersteller ergeben sich laut CASEY durch die verwendeten Vorauslegungsmethoden, da in diesen für gewöhnlich eigene Korrelationen und Erfahrungen eingebettet sind [6].

In der sich anschließenden Phase der Detailauslegung der einzelnen Komponenten werden die Modelle und Auslegungen, die in der vorangegangenen Phase auf Basis begrenzter Ausgangsdaten und Randbedingungen erzeugt wurden, unter Einsatz weiterführender Methoden, wie 3D-CFD-Simulationen, untersucht, um zum Beispiel Beschaukelungen zu erhalten, die den vorher festgesetzten Eigenschaften gerecht werden [21].

Die Triebwerksvorauslegung nimmt zusammenfassend eine entscheidende Rolle im Designprozess ein. Durch die flexible Einsatzmöglichkeit sowie das Potenzial, Zeit und Kosten einzusparen, bietet sie sowohl für die Triebwerksentwicklung wettbewerbsorientierter Unternehmen, als auch für die Forschung Vorteile.

3 Grundlagen

Das Grundlagenkapitel behandelt einige relevante theoretische Hintergründe zu Themen, die im weiteren Verlauf eine wichtige Rolle spielen und soll zu einem besseren Verständnis der Zusammenhänge beitragen. Dafür wird eine Aufteilung entsprechend den wesentlichen Modellierungsschritten vorgenommen. Bei diesen handelt es sich um die Modellierung des thermodynamischen Kreisprozesses sowie der Ringraumgeometrie und die Gewichtsabschätzung.

Die Bezeichnungsweise der charakteristischen thermodynamischen Ebenen entspricht der des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LHT) mit zwei Ausnahmen. Die Ebene 13 bezeichnet nicht den Austritt des äußeren Fans nach dem Leitrad, sondern direkt nach dem Laufrad. Dafür bezeichnet die Ebene 6 nicht den Eintritt in den Nachbrenner, sondern den Austritt des äußeren Fans nach dem Leitrad.

3.1 Thermodynamischer Kreisprozess

3.1.1 Grundlegender Aufbau von Turbofantriebwerken und Performance-Parameter

Bei den in dieser Arbeit behandelten Luftfahrtantrieben handelt es sich um Turbofantriebwerke. Bei diesen Flugzeugtriebwerken wird der durch den Triebwerkseinlauf eintretende Strom des Arbeitsmediums Luft hinter der Fan-Komponente, in zwei Teilströme aufgeteilt, den kalten und den heißen Strom. Im sogenannten heißen Kreis werden die grundlegenden Komponenten eines Flugtriebwerks durchströmt, also Verdichter, Brennkammer und Turbinen. Dabei wird zwischen Hoch- und Niederdruckteil unterschieden. Ersterer setzt sich aus dem Hochdruckverdichter (HPC), der Brennkammer (Combustor) und der Hochdruckturbine (HPT) zusammen, die den Verdichter über die Hochdruckwelle (HP Shaft) antreibt. Der Niederdruckteil besteht aus dem Fan, einem optionalen Niederdruckverdichter (LPC) und einer Niederdruckturbine (LPT), die beide Komponenten über eine gemeinsame Niederdruckwelle (LP Shaft) antreibt, welche durch das innere der Hochdruckwelle verläuft. Es gibt auch dreiwellige Ausführungen, bei denen Fan, Nieder- und Hochdruckverdichter jeweils von einer entsprechenden Turbine angetrieben werden. Anschließend strömen beide Anteile des Massenstroms entweder durch separate Schubdüsen oder werden durch einen Mischer (Mixer) miteinander vermischt und strömen durch eine einzelne Düse. Dadurch ist eine Reduktion des Lärms und des spezifischen Brennstoffverbrauchs in innerhalb eines gewissen *BPR*-Intervalls möglich [5].

Der Hauptgedanke bei der Strahlaufteilung ist, den Vortriebswirkungsgrad zu steigern, der bei Turbojettriebwerken ohne kalten Kreis dadurch beschränkt ist, dass einerseits bei kleinem Massenstrom eine hohe Strahlgeschwindigkeit am Austritt für einen hohen Schub benötigt wird (vgl. Abschn. 3.1.2), aber andererseits der Vortriebswirkungsgrad mit zunehmender Strahlgeschwindigkeit sinkt (vgl. Abschn. 3.1.4). Durch den kalten Kreis bei Turbofantriebwerken kann der Schub durch einen hohen Massenstrom und eine geringe Strahlgeschwindigkeit realisiert werden. Dabei gibt das Nebenstromverhältnis (Bypass Ratio, BPR)

$$BPR := \frac{\dot{m}_{13}}{\dot{m}_{21}} \quad (3.1)$$

das Verhältnis aus dem außen vorbeigeführten Massenstrom des kalten Kreises zum Massenstrom des heißen Kreises an. Für den Fan wird dementsprechend ein Druckverhältnis

$$\Pi_k := \frac{p_{13}}{p_2} \quad (3.2)$$

für den kalten Kreis und ein Druckverhältnis

$$\Pi_h := \frac{p_{21}}{p_2} \quad (3.3)$$

für den heißen Kreis definiert. Ein weiterer charakteristischer Parameter für Kerntriebwerke ist das gesamte Verdichterdruckverhältnis (Overall Pressure Ratio, OPR):

$$OPR := \frac{p_3}{p_1} . \quad (3.4)$$

Darin ist der Einlaufdruckverlust, auch als Druckrückgewinn (Inlet Pressure Recovery, IPR) bezeichnet, enthalten. Für diesen gilt:

$$IPR := \frac{p_2}{p_0} . \quad (3.5)$$

Bei der Angabe von Massenströmen wird für gewöhnlich der reduzierte Massenstrom oder der korrigierte Massenstrom verwendet. Bei dem reduzierten Massenstrom handelt es sich um eine reduzierte Größe, die dem Machschen Ähnlichkeitsgesetz nachkommt [5]. Aus diesem Gesetz leitet sich ab, dass Betriebspunkte von Turbokomponenten nur dann miteinander vergleichbar sind, wenn die Machzahlen innerhalb der Komponente übereinstimmen, also Axial- und Umfangsmachzahl. Daher wird der natürliche Massenstrom umgerechnet, um die Vergleichbarkeit zu gewährleisten. Für den reduzierten Massenstrom ergibt sich dann:

$$\dot{m}_{red} := \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{T_{tE}}}{p_{tE}} . \quad (3.6)$$

Es werden die thermodynamischen Größen des Eintrittszustands in die Komponente verwendet. Der korrigierte Massenstrom

$$\dot{m}_{korr} := \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{T_{tE}}}{p_{tE}} \cdot \frac{p_{ref}}{\sqrt{T_{ref}}} \quad (3.7)$$

ergibt sich, indem der reduzierte Massenstrom mit Referenzgrößen normiert wird. Für diese werden nachfolgend die Werte der internationalen Standardatmosphäre (ISA) bei Normalnull verwendet: $T_{ref} = 288.15 \text{ K}$, $p_{ref} = 101325 \text{ Pa}$. Ebenso wie der Massenstrom wird für die Machsche Ähnlichkeit auch die Drehzahl in eine reduzierte Form umgerechnet, die wiederum normiert werden kann. Näheres kann der Literatur entnommen werden [5]. In Komponentenkennfeldern wird die reduzierte Drehzahl häufig mit den Daten des Auslegungspunktes (Design-Punkt) normiert, sodass eine prozentuale Angabe der Drehzahl einer Drehzahlkurve möglich ist. Im Auslegungspunkt läge damit eine Drehzahl von 100 % vor.

Um eine Aussage über den Brennstoffverbrauch von Triebwerken treffen zu können, wird der schubspezifische Brennstoffverbrauch (Thrust Specific Fuel Consumption, $TSFC$) herangezogen. Der Brennstoffmassenstrom wird im weiteren Verlauf auf den uninstallierten Schub bezogen:

$$TSFC := \frac{\dot{m}_B}{F} . \quad (3.8)$$

Während der Betriebsdauer von Triebwerken tritt eine Erhöhung des spezifischen Brennstoffverbrauchs auf, welche durch eine sukzessive Leistungsver schlechterung der Maschine aufgrund von Alterungserscheinungen bedingt ist.

Wird der Brennstoffmassenstrom auf den Brennkammermassenstrom bezogen, so ergibt sich das Brennstoff/Luft-Verhältnis (Fuel To Air Ratio, FAR). Da bei dem in dieser Arbeit betrachteten Triebwerk Kühlluft entlang der Brennkammer entnommen wird, ergibt sich folgende Definition für das FAR :

$$FAR := \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_{21} - \dot{m}_{KL}} . \quad (3.9)$$

3.1.2 Schubgleichung

Für ein gemischtes Turbofantriebwerk lässt sich eine allgemeine Schubgleichung für den uninstallierten Schub herleiten. Da durch die Mischung keine separaten Schubdüsen vorliegen, ist eine Herleitung wie bei einem Turbojettriebwerk möglich. Die nachfolgenden Ausführungen folgen der Herleitung nach BRÄUNLING [5], wobei die Düsenaustrittsfläche A_8 in der Ebene 8 in Abbildung 3.1 als Austrittsebene aus dem Triebwerk angenommen wird.

Kräfte lassen sich nach dem 2. Newtonschen Axiom

$$\vec{F} := \frac{d}{dt}(m \cdot \vec{c}) = m \cdot \frac{d\vec{c}}{dt} + \vec{c} \cdot \frac{dm}{dt} = \frac{d\vec{I}}{dt} \quad (3.10)$$

auf zeitliche Impulsänderungen zurückführen. In dieser Gleichung ist der Impuls

$$\vec{I} := m \cdot \vec{c} \quad (3.11)$$

nicht weiter berücksichtigt. Das erste Integral repräsentiert die externen Druckkräfte auf den festen Teil der Kontrolloberfläche und kann auch als

$$\int_A \vec{\sigma}_n dA = \int_A p_{s_{ext}} \cdot \vec{n} dA \quad (3.15)$$

geschrieben werden. Der Impulssatz (Gl 3.12) wird nun auf den Teil der Strömung innerhalb der sogenannten Fangstromröhre in Abbildung 3.1 angewandt. Da nur der Schub in x -Richtung zur Vortriebserzeugung relevant ist und die Strömungsgrößen in den Flächen homogen verteilt sind, kann die Gleichung wie folgt angegeben werden:

$$F = c_8 \cdot (\rho_8 \cdot c_8 \cdot A_8) - c_0 \cdot (\rho_0 \cdot c_0 \cdot A_0) - p_{s_0} \cdot A_0 + p_{s_8} \cdot A_8 - \int_{A_0}^{A_8} p_{s_{ext}} dA. \quad (3.16)$$

Darin enthalten ist der Ein- und Austrittsmassenstrom:

$$\begin{aligned} \dot{m}_0 &= \rho_0 \cdot c_0 \cdot A_0 \\ \dot{m}_8 &= \rho_8 \cdot c_8 \cdot A_8 = \dot{m}_0 + \dot{m}_B - \dot{m}_Z. \end{aligned} \quad (3.17)$$

Der Zapfluftmassenstrom \dot{m}_Z umfasst jegliche als Sekundärluftstrom entnommene Luftströme, die nicht wieder dem Triebwerksstrom zugeführt werden. Wird nun der Impulssatz auf den Teil der Strömung außerhalb der Fangstromröhre angewandt, ergibt sich nach einigen Zwischenschritten:

$$\int_{A_0}^{A_8} p_{s_{ext}} dA = p_{s_0} \cdot (A_8 - A_0). \quad (3.18)$$

Durch Einsetzen der Gl. 3.17 und 3.18 in Gl. 3.16 ergibt sich schließlich die allgemeine Schubgleichung für ein gemischtes Turbofantriebwerk zu

$$F = c_8 \cdot (\dot{m}_0 + \dot{m}_B - \dot{m}_Z) - c_0 \cdot \dot{m}_0 + A_8 \cdot (p_{s_8} - p_{s_0}). \quad (3.19)$$

Der Schub wird bei Turbojettriebwerken vorwiegend über eine hohe Geschwindigkeit des Abgasstrahls realisiert, während bei Turbofantriebwerken der hohe Massenstrom in Kombination mit einer geringeren Austrittsgeschwindigkeit wesentlich ist. Bei einer angepassten Düse entfällt der letzte Term in Gleichung 3.19.

3.1.3 Kreisprozess und Kühlluft im h - s -Diagramm

Das Arbeitsmedium eines Turbofantriebwerks erfährt im Betrieb nacheinander Zustandsänderungen. Dieser thermodynamische Kreisprozess kann im idealisierten Fall durch den Joule-Vergleichsprozess beschrieben werden. Dabei wird eine Reihe von Annahmen getroffen, insbesondere der verlustfreie, also isentrope Verlauf von Kompressions-, Expansions- und Strömungsvorgängen. Dennoch können auf Grundlage des Joule-Prozesses die grundlegenden thermodynamischen Vorgänge nachvollzogen werden. Dargestellt ist dieser Vergleichsprozess in Abbildung 3.2. Bei einem realen Prozess würden die o.g. Vorgänge im

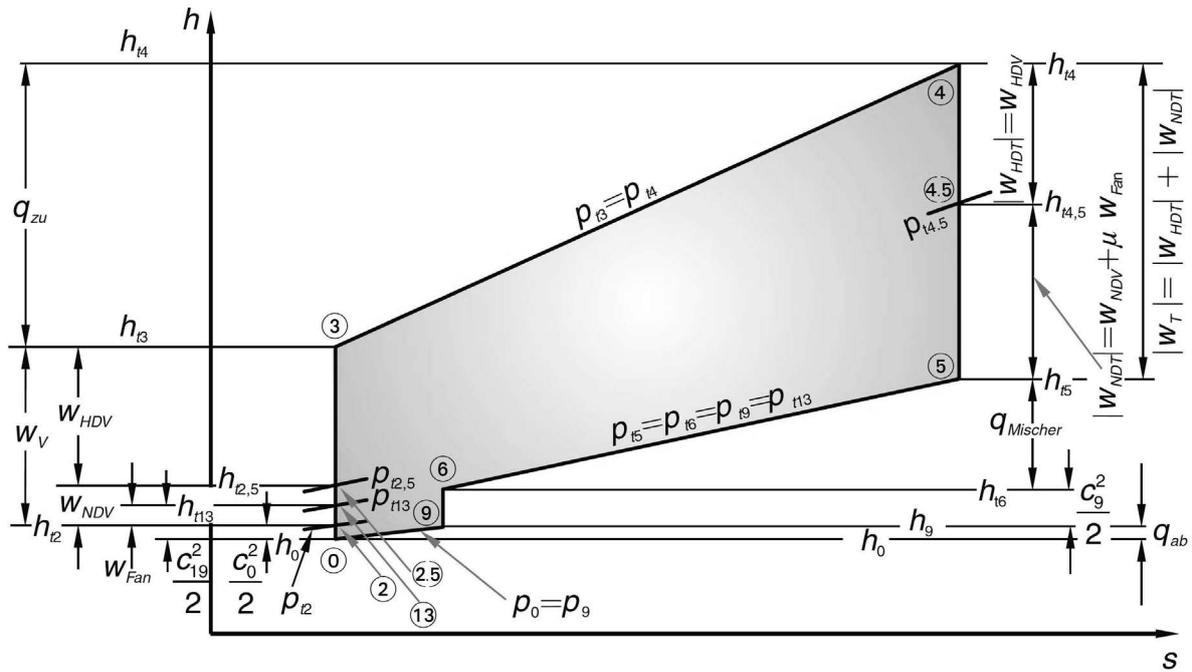


Abb. 3.2: Idealer Kreisprozess eines gemischten Turbofantriebwerks im h - s -Diagramm [5]

Diagramm nicht vertikal, sondern polytrop mit einer Entropiezunahme verlaufen.

Der Prozess beginnt mit dem Umgebungszustand 0. Bis zum Zustand 2 kommt es entsprechend der kinetischen Energie der Anströmung durch den Aufstau zu einer Erhöhung der statischen Enthalpie, da sich der statische Druck erhöht. Der Strom des heißen Kreises wird durch Fan und LPC auf den thermodynamischen Zustand 2,5 verdichtet und anschließend durch den HPC auf den Zustand 3. Im kalten Kreis dagegen wird die Strömung durch den Fan lediglich auf das Niveau von Punkt 13 verdichtet. Im heißen Kreis findet eine isobare Wärmezufuhr in der Brennkammer statt. Darauf folgt die Expansion in HPT und LPT, welche die Leistung für den Verdichterteil erbringen. Im Mischer erfolgt eine Wärmeabfuhr, da Wärme von dem heißen auf den kalten Strom übertragen wird, und eine Mischung der Ströme mit den Zuständen 5 und 13. Schließlich folgt über die Schubdüse eine Expansion auf den Umgebungszustand 9.

In diesem Prozess ist der Einfluss eines Sekundärluftsystems nicht berücksichtigt, da Massenströme außer dem Hauptluftmassenstrom als vernachlässigbar klein angesehen werden. Abbildung 3.3 verdeutlicht den Unterschied, der sich durch die Verwendung von Kühlluft für die Turbinen ergibt. In der Abbildung wird ein vereinfachtes Kühlluftmodell gezeigt, welches real anders aussehen würde. Zur Verbesserung der thermischen Wirkungsgrades werden Turbineneintrittstemperaturen angestrebt, welche eine Kühlung der Turbine erforderlich machen. Durch die Kühlung der Turbinen sind wesentliche höhere Temperaturen im Betrieb möglich, ohne die eingesetzten Werkstoffe thermisch zu überlasten.

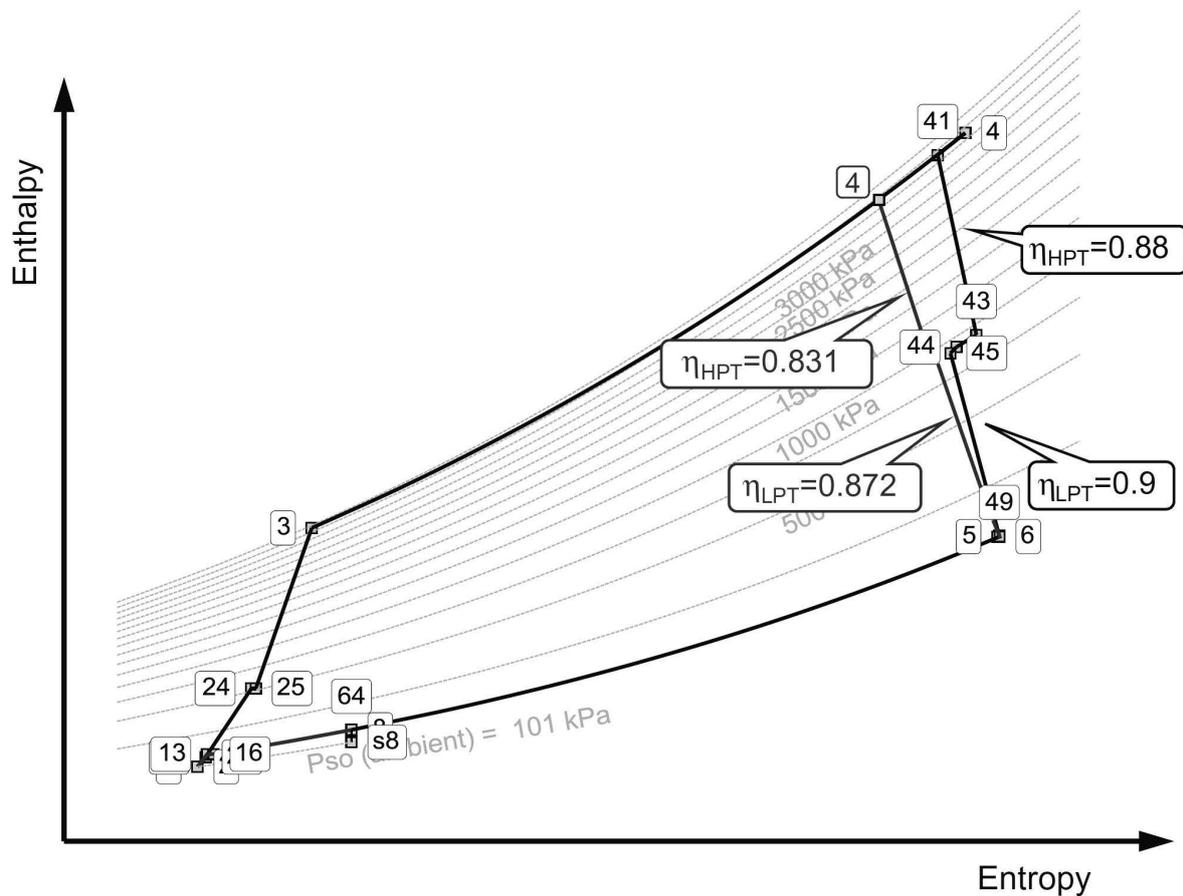


Abb. 3.3: Kreisprozess eines Turbofantriebwerks mit und ohne (blau) Kühlluft im h - s -Diagramm [22]

3.1.4 Triebwerks- und Komponentenwirkungsgrade

Für Flugzeugtriebwerke lässt sich eine Reihe von Wirkungsgraden unterscheiden, mit denen die Effizienz des gesamten Triebwerks sowie einzelner Teile und Komponenten bis hin zu deren Stufen beschrieben werden kann. Dabei existieren mehrere Definitionen für die Wirkungsgrade.

Für die im Triebwerk eingesetzten Wellen wird ein mechanischer Wirkungsgrad angegeben. Dieser beschreibt die Reibungsverluste, die hauptsächlich auf Reibung in den Lagern und Reibung zwischen der Welle und dem umgebenden Medium zurückzuführen [37] sind. Der mechanische Wirkungsgrad kann somit als

$$\eta_m := \frac{P_{i,T} + P_{V,m}}{P_{i,T}} \quad (3.20)$$

$$P_{i,T} < 0$$

definiert werden. Die innere Leistung $P_{i,T}$ der Turbine ist per Vorzeichenkonvention negativ, da Leistung abgegeben wird.

Für die eingesetzten Komponenten können isentrope oder polytrope Wirkungsgrade bestimmt werden. Für die Definition des isentropen Wirkungsgrades werden eine irreversible adiabate und eine isentrope Zustandsänderung ins Verhältnis zueinander gesetzt. Dann ergibt sich

$$\eta_{is,V} := \frac{\Delta h_{EA_{is}}}{\Delta h_{EA}} \quad (3.21)$$

für den Verdichter und

$$\eta_{is,T} := \frac{\Delta h_{EA}}{\Delta h_{EA_{is}}} \quad (3.22)$$

für die Turbine. Die Isobaren im h - s -Diagramm sind allerdings in Ordinateurichtung nicht äquidistant verteilt (Divergenz der Isobaren). Der isentrope Wirkungsgrad ist somit abhängig vom Druckverhältnis [5], was den Vergleich von Turbomaschinen unterschiedlichen Druckverhältnisses erschwert. Stattdessen kann der polytrope Wirkungsgrad herangezogen werden, um eine Aussage über die strömungsmechanische Güte treffen zu können. Der statische polytrope Wirkungsgrad für Verdichter kann angegeben werden als:

$$\eta_{pol,V} := \frac{1}{j - \frac{q}{w_{tech}^{rev}}} = \frac{1}{\frac{\Delta h_{EA}}{w_{tech}^{rev}} - \frac{q}{w_{tech}^{rev}}} \quad (3.23)$$

Analog dazu ergibt sich für die Turbine:

$$\eta_{pol,T} := j - \frac{q}{w_{tech}^{rev}} \quad (3.24)$$

Darüber hinaus wird der Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks verwendet, welcher ein Maß für das technologische Niveau des Triebwerks darstellt und sich aus dem Produkt von Vortriebswirkungsgrad und thermischem Wirkungsgrad ergibt. Ersterer ist das Verhältnis aus der Vortriebsleistung und der Nutzleistung, die aus dem Kreisprozess zur Verfügung steht, und beschreibt somit, welcher Anteil der vom Triebwerk nach außen abgegebenen Energie in Schub umgesetzt werden kann. Die Gasleistung beschreibt, welche Leistung hinter den Nach GRIEB [17] kann der Vortriebswirkungsgrad für Turbofantriebwerke angegeben werden als

$$\eta_{prop} := \frac{P_{prop}}{P_N} = \frac{F \cdot c_0}{P_N} = \frac{2 \cdot \frac{c_0}{\bar{c}_D}}{1 + \frac{c_0}{\bar{c}_D}} \quad (3.25)$$

mit der mittleren Strahlgeschwindigkeit

$$\bar{c}_D = \frac{c_h + BPR \cdot c_k}{1 + BPR} \quad (3.26)$$

Der thermische Wirkungsgrad hingegen gibt das Verhältnis aus der Nutzleistung zur im Brennstoff enthaltenen chemischen Energie an. Für diesen Wirkungsgrad gilt:

$$\eta_{th} := \frac{P_N}{P_B} = \frac{(1 + BPR) \cdot \bar{c}_D^2}{2 \cdot \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_{21}} \cdot H_i} \cdot \left(1 - \left(\frac{c_0}{\bar{c}_D} \right)^2 \right) \quad (3.27)$$

Diese Definitionen enthalten einige Vereinfachungen, die der Literatur entnommen werden können [17], und werden hier eher zur qualitativen Veranschaulichung genutzt. Damit ist der Gesamtwirkungsgrad schließlich:

$$\eta_{ges} := \eta_{prop} \cdot \eta_{th} . \quad (3.28)$$

3.1.5 Komponentenkennfelder

Das Betriebsverhalten von Verdichtern und Turbinen wird im Teillastbetrieb (Off-Design) mithilfe von Ähnlichkeitskennfeldern über einen weiten Arbeitsbereich beschrieben. Für die Darstellung werden reduzierte Kennfeldgrößen verwendet, die dem Machschen Ähnlichkeitsgesetz gehorchen (vgl. Abschn. 3.1.1) und damit den Vergleich ähnlicher Betriebszustände erlauben. In Verdichterkennfeldern wird beispielsweise das Druckverhältnis über dem Massenstrom aufgetragen. Das Kennfeld wird durch die Geometrie der Komponente bestimmt. Bei einer Änderung der Geometrie verändert sich auch das Kennfeld [37]. Ermittelt werden können Kennfelder über Prüfstandsversuche, in denen bei jeweils konstanter Drehzahl ein Drosselvorgang stattfindet, wodurch sich die Drehzahlkurven des Kennfelds ergeben. Auch durch Rechenverfahren können Kennfelder bestimmt werden [29]. Wirkungsgrade werden in Kennfeldern als Muschelkurven dargestellt.

Bei dem Einsatz rechnergestützter Berechnungsverfahren für die Performance-Rechnung werden hingegen nicht die reduzierten Kennfeldgrößen für die Navigation innerhalb der Kennfeldtopologie verwendet. Dies liegt an dem Verlauf der Drehzahlkurven. Bei sehr hohen Massenströmen verlaufen diese oft annähernd oder vollständig vertikal. Würden nun die Drehzahl und der Massenstrom angegeben werden, könnte das Druckverhältnis nicht ermittelt werden, da einem Wert des Massenstroms entweder mehrere Werte des Druckverhältnisses zugeordnet wären, oder das Druckverhältnis eine zu hohe Sensitivität gegenüber Änderungen des Massenstroms aufweisen würde. Ähnlich verhält es sich bei Massenströmen nahe der Pumpgrenze, da hier die Drehzahlkurven horizontal verlaufen und damit die Verwendung von Drehzahl und Druckverhältnis zur Festlegung eines Punktes in der Topologie ebenso eingeschränkt ist. Zur Umgehung dieses Umstands werden stattdessen die Drehzahl und eine sogenannte Beta-Linie angegeben. Dies sind gleichmäßig verteilte Hilfslinien im Kennfeld, welche die Drehzahlkurven schneiden und keine physikalische Grundlage haben [16]. Abbildung 3.4 zeigt eine Darstellung dieser Linien.

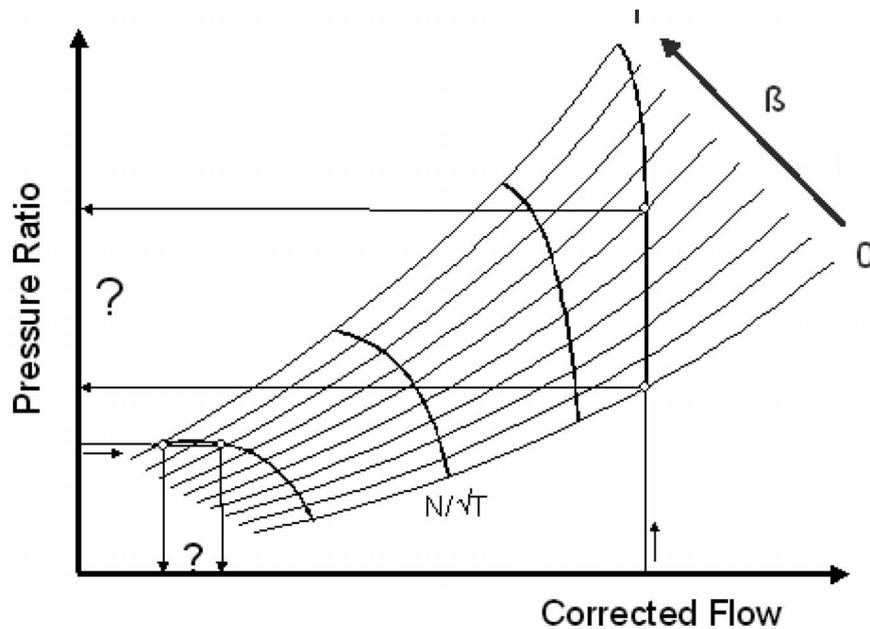


Abb. 3.4: Beta-Linien in einem Verdichterkennfeld [16]

3.1.6 Design- und Off-Design-Rechnung

Bei der Performance-Rechnung von Flugtriebwerken wird zwischen dem Design- und den Off-Design-Punkten unterschieden, deren Berechnung unterschiedlich erfolgt. Als Design-Punkt wird klassischerweise der Betriebspunkt gewählt, in dem das Triebwerk am längsten verweilt [37]. Für diesen Betriebspunkt wird dann der thermodynamische Kreisprozess optimiert. Während dieses Auslegungsprozesses werden die sogenannten Performance-Parameter festgelegt. Darüber hinaus bestimmt die Design-Rechnung die Geometrie des Triebwerks. Jegliche Änderung des Design führt damit zu einer Änderung der Triebwerksgeometrie. Die rechnergestützte Design-Rechnung erfolgt relativ geradlinig, da kein Gleichungssystem gelöst werden muss. Mithilfe der Benutzereingaben werden die unbekannt Parameter sukzessive anhand thermodynamischer Gleichungen berechnet.

Bei der Off-Design-Rechnung werden Teillastbetriebspunkte bei fixer Triebwerksgeometrie berechnet. Hier werden die Komponentenkennfelder verwendet, um das Off-Design-Verhalten zu ermitteln. Im Gegensatz zur Design-Rechnung ist nun ein Gleichungssystem zu lösen, da einige Eingabegrößen für den thermodynamischen Kreisprozess zunächst unbekannt sind. Dafür wird ein Iterationsalgorithmus verwendet. Das Ziel ist es, die Fehlergrößen, die bei jeder Iteration erhalten werden, unter einen hinreichend kleinen Wert zu reduzieren.

3.2 Geometriemodellierung

Mit den Daten aus der Performance-Rechnung und der Festlegung von Machzahlen und Nabenverhältnissen an den Triebwerksstationen können die wichtigen Triebwerksdimensionen bestimmt werden. Anhand des thermodynamischen Zustands an einer Station und

der Machzahl kann die Strömungsgeschwindigkeit bestimmt werden. Aus der Kontinuitätsgleichung kann dann die Fläche abgeleitet werden. Handelt es sich um eine Kreisringfläche, wird in einem nächsten Schritt mithilfe des Nabenverhältnisses der Naben- und der Gehäusedurchmesser bestimmt, womit die radialen Dimensionen des Triebwerks feststehen. Zu bestimmen sind noch die Komponentenlängen und Stufenanzahlen.

Dafür wird zunächst das Schaufelhöhenverhältnis (Aspect Ratio, AR) herangezogen:

$$AR := \frac{b_r}{b_{ax}} = \frac{r_G - r_N}{\frac{1}{2} \cdot (b_{G,ax} + b_{N,ax})}. \quad (3.29)$$

Die radiale Schaufellänge b_r entspricht hier vereinfacht der Kanalhöhe und damit der Differenz von Gehäuse- und Nabenradius. Bei manchen Angaben aus der Dokumentation handelt es sich um die Radien an der Mitte der axialen Schaufelerstreckung, bei anderen ist der axiale Bezug nicht eindeutig. Die axiale Schaufelerstreckung b_{ax} wird als gemittelter Wert aus der axialen Schaufelerstreckung an der Schaufelspitze und am Schaufelfuß gebildet. Aus einem arithmetischen Mittel von AR für die gesamte Komponente wird so für jede Schaufel dieselbe axiale Schaufelerstreckung berechnet.

Für die Abschätzung der Stufenanzahl wird die Enthalpiekenngroße ψ_h für eine Stufe verwendet:

$$\psi_h := \frac{\Delta h_t}{u_{fm,E}^2} = \frac{\Delta h_t}{(2 \cdot \pi \cdot N \cdot r_{fm,E})^2} \quad (3.30)$$

$$r_{fm,E} = \sqrt{\frac{1}{2} \cdot (r_{G,E}^2 + r_{N,E}^2)}. \quad (3.31)$$

Diese wird hier am Eintritt der Stufe im Flächenmittel bestimmt. Die Änderung der spezifischen Totalenthalpie Δh_t ist aus der Performance-Rechnung bekannt. Mit den radialen Dimensionen und einer anzugebenden Drehzahl ergibt sich die Umfangsgeschwindigkeit $u_{m,E}$. Die Stufenanzahl wird so festgelegt, dass die angegebene Enthalpiekenngroße in keiner Stufe überschritten wird.

Über das Teilungsverhältnis (Pitch Ratio, PR) wird weiterhin die Schaufelanzahl i_s einer Stufe errechnet:

$$PR := \frac{t}{b_{ax}} = \frac{\frac{2 \cdot \pi \cdot r_m}{i_s}}{\frac{1}{2} \cdot (b_{G,ax} + b_{N,ax})} \quad (3.32)$$

$$r_m = \frac{1}{2} \cdot (r_G + r_N). \quad (3.33)$$

3.3 Gewichtsabschätzung

Der Bestimmung des Triebwerksgewichts in der Vorauslegungsphase kommt aufgrund des ökonomischen und ökologischen Einflusses eine hohe Bedeutung zu. Daher wurde im Laufe der Zeit eine Reihe von Methoden zur Gewichtsabschätzung entwickelt. Diese lassen sich in

unterschiedliche Kategorien unterteilen [31, 24]. Auf der einen Seite existieren Methoden, die auf rein statistischen Verfahren beruhen. Dem stehen solche gegenüber, die physikalisch motiviert sind und basierend auf einer Datenlage angepasst wurden. Weiterhin kann unterschieden werden zwischen Methoden, die auf dem Gesamt- oder Komponentengewicht basieren.

Das hier angewandte komponentenbasierte Verfahren nach SAGERSETER et. al stellt Korrelationen zur Verfügung, die hauptsächlich auf geometrischen Eigenschaften beruhen [30], welche im Rahmen einer grundlegenden Geometriemodellierung während der Vorauslegung festgelegt werden können. Die Korrelationen wurden nicht anhand statistischer, sondern grafischer Methoden unter Verwendung realer Triebwerksdaten unterschiedlicher Entwicklungsstadien entwickelt, die zu Beginn der 70er-Jahre verfügbar waren. Es handelte sich dabei nicht ausschließlich um Triebwerke im Produktionsstadium. Etwa 57% der betrachteten Triebwerke befanden sich in der Vorauslegung. Darüber hinaus wurde die Methode vorwiegend für Triebwerke entwickelt, die für einen senkrechten Start- und Landevorgang (VTOL) vorgesehen waren. Dabei wird eine Genauigkeit der Gewichtsabschätzung von $\pm 10\%$ für die untersuchten Triebwerke angegeben. Evaluierungen verschiedener Methoden zur Gewichtsabschätzung von LOLIS et. al zeigen, dass die Methode nach SAGERSETER gegenüber den anderen untersuchten Methoden zwar die geringsten Abweichungen zeigt, diese mit $\pm 25\%$ jedoch deutlich über dem angegebenen Wert von $\pm 10\%$ liegen [24].

4 Energy Efficient Engine

Dieses Kapitel widmet sich der Vorstellung des von der NASA ins Leben gerufenen und finanzierten Energy-Efficient-Engine-Programms, das von 1978 bis Mitte der 80er-Jahre lief. Dabei wird nicht nur das E³-Programm selbst beschrieben, sondern ebenso die Hintergründe und Strukturierung des Forschungsunterfangens, die sich auch in der Art und Weise der Dokumentation widerspiegelt. Die beiden Triebwerksentwürfe, welche während des Programms entstanden, werden vorgestellt und darauf aufbauend wird die Auswahl des Referenztriebwerks für diese Arbeit beschrieben.

4.1 Motivation und Ziel

Den Impetus für das Energy-Efficient-Engine-Programm gab das aus der Ölpreiskrise des Jahres 1973 erwachsene neue Bewusstsein für die Notwendigkeit von Brennstoffeinsparungen in den Vereinigten Staaten. Insbesondere die Luftfahrtindustrie als ein Verbraucher von aus Erdöl hergestellten Brennstoffen war von den gestiegenen Kosten betroffen, die sich im Zeitraum von 1973 bis 1975 verdreifachten [7]. Insofern reagierte die NASA Mitte der 70er-Jahre, indem sie das E³-Programm als Teil des Aircraft-Energy-Efficiency-Programms in die Wege leitete, um probate Lösungsansätze in Form von Technologien zu erforschen, die das Potenzial zur Reduktion des Brennstoffverbrauchs und der Betriebskosten zukünftiger Flugzeugtriebwerke boten. Um die Technologien für die Reduktion des Verbrauchs sowohl für den kommerziellen respektive zivilen, als auch für den militärischen Sektor umzusetzen und verfügbar zu machen, waren übergreifende ökonomische und ökologische Betrachtungen nicht zu vernachlässigen. Die definierten Ziele des Projekts lauteten wie folgt:

- Reduktion des *TSFC* um 12 %
- Reduktion der Alterungserscheinung des *TSFC* um 50 %
- Reduktion der direkten Betriebskosten um 5 %
- Einhaltung der 1978 erlassenen Schallemissionsverordnungen der US Federal Aviation Administration
- Erreichen der Abgasemissionsstandards der US Environmental Protection Agency von 1981

Die prozentualen Werte in den einzelnen Zielen stehen in Relation zu den Turbofantriebwerken JT9D-7A von Pratt&Whitney und CF6-50C von General Electric; dabei handelt

es sich um die beiden US-amerikanischen Triebwerkshersteller, die von der NASA unter Vertrag genommen wurden, um das E³-Programm durchzuführen. Die beiden Triebwerke wurden nach gegenseitiger Absprache von der NASA und dem jeweiligen Hersteller als Referenz herangezogen, da es sich bei diesen um weit verbreitete Triebwerke in den 1970er-Jahren handelte [12, 3].

Noch vor Beginn dieses Programms sollten die Unternehmen für damalige Verhältnisse fortschrittliche Antriebe für Unterschallflugzeuge untersuchen, um die vielversprechenden Triebwerkskonzepte und Technologien zu identifizieren, die während des E³-Programms verfolgt werden sollten. Dazu gehörten auch zur damaligen Zeit eher unkonventionelle Konzepte wie Getriebefans. Darauf folgte eine nähere Analyse der engeren Auswahl. Diese Forschungsbestrebungen, bei denen auch Unternehmen wie Boeing, Lockheed und McDonnell Douglas unterstützend mitwirkten, resultierten in der Definition je einer Flight Propulsion System (FPS) genannten Triebwerksauslegung von P&W und GE [7]. Dieses FPS bildete die Ausgangsbasis für weitere Entwicklungen während des Programms. Es stellte jedoch letztendlich keinen Triebwerksentwurf dar, der für die Weiterführung bis zur tatsächlichen serienmäßigen Produktion vorgesehen war. Vielmehr lag die Intention der NASA darin, eine Bündelung der für fortschrittliche und energieeffiziente Triebwerke notwendigen Technologien zur Verfügung zu stellen, damit die Triebwerkshersteller die Entwicklung derartiger Triebwerke einleiten konnten, ohne einem über das normale Maß erhöhten geschäftlichen Risiko ausgesetzt zu sein [3].

4.2 Strukturierung und Dokumentation

Begleitet wurde das E³-Programm von einer strukturierten Dokumentation, die sich in unterschiedliche Arten von technischen Berichten gliedert. Um die Vorgaben der NASA und die Programmziele zu realisieren, wurde eine Unterteilung des Projekts in vier Haupttätigkeitsbereiche vorgenommen, auf welchen der Fokus der einzelnen Berichte im Wesentlichen liegt. Die verfügbare Literatur beschränkt sich in dieser Hinsicht auf von der NASA veröffentlichte technische Berichte, welche für die vorliegende Arbeit maßgeblich sind, da sie die wichtigen Triebwerksdaten enthalten, auf die sich die Triebwerksmodellierung stützt. Die vier genannten Haupttätigkeitsbereiche wurden nummeriert und stellen sich folgendermaßen dar [14]:

- Tätigkeitsbereich 1

Bei dem ersten Tätigkeitsbereich ging es um die multidisziplinäre Auslegung, Evaluierung und kontinuierliche Verbesserung des FPS, also des Gesamttriebwerks. Dabei konnten die Technologieanforderungen eines neuen Triebwerks identifiziert und mit diesen Kenntnissen die detaillierte Entwicklung und Erprobung der Komponenten durchgeführt werden. Anhand des FPS konnte eine Auswertung ökonomischer Parameter des Gesamtsystems erfolgen. Ein weiterer Punkt war die Verwendung des FPS als Benchmark, um die Performance der Komponenten sowie des gesamten Triebwerks im Verlauf des Programms bemessen und verfolgen zu können. Das FPS

und die technischen Berichte wurden in regelmäßigen Intervallen mit dem Auftreten von neuen Ideen, Erkenntnissen und Testergebnissen aus den übrigen Tätigkeitsbereichen überarbeitet.

- Tätigkeitsbereich 2
Dieser Tätigkeitsbereich beschäftigte sich mit der Detailauslegung der einzelnen Komponenten des FPS.
- Tätigkeitsbereich 3
Bei dem dritten Tätigkeitsbereich ging es um die Fertigung und um Prüfstandsversuche des Kerntriebwerks, bestehend aus HPC, Brennkammer und HPT.
- Tätigkeitsbereich 4
Im Rahmen des letzten Tätigkeitsbereiches wurde das um die Niederdruckkomponenten erweiterte Kerntriebwerk, genannt „Integrated Core/Low Spool“ (ICLS) auf dem Prüfstand erprobt.

An dieser Stelle ist zwischen FPS und ICLS zu unterscheiden. Das FPS war, wie oben beschrieben, nicht für eine tatsächliche Produktion angedacht. Dennoch war es Teil der Prozedur, die Komponenten einzeln und im Verbund als ICLS auf dem Prüfstand zu untersuchen. Wie der Dokumentation dabei allerdings zu entnehmen ist, bestanden Unterschiede zwischen FPS und ICLS. P&W beschreibt das FPS in diesem Zusammenhang als „analytical study engine“, während das ICLS als das Testvehikel zur Erprobung der Technologiekonzepte genannt wird [38]. Das FPS, welches im weiteren Verlauf modelliert wird, enthielt weiterhin Verbesserungen, die auf Erkenntnissen aus den Prüfstandsversuchen beruhten [3].

Die nachfolgend in dieser Arbeit verwendeten Referenz-Triebwerksdaten entstammen dem finalen Bericht zum Tätigkeitsbereich 1 und beziehen sich somit auf den finalen Entwicklungsstand, da davon ausgegangen werden kann, dass in den Angaben sämtliche Entwicklungen enthalten sind und keine Überarbeitungen mehr ausstanden. Nichtsdestotrotz wird stellenweise auf ältere technische Berichte zurückgegriffen, insbesondere im Abschnitt 4.4.2, daher führt Tabelle 4.1 eine Übersicht über die entsprechenden Berichte beziehungsweise Entwicklungsstände von P&W und deren im Text verwendete Termini ein.

Tab. 4.1: Entwicklungsstände des P&W FPS und vergebene Termine

Name des technischen Berichts	Veröffentlichungsdatum	Terminus
Propulsion System - Aircraft Integration Evaluation [26]	März 1978	Original Report
E ³ FPS Preliminary Analysis and Design Report [14]	April 1978	Initial Report
E ³ FPS Preliminary Analysis and Design Report - Final Update [3]	September 1983	Final Report

4.3 Entwurf von General Electric

An dieser Stelle soll das von General Electric ausgelegte FPS vorgestellt werden. Dazu wird zunächst der generelle Aufbau beschrieben, um anschließend Performance- und Gewichtsangaben zu betrachten.

Bei der Auslegung handelt es sich um ein Turbofantriebwerk. Es ist mit zwei gleichsinnig rotierenden Wellen ausgestattet und verfügt über einen Mischer, der für eine Vermischung von Primär- und Sekundärstrom sorgt. Abbildung 4.1 zeigt ein Schnittbild des Triebwerks. Direkt hinter dem Fan schließt sich eine Boosterstufe an, deren Austrittsströmung erneut geteilt wird. Ein Anteil strömt als Primärstrom zum HPC, während der Rest wieder dem Sekundärstrom zugeführt wird. Diese Konfiguration wurde einer einzelnen Fanstufe mit

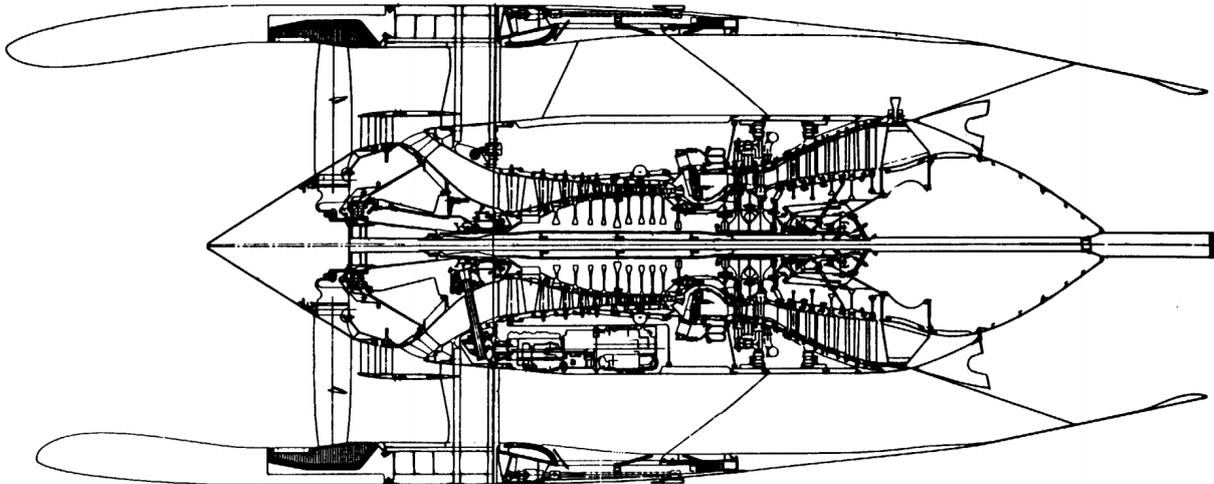


Abb. 4.1: Schnittbild des GE FPS [12]

einer erhöhten Enthalpiekennzahl für den inneren Teil vorgezogen, da dies eine höhere Effizienz und ein höheres Potenzial für die zukünftige Triebwerksentwicklung verspräche [12]. Als weitere Gründe werden die Reduktion von Korrosion und Fremdkörperschäden stromab genannt, indem Fremdkörper separiert werden. Der Aufbau ist in Abbildung 4.2 detaillierter dargestellt. Als nächste Komponente folgt der zehnstufige HPC. Die Brennkammer ist als Doppel-Ringbrennkammer ausgeführt, womit die Schadstoffemissionen in verschiedenen Betriebspunkten gesenkt werden können [5]. Dahinter ist eine zweistufige HPT angeordnet, an die sich eine fünfstufige LPT anschließt. Als letzte Komponente ist der Mischer zu nennen. Die geometrischen Dimensionen sind bis auf den Fan-Durchmesser von 211 cm unbekannt.

Bezüglich der Programmziele wird eine Verringerung des $TSFC$ um 16.6% angegeben, womit dieses Ziel übertroffen wurde [12]. Auch die Forderung nach verringerten direkten Betriebskosten wurde übertroffen, da je nach Flugzeug und Flugdistanz eine Verringerung von 8.6% bis 16.2% genannt wird. Die übrigen Ziele wurden ebenso erfüllt. Zum Zeitpunkt des Abschlussberichts wurde prognostiziert, dass die Alterungserscheinung in dem gewünschten Rahmen würde eingehalten werden können.

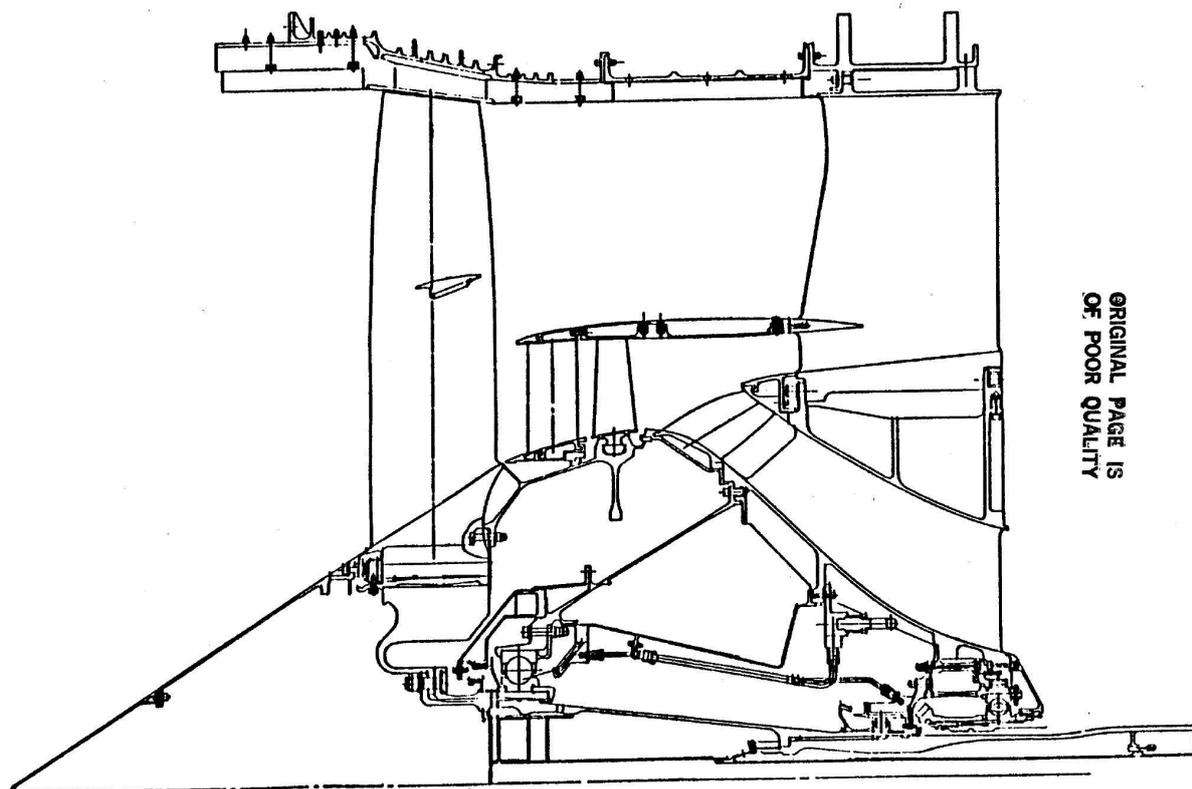


Abb. 4.2: Fan und Booster-Stufe des GE FPS [9]

4.3.1 Performance

General Electric gibt mehrere Betriebspunkte für das FPS an. Eine Übersicht zu diesen zeigt Tabelle 4.2. Darin sind nicht nur die Flugbedingungen, sondern auch generelle Triebwerksparameter enthalten, die den Kreisprozess kennzeichnen. Der Triebwerksschub ist lediglich für den Betriebspunkt Takeoff (TO) bekannt. Der Betriebspunkt Maximum Climb (MCL) wird als sogenannter „cycle match point“ beschrieben und stellt damit den Punkt dar, in dem die gemeinsame thermodynamische Auslegung der unterschiedlichen Komponenten stattfand. Maximum Cruise (MCR) ist indessen der Betriebspunkt, in dem die Leistungsauswertung vorgenommen wurde, da dieser als „performance evaluation point“ bezeichnet wird.

Tab. 4.2: Betriebspunkte des GE FPS [12]

	MCR	MCL	TO
H [m]	10668	10668	0
Ma [-]	0.8	0.8	0
ΔT_{ISA} [K]	0	+10	+15
F [N]	k.A.	k.A.	173481
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15	15.0278	8.4722
OPR [-]	36.5	38.4	32.4
BPR [-]	6.8	6.7	7
Fan Π_k [-]	1.64	1.68	1.56

HPT <i>SOT</i> [K]	1485	1517	1638
--------------------	------	------	------

Tabelle A.1 im Anhang zeigt eine erweiterte Darstellung der gegebenen Performance-Parameter.

4.3.2 Gewicht

Im Abschlussbericht von GE werden die Gewichte des Triebwerks nach Bilanzräumen aufgeschlüsselt dargestellt, allerdings wird nicht präzisiert, ob diese tatsächlich Ergebnisse eines Messverfahrens oder einer analytischen Bestimmungsmethode waren. Tabelle 4.3 enthält die veröffentlichten Angaben.

Tab. 4.3: Gewichtsangaben des GE FPS [12]

Bilanzraum	Komponente	Gewicht [kg]
Fan, Booster Module	Rotor	481
	Frame, Stators	622
LPT Module	Rotor	260
	Stator	257
	Frame, Mixer, Centerbody	221
	Shaft, Cone	99
Core Modul	Compressor Rotor	214
	Compressor Stator	235
	Combustor, Casing, Diffuser	137
	HPT Rotor	283
	HPT Stator	132
Miscellaneous	Configurations	123
	Lube Hardware	24
	Control, Accesories	65
	Sumps, Driver, Seals	320
Basic Engine Total		3473
Installation	Inlet	162
	Reverser	379
	Cowl, Pylon, Exhaust	181
	Engine Buildup	270
Installation Total		992
Installed Engine Total		4465

4.4 Entwurf von Pratt & Whitney

Das von P&W ausgelegte FPS ist ebenfalls ein gemischtes Turbofantriebwerk mit zwei gegensinnig rotierenden Wellen. P&W setzt im Gegensatz zu GE auf einen vierstufigen Booster, der die Luft für den darauffolgenden zehnstufigen HPC vorverdichtet. Der aus der zweistufigen Ringbrennkammer austretende Kernstrom treibt in diesem Fall eine einstufige HPT an, um im nächsten Schritt weitere Energie an eine vierstufige LPT abzugeben. Das entsprechende Schnittbild der Konfiguration ist in Abbildung 4.3 dargestellt. Bei dieser Auslegung wird der Luftstrom im Unterschied zu der von GE nur einmal geteilt. Die

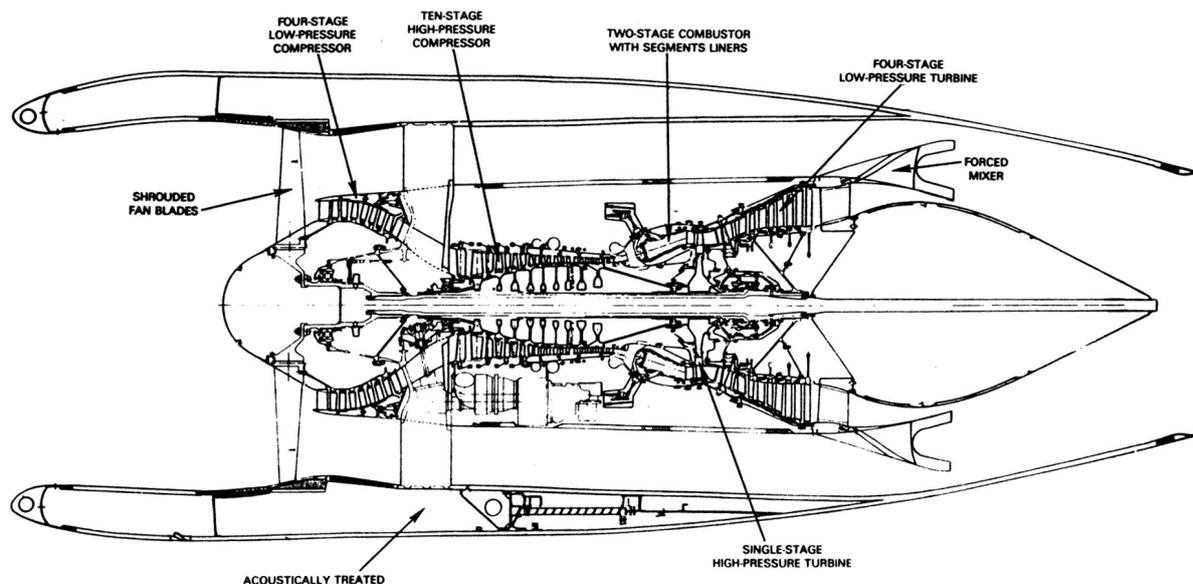


Abb. 4.3: Schnittbild des P&W FPS [3]

Programmziele konnten fast vollständig erreicht oder übertroffen werden, bis auf eine Ausnahme – die Abgasemissionen der Stickstoffoxide überschritten die geforderten Grenzen [3]. Es wird in diesem Zusammenhang eine Reduktion des $TSFC$ von 15% genannt. Die direkten Betriebskosten würden mit der Auslegung von P&W um einen Wert von 10.2% bis 13.2% gesenkt werden können.

4.4.1 Performance

P&W gibt verglichen mit GE als zusätzlichen Betriebspunkt den Aerodynamic Design Point (ADP) an, wie in Tabelle 4.4 gezeigt. Dieser stellt den Auslegungspunkt der Triebwerkskomponenten dar. Der Schub ist für jeden Betriebspunkt gegeben. Weitere Performance-Parameter können der Tabelle 4.4 im Anhang entnommen werden.

Tab. 4.4: Betriebspunkte des P&W FPS [3]

	ADP	MCR	MCL	TO
H [m]	10668	10668	10668	0
Ma [-]	0.8	0.8	0.8	0
ΔT_{ISA} [K]	0	0	10	13.9

F [N]	41612	39744	44304	164694
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15.579	15.522	16.146	9.262
OPR [-]	38.55	37.35	40.25	31.05
BPR [-]	6.51	6.6	6.39	6.38
Fan Π_k [-]	1.74	1.71	1.78	1.58
HPT SOT [K]	1496	1474	1594	1635

4.4.2 Gewicht

Während in den älteren technischen Berichten von P&W, dem Original Report und Initial Report, absolute Werte hinsichtlich des Gewichts des Triebwerks und von dessen Komponenten oder von Bilanzräumen dokumentiert sind, finden sich im Final Report keine derartigen Aussagen mehr. Lediglich relative Angaben bezüglich des Gesamtgewichts zum Triebwerk JT9D-7A sind zu finden, dessen Gewicht allerdings ebenfalls nicht unmittelbar bekannt ist. Da nun keine konkreten, finalen Zahlenwerte vorhanden sind, ist das Gewicht des FPS und von dessen Komponenten auf anderem Wege zu ermitteln, indem die relativen Angaben für die Berechnung absoluter Werte genutzt werden. Erschwert wird dieses Vorgehen dadurch, dass jene relativen Angaben zum Gesamtgewicht aus dem Final Report im Widerspruch sowohl zueinander, als auch zum Original Report und Initial Report stehen. Aus diesem Umstand ergeben sich mehrere Interpretationsmöglichkeiten der vorhandenen Informationen, welche zu unterschiedlichen Ergebnissen für die gesuchten Gewichte führen. Da nicht eindeutig ist, welcher Berechnungsansatz auszuwählen ist, wird ein arithmetisches Mittel aus den einzelnen Gesamtgewichten gebildet. Im Folgenden werden daher die einzelnen Möglichkeiten der Berechnung aufgezeigt und erläutert, wobei lediglich Gewichte des uninstallierten Triebwerks betrachtet werden (Bare Engine). Eine Zusammenfassung der Ergebnisse wird nach der Beschreibung der Berechnungsmöglichkeiten gegeben. Anders als GE erläutert P&W, auf welche Weise die Zahlenwerte zu den Gewichten zustande kamen. Sie wurden mit analytischen Verfahren abgeschätzt, die eine „präzise Gewichtsauswertung“ ermöglichen würden [26].

Das Gewicht des FPS hat sich während des E³-Programms mit der fortschreitenden Entwicklung verändert. Solche Gewichtsveränderungen können beispielsweise durch Abänderungen an der Auslegung oder Konkretisierungen von Komponenten nach Prüfstandversuchen bedingt sein. Insbesondere ist hervorzuheben, dass die Größe des gesamten FPS zu einem Zeitpunkt zwischen dem Initial Report und dem Final Report um 12% verkleinert wurde, da eine Nachfrage für kleinere Schübe in den späten 1980er Jahren erwartet wurde [3]. Dies wird in der Dokumentation stellenweise als Schub- oder Massenstromskalierung beschrieben. Auch das JT9D-7A wurde entsprechend skaliert, da in den technischen Berichten stets angemerkt wird, dass dieses auf die Größe des FPS skaliert wurde. Bereits zu den Anfängen des Programms wurde eine skalierte Version des JT9D-7A im Original Report für eine Vergleichbarkeit herangezogen.

Die vorgestellten Ansätze zur Gewichtsermittlung des FPS beruhen somit darauf, zunächst das Gewicht des skalierten JT9D-7A zu bestimmen. Da die Übersichtlichkeit aufgrund der unterschiedlichen Triebwerksversionen eingeschränkt ist, erscheint die Einführung eindeutiger Termini für diese sinnvoll. Diese werden in Tabelle 4.5 dargestellt. Das JT9D-7A aus dem Original Report und dem Initial Report erhält dieselbe Bezeichnung, da es sich in beiden Fällen um dasselbe Triebwerk mit unverändertem Gewicht handelt. Darüber hin-

Tab. 4.5: Triebwerke und entsprechende Termini, sowie zugehörige technische Berichte

Quelle	Triebwerk	Terminus
Original Report	FPS	Original Design
	JT9D-7A	JT9D-7A _{scaled,1}
Initial Report	FPS	Initial Design
	JT9D-7A	JT9D-7A _{scaled,1}
Final Report	FPS	Final Design
	JT9D-7A	JT9D-7A _{scaled,2}
Jane's Aero Engines [11]	JT9D-7A	JT9D-7A _{unscaled}

aus gibt Tabelle 4.6 einen Überblick über die absoluten und relativen Gewichtsangaben aus der E³-Dokumentation. Die zugrunde liegende Relation

$$\Delta_{rel} = \frac{m_{FPS} - m_{JT9D-7A}}{m_{JT9D-7A}} \quad (4.1)$$

für die letzte Spalte führt dazu, dass ein positiver Wert für ein schwereres FPS gegenüber dem JT9D-7A steht und umgekehrt.

Tab. 4.6: Gewichte des FPS und relative Abweichung zum jeweiligen JT9D-7A zu verschiedenen Zeitpunkten [3, 14, 26]

Quelle	Gewicht [kg]	Δ_{rel} [%]
Original Design	3734	-3.1
Initial Design	3946	+2.5
Final Design	k.A.	+1.9

Ansatz 1

Bei dem ersten Ansatz zur Gewichtsermittlung wird zunächst das Gewicht des JT9D-7A_{unscaled} mithilfe der Literatur [11] festgestellt. Dem Original Report ist zu entnehmen, dass das JT9D-7A_{unscaled} so skaliert wurde, dass der Schub bei MCR gleich war. Aus dieser Skalierung ging das JT9D-7A_{scaled,1} hervor. Daher wird das aus der Literatur ermittelte Gewicht des JT9D-7A_{unscaled} linear herunterskaliert, um ein Gewicht für das JT9D-7A_{scaled,1} zu erhalten:

$$m_{JT9D-7A_{scaled,1}} = m_{JT9D-7A_{unscaled}} \cdot \frac{F_{OriginalDesign}}{F_{JT9D-7A_{unscaled}}} \quad (4.2)$$

Beide Schübe sind dem Original Report zu entnehmen. Die Prämisse einer linearen Korrelation zwischen Schub und Gewicht ist stark vereinfachend, kann jedoch für kleine Veränderungen näherungsweise eine gute Schätzung liefern. In einem zweiten Schritt ist nun das Gewicht des JT9D-7A_{scaled,2} zu bestimmen, wofür das eben berechnete Gewicht des JT9D-7A_{scaled,1} erneut linear um 12 % herunterskaliert wird. Schließlich erfolgt eine Erhöhung des Gewichts um 1.9 %, um das Gewicht des FPS zu erhalten.

Ansatz 2

Der zweite Ansatz beruht auf den Angaben aus dem Original Report und Initial Report, wie in Tabelle 4.6 dargestellt. Diese Werte ermöglichen die Berechnung des Gewichts des JT9D-7A_{scaled,1}. Eine Erhöhung des Gewichts aus dem Original Report um 3.1 % und eine Reduktion des Gewichts aus dem Initial Report um 2.5 % liefert in etwa dasselbe Gewicht für das JT9D-7A_{scaled,1}. Die beiden Gewichte des JT9D-7A_{scaled,1} werden, wie bei dem ersten Ansatz, um 12 % herunterskaliert. Für den anschließenden Schritt wird aus den beiden Ergebnissen, die sich nur gering unterscheiden, der Mittelwert verwendet, um das Gewicht anschließend wieder um 1.9 % zu erhöhen.

Ansatz 3

Für den dritten Ansatz werden Informationen aus einer Tabelle des Final Report verwendet, die in Abbildung 4.4 dargestellt ist. Darin ist die Zeile „Engine Weight Reduction“ von Bedeutung, in der das Gewicht des FPS dem Gewicht des JT9D-7A gegenübergestellt wird. Ein positiver Wert bedeutet, dass das FPS leichter als das JT9D-7A ist und umgekehrt. Die Spalte „Original Evaluation 10/78“ bezieht sich auf den Original Report, während die folgende Spalte „Initial Design 4/79“ sich auf den Initial Report bezieht. Dabei besteht die Annahme für diesen Berechnungsweg darin, dass sich die relativen Angaben in den Spalten auf das JT9D-7A_{scaled,1} beziehen. Anhand der relativen Angaben können wie bei Ansatz 2 zwei leicht unterschiedliche Gewichte des JT9D-7A_{scaled,1} bestimmt werden, die erneut um 12 % herunterskaliert werden, um Gewichtswerte für das JT9D-7A_{scaled,2} zu erhalten. Dann kann in einem letzten Schritt durch Erhöhung des Mittelwerts um 1.9 % das gesuchte Gewicht des Final Design berechnet werden.

Ansatz 4

Ansatz 4 stützt sich ebenso auf Tabelle 57 aus dem Final Report (vgl. Abb. 4.4). Diese Tabelle wird allerdings so interpretiert, dass in den beiden Spalten „Original Evaluation 10/78“ und „Initial Design 4/79“ ein um 12 % herunterskaliertes FPS in Relation zu dem JT9D-7A_{scaled,2} gesetzt wird. Folglich werden in diesem Fall zunächst die bekannten Gewichte des Original Design und Initial Design aus Tabelle 4.6 um 12 % reduziert. Mit den Ergebnissen und den Angaben aus der Tabelle werden nun zwei geringfügig unterschiedliche Gewichte für das JT9D-7A_{scaled,2} ermittelt, aus denen ein Mittelwert gebildet wird. Zum Schluss folgt eine Erhöhung um 1.9 %.

TABLE 57
SUMMARY OF FPS PRELIMINARY DESIGN EVALUATIONS

	Program Goal	Original Evaluation 10/78	Initial Design 4/79	Status 5/79	Status 10/79	Status 3/80	Status 6/81	Current Des./ Eval 4-82
TSFC Reduction* - %	12.0	14.9	14.9	14.9	14.7	15.1	15.0	15.0
DOC Reduction** - %								
Domestic Average	5.0	7.6	7.2	7.1	6.5	***	***	10.2
International Average	5.0	9.8	9.4	9.3	8.7	***	***	13.1
Noise - EPNdB	FAR 36 (1978)	FAR 36(1978) -2 to -4	***	***	***	FAR 36(1978) -3 to -5	***	FAR 36(1978) -3 to -5
Emissions - EPAP								
Total Hydrocarbons	0.4	0.2	0.2	0.2	0.2	***	***	0.32
Carbon Monoxide	3.0	2.0	1.7	1.7	1.7	***	***	1.8
Nitrogen Oxides	3.0	4.3	4.6	4.6	4.6	***	***	4.3
TSFC Deterioration* -%	50	***	50	***	***	***	***	***
Engine Weight Reduction* -%	-	7.6	2.5	1.3	-3.9	***	***	-1.9
Engine Cost Reduction* -%	-	4.7	1.0	1.4	-1.6	***	***	-4.7
Engine Maintenance Cost Reduction* - %	-	4.6	4.2	4.7	2.4	***	***	4.6
Remarks:	****	Full Size, ****	Full Size, ****	88% Size, ****	88% Size, ****	88% Size, ****	88% Size, ****	88% Size, 1980\$, 1.50/3.78 Liters (1.0 gallon)

* Relative to JT9D-7A reference engine scaled to FPS airflow size

** Relative to JT9D-7A engine installed in same airplane

*** Not estimated

**** 1977\$, \$.40-\$.45/3.78 Liters (1.0 U.S. gallon)

Abb. 4.4: Tabelle 57 aus dem Final Report [3]

Ansatz 5

Der fünfte und letzte Ansatz sieht die Verwendung der Tabelle 48 aus dem Final Report vor, welche in Abbildung 4.5 dargestellt wird. Es wird angenommen, dass das Original Design dem JT9D-7A_{scaled,2} gegenübergestellt wird. Die entsprechende Spalte wird bezeichnet als „Original Propulsion System/Aircraft Integration Evaluation“. Das Gewicht des JT9D-7A_{scaled,2} kann direkt berechnet werden, da das Gewicht des Original Design bekannt ist (vgl. Tab. 4.6). Für diesen Ansatz ist keine lineare Skalierung notwendig. Das Gewicht des JT9D-7A_{scaled,2} wird in einem zweiten und letzten Schritt um 1.9% erhöht. Die Ergebnisse sind in Tabelle 4.7 zusammengestellt. Das Gewicht des Final Design von 3542 kg erscheint plausibel in Anbetracht eines ähnlichen Gewichts der GE-Auslegung. Die Standardabweichung zeigt, dass die Werte nicht allzu sehr um das arithmetische Mittel streuen. Letztendlich scheinen sich die Ergebnisse der verschiedenen Ansätze nicht erheblich voneinander zu unterscheiden. Für die Betrachtungen in dieser Arbeit ist der Fehler, welcher durch die Mittelwertbildung entsteht, vernachlässigbar, da die Überprüfung von Trends im Vordergrund steht. In einem nächsten Schritt werden die Gewichte der einzelnen Triebwerkskomponenten bestimmt. Zu manchen Komponenten wurden in den jeweils zugehörigen technischen Berichten Gewichte veröffentlicht [38, 32, 23]. Bei diesen handelt es sich um die HPT und LPT sowie um die Brennkammer des um 12% verkleinerten Triebwerks. Dies wird durch eine Betrachtung der angegebenen Massenströme in den Komponentenberichten deutlich, die denen im Final Report entsprechen. Zudem wurden die Berichte 1982 veröffentlicht, kurz vor dem Final Report 1983. Daher werden diese Gewicht-

FLIGHT PROPULSION SYSTEM SUMMARY
(References are Airflow-Scaled JT9D-7A Engine)

	<u>Original Propulsion System/ Aircraft Integration Evaluation</u>	<u>Current Evaluation</u>
Economic Year Dollars	1977	1980
Airflow Size - %	Base	88.0
Thrust Specific Fuel Consumption (ADP)	-14.9	-15.0
Engine Weight - Percent	-7.6	-1.9
Nacelle Weight - Percent	-12.9	-13.4
Engine Price - Percent	-4.7	-4.7
Nacelle Price - Percent	-12.9	-13.4
Maintenance Cost - Percent	-4.6	-4.6

Abb. 4.5: Tabelle 48 aus dem Final Report [3]

Tab. 4.7: Ergebnisse der unterschiedlichen Gewichtsermittlungsansätze

Ansatz	Ausgangstriebwerk	JT9D-7A _{scaled,1} [kg]	JT9D-7A _{scaled,2} [kg]	Final Design [kg]
1	JT9D-7A _{unscaled}	3918	3448	3514
2	Original Design	3853	3391	3454
	Initial Design	3850	3388	
3	Original Design	4041	3556	3626
	Initial Design	4047	3562	
4	Original Design	3286	3556	3626
	Initial Design	3472	3562	
5	Original Design		3470	3536
\bar{x}				3542
\tilde{s}				67

te als final angenommen. Für die übrigen Komponenten ist auf den Original Report und den Initial Report zurückzugreifen. Anhand von Tabelle 4.8 können diese Ausführungen nachvollzogen werden – auf die letzte Spalte wird im Folgenden noch Bezug genommen werden, um sie zu erläutern. Am detailliertesten wurden die Gewichte im Original Report veröffentlicht. Im Initial Report hingegen wird der Verdichterteil (Compression System) zusammengefasst, ebenso wie die Turbinen (Turbines).

In einem ersten Schritt zur Bestimmung finaler Gewichte werden die Veränderungen des Compression System zwischen dem Original Report und Initial Report auf die einzelnen Komponenten Fan, LPC, Verdichtierzwischengehäuse (Compr. Interm. Case) und HPC aufgeteilt. Dies erfolgt je nach Gewichtsanteil der Komponente am Compression System:

$$m_{LPC,neu} = m_{LPC,alt} + \frac{m_{LPC,alt}}{m_{Compr.Sys.,alt}} \cdot (m_{Compr.Sys.,neu} - m_{Compr.Sys.,alt}). \quad (4.3)$$

Die Ergebnisse dieser Umverteilung sind in der Spalte „Initial Report“ der Tabelle 4.8 aufgeführt. Es ist zu berücksichtigen, dass das Original Design mit einem Fan ohne Schwingungsdämpfer (shroudless) ausgelegt worden war, während dies im weiteren Verlauf wieder verworfen wurde und das Final Design wieder die Verwendung eines mit Dämpfern ausgestatteten Fans vorsah. Als Grund wird angegeben, dass die notwendige Technologie für eine kosteneffiziente Fertigung eines Fans ohne Dämpfer bis zum Feststehen des Final Design nicht würde zur Verfügung stehen können [3]. Der Gewichtsunterschied, den dieser Umstand nach sich zieht, wurde im Komponentenbericht des Fans dokumentiert und beträgt 134 kg [18]. Diese Differenz wird zusätzlich vom Gewicht des Fans subtrahiert.

Tab. 4.8: Gewichte der FPS-Komponenten zu verschiedenen Zeitpunkten
[14, 23, 26, 32, 38]

Komponente	Original Design [kg]	Initial Design [kg]	1982 [kg]	Final Design [kg]
Fan	821	736		546
LPC	218	231		171
Compr. Interm. Case	354	375		278
HPC	345	365		271
Compression System	1738	1842		1267
Combustor	304	322	320	320
HPT	376		359	359
LPT	898		1263	1263
Turbines	1274	1333		1622
Mixer/Plug	118	116		86
Accessories	300	333		247
Total Bare Engi- ne	3734	3946		3542

Der zweite Schritt besteht nun darin, Gewichte für die Komponenten zu erhalten, deren Gewichte nach der Verkleinerung des FPS um 12 % nicht mehr dokumentiert wurden. Dies betrifft alle Komponenten bis auf die Brennkammer und die Turbinen. Dazu wird zunächst die Summe der jeweils aktuellsten Gewichte der Komponenten gebildet. Diese ist größer, als das vorher ermittelte Gesamtgewicht von 3542 kg, da Gewichte von Komponenten eingehen, die noch nicht skaliert wurden. Dann wird die Differenz zwischen den beiden Werten abermals anteilig auf die unskalierten Komponenten verteilt, sodass das Gesamtgewicht schließlich übereinstimmt. Dazu werden folgende Schritte durchgeführt:

$$\begin{aligned}
 m_{Summe} = & m_{Fan} + m_{LPC} + m_{Compr.Interm.Case} + m_{HPC} + m_{Combustor} \\
 & + m_{HPT} + m_{LPT} + m_{Mixer} + m_{Acc.}
 \end{aligned} \quad (4.4)$$

$$m_{Differenz} = m_{Summe} - m_{Gesamtgewicht}$$

$$m_{unskalierte\ Komp.} = m_{Fan} + m_{LPC} + m_{Compr. Inter m. Case} + m_{HPC} + m_{Mixer} + m_{Acc.}$$

$$m_{Komponente, neu} = m_{Komponente, alt} - \frac{m_{Komponente, alt}}{m_{unskalierte\ Komp.}} \cdot m_{Differenz}$$

Die Ergebnisse und damit finalen Gewichte der Komponenten bilden die letzte Spalte von Tabelle 4.8. Es handelt sich bei den ermittelten Gewichten letztendlich um Näherungen, die auf Grundlage veröffentlichter Daten ermittelt werden.

4.4.3 Geometrie

Für das Final Design wurden einige geometrische Dimensionen dokumentiert, die in Tabelle 4.9 zusammengestellt sind. Es wird allerdings nicht anhand einer Schnittzeichnung spezifiziert, welche Geometrien genau durch die Bezeichnungen beschrieben werden.

Tab. 4.9: Dimensionen des FPS [3]

Bemaßte Geometrie	Abmessung [mm]
Nacelle Maximum Diameter	2687
Fan Tip Diameter	2065
Exhaust Nozzle Diameter	1546
Overall Nacelle Length	6769
Fan Leading Edge to Turbine Exit Flange Length	3228

4.5 Auswahl des Referenztriebwerks

Nach einer Recherche und Sichtung der Literatur zu den Triebwerken wird mit dem Vergleich der Triebwerksauslegungen der beiden Hersteller fortgefahren, um die Entscheidung für ein Triebwerk fällen zu können, das im weiteren Verlauf modelliert werden wird. Als Selektionskriterium dient hierbei die durch veröffentlichte technische Berichte zur Verfügung stehende Datenlage, wobei Angaben zu Performance-Parametern und Triebwerksgewichten in besonderem Maße von Belang sind.

Die Performance-Parameter sind bei P&W umfangreich gegeben, während die Dokumentation von GE Lücken aufweist (vgl. Tab. A.1 und A.2 im Anhang). Insbesondere fehlen Informationen über den Schub in den Betriebspunkten MCR und MCL. Auffällig ist dies vor dem Hintergrund, dass im Punkt MCR die Leistung evaluiert wurde. Diese beiden Betriebspunkte sind somit nicht eindeutig definiert. P&W gibt darüber hinaus Verluste von Verbindungs- und Abgaskanälen an. Keine Informationen werden zur Mischmachzahl des Mischers gegeben, allerdings gibt P&W Machzahlen des ungemischten kalten und heißen Stroms an. Damit kann bei der Modellierung eine iterative Bestimmung der Mischmachzahl erfolgen.

Gewichte werden von GE für den finalen Entwicklungsstand aufgeschlüsselt nach Bilanzräumen gegeben (vgl. Tab. 4.3). Für die Auslegung von P&W sind diese Daten für einen älteren Entwicklungsstand vorhanden. Anhand von Informationen aus nachfolgend veröffentlichten technischen Berichten können Gewichte für den finalen Entwicklungsstand ermittelt werden (vgl. Tab. 4.8).

Ein weiteres relevantes Kriterium ist die Datenlage bezüglich der Kennfelder für die Triebwerkskomponenten. Für das GE-Triebwerk sind die Kennfelder für den äußeren Teil des Fans, also den kalten Kreis, sowie für HPC und HPT gegeben. Für den inneren Teil des Fans, den heißen Kreis, ist ein Kennfeld aus der Literatur verfügbar, welches den einstufigen Booster miteinschließt. Kein Kennfeld ist hingegen für die LPT verfügbar. Für das Triebwerk von P&W ist das Kennfeld des äußeren Teil des Fans und des LPC vorhanden [18, 25]. Für die Turbinen sind keine Kennfelder verfügbar. Dies stellt allerdings kein Hindernis dar, denn die Verwendung generischer Kennfelder für die Performance-Rechnung, die skaliert werden, stellt ein übliches Vorgehen dar [34], weil originale Kennfelder von Herstellern für gewöhnlich nicht zur Verfügung stehen.

Die Wahl fällt letztendlich auf die Triebwerksauslegung von P&W. Für diese Entscheidung spricht die Menge an Performance-Daten, welche die Erstellung und Validierung eines Performance-Modells in GTlab erlauben. Es sind insgesamt mehr Anhaltspunkte für einen Vergleich zugänglich. Dazu gehören auch detailliertere Informationen zum Kühlsluftsystem, die eine Modellierung ermöglichen. Besonders relevant ist, dass bei GE die Schübe für die Betriebspunkte außer TO fehlen. Dabei ist die Berechnung von Off-Design-Punkten jedoch wichtig, da beispielsweise Drehzahlen in diesen Betriebspunkten in die Gewichtsabschätzung eingehen. GE gibt die Gewichte im Abschlussbericht an, während P&W das Gesamtgewicht in Relation zum JT9D-7A nennt. Absolute Gewichte können jedoch anhand anderer Berichte näherungsweise bestimmt werden. Dafür gibt P&W an, dass die Gewichtsangaben aus analytischen Verfahren stammen, während GE in diesem Belang nicht weiter ausführt. Das P&W-Design sieht zudem keine Booster-Stufe mit einem zweiten Bypass unmittelbar hinter dem Fan vor. Für das GE-Triebwerk sind zwar zwei zusätzliche Kennfelder gegeben, dies wird jedoch in Anbetracht der fehlenden Informationen zu den Schüben nicht als ausreichend für eine Entscheidung zugunsten der Auslegung gewertet.

5 Modellierung des Referenztriebwerks

Nach der Auswahl des P&W-Triebwerks geht es in diesem Kapitel thematisch um die Erstellung des Performance- und Ringraummodells des Triebwerks sowie um die Gewichtsabschätzung mithilfe der Virtual Engine Platform GTab. Dabei handelt es sich um eine Simulations- und Vorentwurfsumgebung für Flugtriebwerke und Gasturbinen, welche aus mehreren Hauptmodulen besteht [1]. Von diesen werden zwei im Laufe der Modellierung des Triebwerks verwendet, das Performance- und das Sketchpad-Modul. Ersteres stellt Berechnungsverfahren für die Performance-Rechnung Verfügung, während das Sketchpad-Modul für die Ringraummodellierung und die Gewichtsabschätzung zum Einsatz kommt. Die Modellierung wird eingehend beschrieben, inklusive der Beweggründe für gewisse Modellierungsentscheidungen. Den Modellierungsprozess erschwerende Umstände und daraus resultierende Folgen werden ebenso im Laufe dieser Darstellungen diskutiert.

5.1 Thermodynamischer Kreisprozess

Zunächst erfolgt der Aufbau des Performance-Modells, wobei der thermodynamische Kreisprozess des in der Literatur [3] beschriebenen Triebwerks von P&W möglichst genau nachmodelliert werden soll, da die nachfolgenden Schritte auf diesem Modell aufbauen. Je genauer der Kreisprozess die Vorgaben erreicht, desto geringere Abweichungen sind in den nachgeschalteten Schritten zu erwarten. Dazu wird zunächst ein Betriebspunkt als Design-Punkt ausgewählt (vgl. Abschn. 5.1.1). Ein Großteil der Modellierungsparameter wird dem Final Report [3] entnommen. Die benötigten Informationen zum Sekundärluftsystem (SAS) werden demgegenüber einem älteren technischen Bericht entnommen [28], da die entsprechenden Seiten im Final Report nicht enthalten sind. Die Modellierung des SAS wird in Abschnitt 5.1.3 erläutert.

Für das Performance-Modell des FPS werden darüber hinaus Kennfelder für die Turbo-Komponenten (Fan, LPC, HPC, HPT, LPT) benötigt, die das Off-Design- respektive Teillastverhalten der verwendeten Komponenten beschreiben. Generell ist es hinsichtlich der Genauigkeit wünschenswert, Originalkennfelder zu verwenden. Diese sind allerdings nicht für sämtliche Triebwerkskomponenten des P&W FPS verfügbar. Aus diesem Grund werden auch generische Kennfelder von Komponenten verwendet, die den betrachteten Komponenten möglichst ähnlich sind beziehungsweise ein ähnliches Teillastverhalten aufweisen. Dabei erfolgt eine Skalierung der generischen Kennfelder im Design-Punkt, um sie an das Betriebsverhalten der jeweils vorliegenden Komponente anzupassen. Die Auswahl der Kennfelder wird in den jeweiligen Abschnitten zu den einzelnen Komponenten im Abschnitt 5.1.2 beschrieben.

In Abbildung 5.1 ist das schematische Modell dargestellt, in welches die Ergebnisse aus den folgenden Abschnitten einfließen. Der Modellaufbau orientiert sich grundsätzlich an der Literaturvorlage [3] und enthält die entsprechenden Hauptkomponenten.

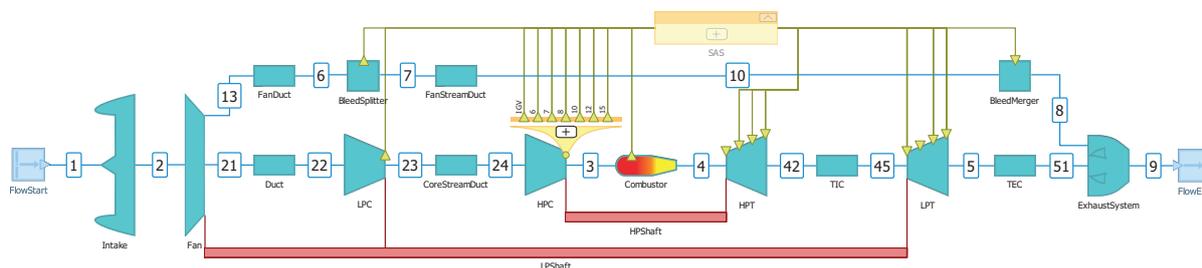


Abb. 5.1: Schematisches Performance-Modell des P&W FPS

5.1.1 Auswahl des Design-Betriebspunktes

Es ist ein Betriebspunkt auszuwählen, der als sogenannter Design-Punkt dient. Die restlichen gegebenen Betriebspunkte werden dann als Off-Design-Punkte berechnet. Durch den Design-Punkt wird die Geometrie festgelegt. Die Komponentenkennfelder werden so skaliert, dass sie das Betriebsverhalten der Geometrie beschreiben. Für die Off-Design-Punkte wird dann der Zustand einer Komponente aus dem entsprechenden Kennfeld entnommen (vgl. Abschn. 3.1.5 und 3.1.6).

Als Design-Punkt wird der ADP ausgewählt, welcher damals während des E³-Programms von P&W als Design-Punkt festgelegt wurde. Die Betriebspunkte MCR, MCL und TO werden dementsprechend als Off-Design-Punkte modelliert. Die Flugbedingungen, die in den Betriebspunkten vorliegen, sind in Tabelle 5.1 dargestellt. Für den ADP sind alle wichtigen Performance-Parameter gegeben und die relativen Luftmassenströme des SAS.

Tab. 5.1: Flugbedingungen der Betriebspunkte [3]

Parameter	ADP	MCR	MCL	TO
H [m]	10668	10668	10668	0
Ma [-]	0.8	0.8	0.8	0
ΔT_{ISA} [K]	0	0	10	13.9
F [N]	41612	39744	44304	164694

5.1.2 Modellierung der Komponenten

Triebwerkseinlauf

Für den Triebwerkseinlauf (Intake) sind Werte für den Einlaufdruckverlust IPR gegeben. Der Eintrittsmassenstrom in das Triebwerk wird so iteriert, dass der geforderte Schub im

jeweiligen Betriebspunkt eingestellt wird. Diese Parameter werden in Tabelle 5.2 aufgeführt.

Tab. 5.2: Eintrittsmassenströme und IPR des Intake für die gegebenen Betriebspunkte [3]

Parameter	ADP	MCR	MCL	TO
$\dot{m}_{korrr,1}$ * [kg/s]	633	625	642	561
IPR [-]	0.9966	0.9966	0.9925	0.9966

* Nicht der E³-Dokumentation entnommen

Fan

Für den Fan werden die in Tabelle 5.3 enthaltenen Parameter verwendet. Das Kennfeld des Fans ist in dem entsprechenden technischen Bericht gegeben [18] und in Abbildung 5.2 dargestellt. Erkennbar ist, dass sich die beiden Betriebspunkte ADP und MCR sehr nahe beieinander befinden und der ADP auf der 100%-Drehzahlkurve liegt.

Tab. 5.3: Verwendete Parameter des Fans im ADP [3]

Parameter	Wert
BPR [-]	6.51
Fan Π_k [-]	1.74
Fan Π_h [-]	1.56
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.873
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.907

Dieses Kennfeld ist für die weitere Verwendung zu digitalisieren. Dafür wird die Software Smooth C [15] verwendet. Da das Originalkennfeld vorliegt, erfolgt keine Skalierung. Ausgehend von Abbildung 5.2 wird angenommen, dass sich der ADP in jedem Kennfeld auf der 100 %-Drehzahlkurve befindet.

Verdichter

Die Parameter des LPC und HPC werden entsprechend der Tabelle 5.4 modelliert. Für den LPC ist ebenfalls ein Kennfeld in der Literatur gegeben [25]. Dieses ist in Abbildung A.1 im Anhang dargestellt und wird ebenso wie das Kennfeld des Fans nicht skaliert, da es sich um das Originalkennfeld handelt.

Tab. 5.4: Verwendete Parameter der Verdichter im ADP [3]

Parameter	Wert
LPC Π [-]	1.77
LPC η_{pol} [-]	0.907

Tab. 5.4: (Fortsetzung)

Parameter	Wert
HPC Π [-]	14
HPC η_{pol} [-]	0.917

Für den HPC wird das HPC-Kennfeld der GE-Auslegung genutzt [8] (Abb. A.2). Die Verwendung dieses Kennfelds erscheint sinnvoll vor dem Hintergrund, dass die beiden Triebwerke von P&W und GE parallel als Teil desselben Projektes ausgelegt wurden und dementsprechend ähnliche Auslegungsvorgaben haben. Eine Anzahl von zehn Stufen ist beispielsweise ein Konstruktionsmerkmal, das bei beiden HPC übereinstimmt.

Brennkammer

In Tabelle 5.5 sind die Parameter für die Modellierung der Brennkammer aufgeführt. Weiterhin wird das FAR iterativ so eingestellt, dass die angegebene Austrittstemperatur T_4 der Brennkammer erreicht wird.

Tab. 5.5: Verwendete Parameter der Brennkammer im ADP [3]

Parameter	Wert
Combustor $\Delta p/p$ [-]	0.055
Combustor η [-]	0.9995
FAR^* [-]	0.02407
T_4 [K]	1566

* Nicht der E³-Dokumentation entnommen

Zudem wird der Heizwert des Brennstoffes festgelegt. Bei der Auslegung wurde die Verwendung der Brennstoffsorte Jet A vorgesehen [14], daher wird ein Heizwert von 42.8 MJ/kg angenommen [2].

Turbinen

In der Tabelle 5.6 sind die Parameter für die HPT und LPT dargestellt. Für die HPT wird, wie schon bei dem HPC, das entsprechende Kennfeld der GE-Auslegung herangezogen [33] (Abb. A.3), während für die LPT das Kennfeld aus einer NASA-Studie zum Einsatz kommt, die von GE durchgeführt wurde [36] (Abb. A.4).

Tab. 5.6: Verwendete Parameter der Turbinen im ADP [3]

Parameter	Wert
HPT η_{is} [-]	0.891
LPT η_{is} [-]	0.916

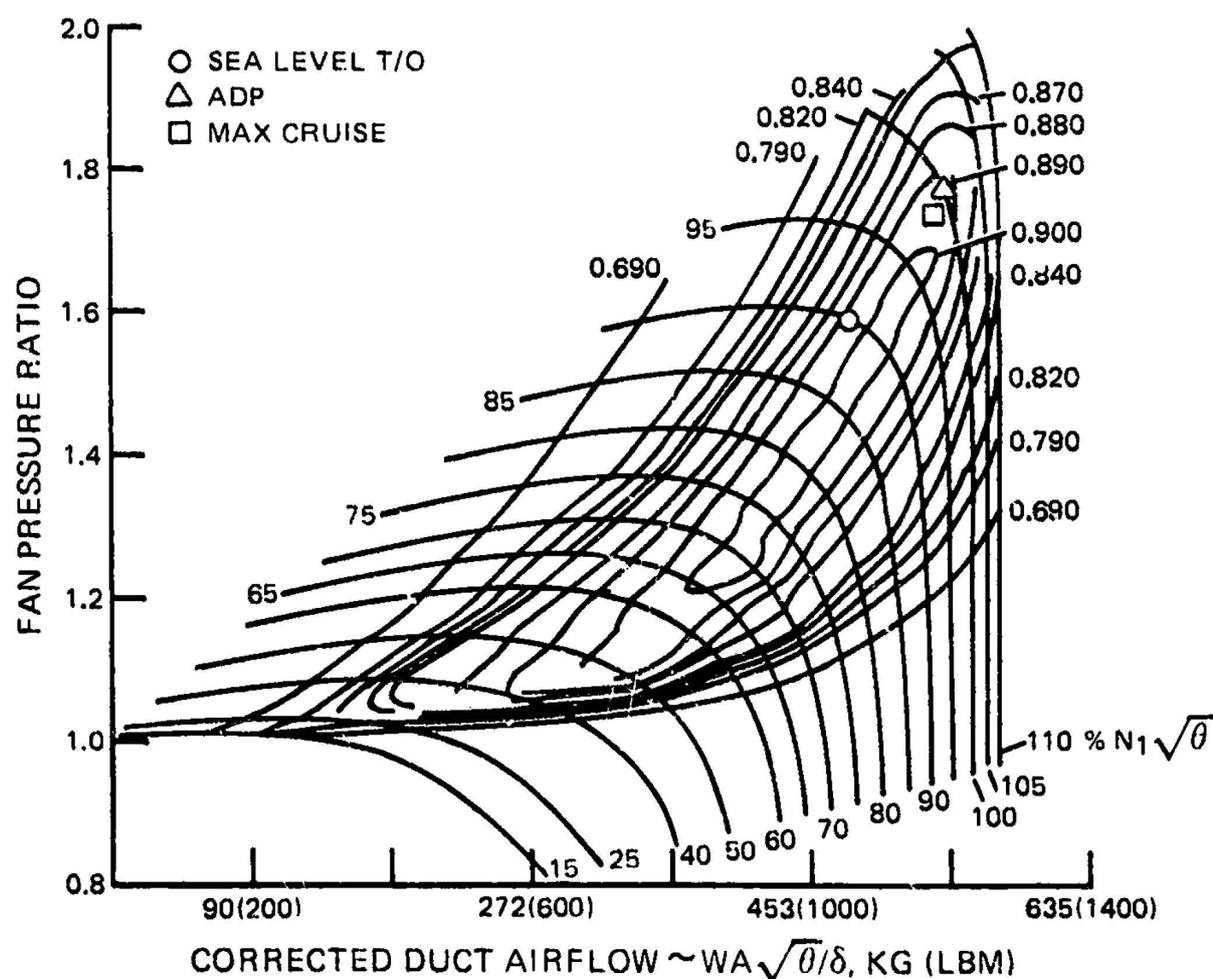


Abb. 5.2: Kennfeld des P&W Fans [18]

Die Begründung für die Verwendung des LPT-Kennfelds liegt darin, dass eine Turbine untersucht wurde, die ebenso wie die P&W-LPT vierstufig aufgebaut ist. Zudem wurde die Studie 1974 und damit nur wenige Jahre vor dem E³-Projekt veröffentlicht, womit ein ähnliches Technologieniveau angenommen werden kann.

Mischer und Düse

Die verwendeten Parameter für den Mischer und die Düse sind in Tabelle 5.7 enthalten.

Tab. 5.7: Verwendete Parameter des Mixers und der Düse im ADP [3]

Parameter	Bemerkung	Wert
Mischer η [-]		0.85
Mischer $(\Delta p/p)_k$ [-]	Druckverlust des kalten Stroms	0.18
Mischer $(\Delta p/p)_h$ [-]	Druckverlust des heißen Stroms	0.24
Ma_k [-]	Machzahl des ungemischten kalten Stroms	0.56
Ma_h [-]	Machzahl des ungemischten heißen Stroms	0.42
$Ma_{Mischer}^*$ [-]	Machzahl des gemischten Stroms	0.54

Tab. 5.7: (Fortsetzung)

Parameter	Bemerkung	Wert
c_F [-]	Schubkoeffizient der Düse	0.9958

* Nicht der E³-Dokumentation entnommen

Die Machzahl des gemischten Stroms wird iterativ bestimmt. Da die Machzahlen des kalten und heißen Stroms im Mischer gegeben sind, wird vorgegeben, dass die prozentualen Abweichungen der tatsächlich vorliegenden Machzahlen von den Literaturangaben gleich sein sollen:

$$\frac{Ma_{k,ist} - Ma_{k,soll}}{Ma_{k,soll}} = \frac{Ma_{h,ist} - Ma_{h,soll}}{Ma_{h,soll}} \quad (5.1)$$

Verbindungskanäle

Die Druckverluste der in Abbildung 5.1 dargestellten Verbindungskanäle sind in Tabelle 5.8 zusammengestellt. Da die Positionen der in der Literatur angegebenen Kanaldruckverluste nicht beschrieben sind, werden Verbindungskanäle an Stellen angenommen, an denen gemäß der Abbildung 4.3 Kanäle zu erwarten sind, um Druckverluste zu modellieren.

Tab. 5.8: Kanaldruckverluste im ADP [3]

Parameter	Wert
Fan Duct $\Delta p/p$ [-]	0.0059
Fan Stream Duct $\Delta p/p$ [-]	0.0112
Core Stream Duct $\Delta p/p$ [-]	0.006
TIC $\Delta p/p$ [-]	0.007
TEC $\Delta p/p$ [-]	0.0095

Dabei werden auch die Bezeichnungen der Kanäle in der Literatur berücksichtigt. Während beispielsweise ein Verbindungs kanal zwischen den Turbinen in Abbildung 4.3 nicht zweifelsfrei zu erkennen ist, weist die Bezeichnung „Turbine Intermediate Case“ (TIC) und die Angabe eines zugehörigen Druckverlustes auf die Existenz eines Kanals hin. Für den als „Duct“ bezeichneten Kanal wird kein Druckverlust angenommen, da ein Kanal an dieser Stelle (vgl. Abb. 4.3) nicht erkennbar ist und ein Kanaldruckverlust nicht als sinnvoll erachtet wird.

Wellen

Für HP Shaft und LP Shaft sind keine Angaben zum mechanischen Wirkungsgrad vorhanden, daher wird für den Wirkungsgrad der Hochdruckwelle 0.999 angenommen und für den der Niederdruckwelle 0.998 [37]. Die Drehzahlen der Wellen sind gegeben. Tabelle 5.9 führt diese Parameter auf.

Tab. 5.9: Verwendete Parameter der Wellen im ADP [3]

Parameter	Wert
HP Shaft η_m^* [-]	0.999
HP Shaft N [1/min]	13177
LP Shaft η_m^* [-]	0.998
LP Shaft N [1/min]	3902

* Nicht der E³-Dokumentation entnommen

5.1.3 Sekundärluftsystem

Funktionen des FPS-SAS

Das FPS verfügt über ein Sekundärluftsystem, welches unterschiedlichen Zwecken dient. Die Hauptaufgabe des internen Luftsystems besteht darin, kontinuierlich für eine ausreichende Kühlung von Hoch- und Niederdruckturbine zu sorgen, da diese im Betrieb einer hohen thermischen Belastung ausgesetzt werden. Ursächlich dafür ist der Heißgasstrom, der die Brennkammer im Falle des FPS bei TO mit einer Temperatur von 1708 K verlässt [3]. Auch in den anderen Betriebspunkten werden hohe Temperaturen erreicht, die den Schmelzpunkt der verwendeten Legierungen oft überschreiten [5].

Die Sekundärluft im FPS wird darüber hinaus für die aktive Spaltkontrolle des HPC und der beiden Turbinen verwendet, sowie als Sperrluft zur Abdichtung der Lager und für den axialen Schubausgleich der Wellen. Weiterhin dient die Zapfluft für die Einspeisung in die Flugzeugsysteme.

Der vollständige Verlauf der Sekundärluftströme aus der Literatur wird in den Abbildungen A.5 bis A.8 im Anhang gezeigt. Bei den eingekreisten Zahlenwerten handelt es sich um prozentuale Angaben bezüglich des Sekundärluftmassenstroms relativ zum Massenstrom des heißen Kreises. Weiterhin sind Leckageströme aufgetragen, die in Dreiecken eingerahmt sind. Bei den rechteckig eingerahmten Werten handelt es sich um statische Drücke. Erkennbar sind außerdem Sammelrohre des SAS, beispielsweise hinter der zehnten und zwölften Verdichterstufe sowie an dessen Austritt. Dieses stark verzweigte SAS ist für die Modellierung in eine Form entsprechend der Abbildung 5.1 zu übertragen.

Entnahmestellen des FPS-SAS

Tabelle 5.10 ist einem technischen Bericht [28] entnommen und zeigt die Entnahmestellen und entsprechenden Massenströme der Sekundärluftströme. Entsprechend der Literatur beginnt die Nummerierung der Stufen beim Fan, sodass „HPC Stufe 6“ beispielsweise bedeutet, dass der Luftstrom hinter der ersten Stufe des HPC entnommen wird.

Tab. 5.10: Entnahmestellen der Sekundärluftströme und Massenstromanteile [28]

Entnahme	Massenstrom [% \dot{m}_{21}]
LPC Austritt	0.252
HPC Stufe 6	0.002
HPC Stufe 7	0.004
HPC Stufe 8	0.8
HPC Stufe 10	0.57
HPC Stufe 12	0.99
HPC Stufe 15	3.88
Brennkammer innerer Ringraum	3.495
Brennkammer äußerer Ringraum	6.745
Fan Austritt	0.5
Summe	17.238

Modellierung der Entnahmestellen

Da der Verlauf der Enthalpiezunahme über die Verdichter unbekannt ist, wird ein linearer Verlauf angenommen. Die Entnahmestellen werden dann geometrisch entsprechend der Tabelle 5.10 modelliert. Darüber hinaus wird angenommen, dass sich die Zahlenwerte in der Tabelle 5.10 auf den Massenstrom \dot{m}_{21} am Eintritt des Kerntriebwerks beziehen. Daraus folgt, dass sich die prozentualen Werte für Entnahmestellen verändern, die hinter anderen Entnahmestellen folgen, da die Bezugsgröße für die Kühlluftmenge in GTlab der Massenstrom am Eintritt einer Komponente ist. Wird der Bezugsmassenstrom geringer, indem ein Anteil abgezweigt wird, so ist an einer nachfolgenden Stelle prozentual ein größerer Anteil zu entnehmen als in der Literatur angegeben, um diese Kühlluftmenge zu erhalten.

Eine Besonderheit stellt „Fan Austritt“ dar, da nicht eindeutig ersichtlich ist, wo sich die Entnahmestelle befindet. Abbildung 5.3 legt die Vermutung nahe, dass Fan-Luft aus dem kalten Kreis entnommen wird, da sich die gestrichelte Andeutung des Rohres, das zum „Fan Air Valve“ führt, außerhalb des Triebwerksgehäuses befindet. Verwendet wird die Luft für die aktive Spaltkontrolle des Hochdruckverdichters („Fan Air Impingement Tubes“). Allerdings ist der weitere Verlauf dieses Luftstroms ebenfalls nicht der Literatur zu entnehmen. Es wird an dieser Stelle angenommen, dass die Luft wieder dem kalten Kreis zugeführt wird. Für die Positionen „Brennkammer innerer Ringraum“ und „Brennkammer äußerer Ringraum“ wird ein gemeinsamer Luftstrom außerhalb des Flammrohrs aus dem umgebenden Brennkammerringraum entnommen.

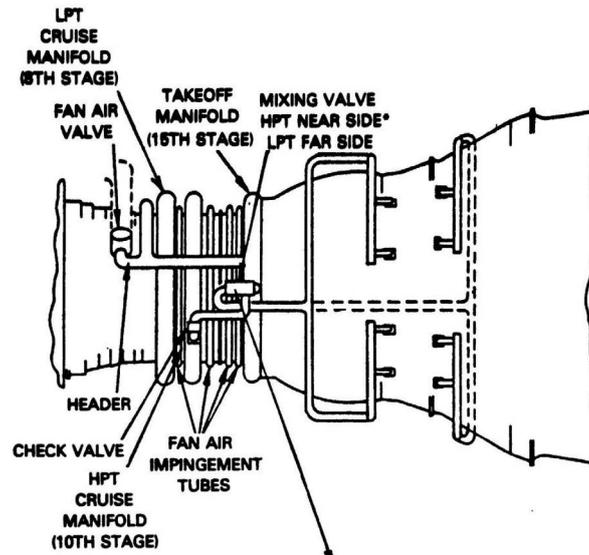


Abb. 5.3: Luftführung für die aktive Spaltkontrolle [3]

Einspeisestellen des FPS-SAS

Eine Tabelle aus dem Final Report gibt an, wofür die einzelnen Sekundärluftströme verwendet werden. Dargestellt ist sie auf Abbildung 5.4. Die Summe der Luftströme stimmt mit der Summe der entnommenen Ströme in Tabelle 5.10 überein. „Buffer System“ bezeichnet die eingangs erwähnte Sperrluft für die Lager.

Modellierung der Einspeisestellen

Eine detaillierte Unterteilung der Luftströme entsprechend Abb. 5.4 ist bei der Performance-Synthese in der Vorauslegung nicht vorgesehen. Bei der Modellierung mit virtuellen Modulen, welche die Triebwerkskomponenten darstellen, wird hinsichtlich der Turbinen grundsätzlich unterschieden, ob die Kühlluft vor oder hinter dem Rotor zugeführt wird, da die Komponenten als einstufig betrachtet werden (vgl. Abb. 5.1). Damit wird bestimmt, welcher Anteil der Kühlluftströme noch Arbeit in den Turbinen verrichtet. Dementsprechend ist der Verlauf der angegebenen Sekundärluftströme nachzuvollziehen, um zum einen zuzuordnen zu können, an welcher Stelle und mit welchem Anteil ein Luftstrom eingespeist wird, und zum anderen, um die Aufteilung vor und hinter den Rotor zu ermöglichen.

Es wird angenommen, dass Leckageströme, die nicht wieder dem Primärstrom zugeführt werden, abgeblasen, also der Umgebungsluft zugeführt werden. Gleiches wird für Luftströme angenommen, die ohne ersichtliche Einspeisung abgeführt werden. Die Aufteilung der Ströme vor und hinter den Rotor erfolgt anhand der Abbildungen A.5 bis A.8 zum Verlauf der Sekundärluftströme. Für einen Luftstrom, der für die Konvektionskühlung dient und daher aus den Rotorschaukeln der HPT austritt, wird beispielsweise angenommen, dass dieser keine Arbeit verrichtet und somit hinter dem Rotor zugeführt wird. Die Ergebnisse sind in Tabelle 5.11 zusammengestellt. In der ersten Spalte aufgeführt sind die Entnahmestellen der Luftströme. Die zweite Spalte enthält die entnommenen Anteile relativ zum Komponenteneintritt, daher sind vorher angezapfte Luftströme und ein dadurch vermin-

FLIGHT PROPULSION SYSTEM SECONDARY AIRFLOW SYSTEM COMPARISON
(Aerodynamic Design Point: 10675 m (35000 ft), 0.8 Mn, Standard Day)

	Quantities - % Core Airflow	
	Initial Design	Current Design
<u>High Pressure Turbine</u>		
Disk		
Front Rim Cavity	0.48	0.61
Rear Rim Cavity	0.43	0.54
Blade		
Airfoil Cooling	2.57	2.74
Sideplate Cooling	0.23	-
Leakage	0.17	0.24
Vane		
Airfoil Cooling	6.14	6.41
Platform Cooling	0.90	0.81
Leakage	1.03	1.40
Case		
Outer Airseal Cooling	1.24	0.85
Flange Leakage	0.06	0.09
Sub Total:	13.25	13.69
<u>Low Pressure Turbine</u>		
Intermediate Case	0.25	0.64
Disks/Inner Seals	1.02	0.99
Case/Outer Seals	1.00	0.89
Flange Leakage	-	0.03
Sub Total:	2.27	2.55
<u>Buffer System</u>	0.43	0.49
<u>High Pressure Compressor Active Clearance Control</u>	0.50	0.50
TOTAL:	16.45	17.23

Abb. 5.4: Verwendungszwecke des Sekundärluftströme und Massenstromanteile [3]

derter Primärmassestrom darin berücksichtigt. Weiterhin wird die Stelle der Einspeisung und der dazugehörige Anteil gezeigt. Abgeblasene Luftströme sind getrennt von den restlichen Luftströmen aufgeführt, die an derselben Stelle entnommen werden. Das SAS wird anhand der Tabelle ohne weitere Anpassungen modelliert.

Tab. 5.11: Entnahme- und Einspeisestellen der Sekundärluftströme und entsprechende Massenstromanteile bezogen auf den jeweiligen Komponenteneintritt

Entnahme	Massenstrom [%]	Einspeisung	Massenstrom [%]
HPC IGV	0.0118	LPT hinter Rotor	100
HPC Stufe 6	0.0004	LPT hinter Rotor	100
HPC Stufe 7	0.0009	LPT hinter Rotor	100
HPC Stufe 8	0.7739	LPT vor Rotor	58.427
		LPT hinter Rotor	41.573
HPC Stufe 10	0.5693	HPT hinter Rotor	26.2774
		LPT vor engstem Querschnitt	70.1339

Tab. 5.11: (Fortsetzung)

Entnahme	Massenstrom [%]	Einspeisung	Massenstrom [%]
		LPT vor Rotor	2.0968
		LPT hinter Rotor	1.4919
HPC Stufe 12	0.8365	HPT hinter Rotor	30.4759
		LPT vor engstem Querschnitt	0.7087
		LPT vor Rotor	63.078
		LPT hinter Rotor	5.7374
HPC Stufe 15	3.7745	HPT vor Rotor	2.9143
		HPT hinter Rotor	86.5035
		LPT vor engstem Querschnitt	0.1079
		LPT vor Rotor	9.6011
		LPT hinter Rotor	0.8733
Brennkammer	3.758	HPT vor Rotor	100
Brennkammer	7.1523	HPT vor Rotor	84.5639
		HPT hinter Rotor	10.5295
		LPT vor engstem Querschnitt	3.4685
		LPT vor Rotor	0.8402
		LPT hinter Rotor	0.5978
LPC Stufe 5	0.002	abgeblasen	100
HPC IGV	0.1723	abgeblasen	100
HPC Stufe 6	0.0016	abgeblasen	100
HPC Stufe 7	0.0031	abgeblasen	100
HPC Stufe 8	0.0261	abgeblasen	100
HPC Stufe 10	0.0007	abgeblasen	100
HPC Stufe 12	0.1536	abgeblasen	100
HPC Stufe 15	0.1055	abgeblasen	100
Brennkammer	0.1002	abgeblasen	100

5.1.4 Validierung der Performance

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Performance-Rechnung in den Betriebspunkten ADP, MCR, MCL und TO dargestellt und diskutiert. Dazu erfolgt ein Vergleich mit den Referenzwerten des FPS, um auf eventuelle Unterschiede eingehen zu können, wobei der Fokus auf der Betrachtung charakteristischer Performance-Parameter liegt.

Design-Punkt-Performance

Die Ergebnisse der Performance-Rechnung für den Betriebspunkt ADP sind in der Tabelle 5.12 zusammengestellt.

Tab. 5.12: Ergebnisse der Leistungssynthese für den ADP

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
F [N]	41612	41612	0	0
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15.731	15.579	0.152	0.966
BPR [-]	6.51	6.51	0	0
OPR [-]	38.3	38.55	-0.25	-0.653
FAR [-]	0.02407	0.0242	-0.00013	-0.54
p_3 [Pa]	1392278	1399636	-7358	-0.528
A_D [m ²]	1.92	1.88	0.04	2.083
T_{13} [K]	296	295	1	0.338
T_{21} [K]	284	284	0	0
T_{23} [K]	340	339	1	0.294
T_3 [K]	754	754	0	0
T_4 [K]	1566	1566	0	0
T_{42} [K]	1110	1110	0	0
T_5 [K]	745	747	-2	-0.268
$\dot{m}_{kor,2}$ [kg/s]	635	622	13	2.047
$\dot{m}_{kor,13}$ [kg/s]	550	539	11	2
$\dot{m}_{kor,21}$ [kg/s]	84.5	82.9	1.6	1.893
$\dot{m}_{kor,22}$ [kg/s]	58.1	56.9	1.2	2.065
$\dot{m}_{kor,24}$ [kg/s]	36.1	35.2	0.9	2.493
$\dot{m}_{kor,3}$ [kg/s]	3.6	3.12	0.48	13.333
$\dot{m}_{kor,4}$ [kg/s]	5	4.52	0.48	9.6
$\dot{m}_{kor,45}$ [kg/s]	19.57	17.7	1.87	9.555
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.873	0.873	0	0
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.907	0.907	0	0
LPC η_{pol} [-]	0.907	0.907	0	0
HPC η_{pol} [-]	0.917	0.917	0	0
HPT η_{is} [-]	0.891	0.891	0	0
LPT η_{is} [-]	0.916	0.916	0	0
Fan Π_k [-]	1.74	1.74	0	0
Fan Π_h [-]	1.56	1.56	0	0
LPC Π [-]	1.77	1.77	0	0
HPC Π [-]	14	14	0	0
HPT Π [-]	3.98	3.99	-0.01	-0.251
LPT Π [-]	5.75	5.72	0.03	0.522
HPT Δh [J/kg]	450956.6	442637.8	8318.8	1.845
LPT Δh [J/kg]	411380.5	408445.6	2934.9	0.713

Die größten Abweichungen sind bei den korrigierten Massenströmen zu erkennen, insbesondere am Eintritt der Brennkammer $\dot{m}_{korrr,3}$ mit einem Wert von 13.333 % und am Eintritt der beiden Turbinen (HPT $\dot{m}_{korrr,4}$: 9.6 %, LPT $\dot{m}_{korrr,45}$: 9.555 %). Insgesamt ist ein zu hoher Massenstrom notwendig, erkennbar an dem Parameter $\dot{m}_{korrr,2}$. Dafür kommen diverse Ursachen in Betracht. Es könnte sein, dass manche der eingestellten Druckverluste inkorrekt sind. Da in der Literatur nicht genau spezifiziert ist, welche der gegebenen Druckverluste bei der Performance-Evaluierung berücksichtigt wurden und an welcher Position sich die zu den Kanaldruckverlusten gehörenden Kanäle befinden, könnte das erstellte Performance-Modell in dieser Hinsicht nicht der Referenz entsprechen. Bei den Angaben von P&W handelt es sich um Werte für das uninstallierte Triebwerk. Es wäre daher möglich, dass der Druckverlust im Triebwerkseinlauf und der Schubkoeffizient der Düse, welche beide durch das äußere Triebwerksgehäuse gebildet werden, nicht von P&W bei der Leistungssynthese berücksichtigt wurden. Die beiden Werte haben einen großen Einfluss auf den Massenstrom, der zur konstanten Einstellung des geforderten Schubes angepasst wird. Da das äußere Gehäuse die gemeinsame Schubdüse bildet, würde allerdings auch keine Mischung stattfinden, wenn das Gehäuse und die entsprechenden Verluste vernachlässigt werden würden. Zudem ist vorstellbar, dass sich die Definition des Schubkoeffizienten c_F bei P&W von der in GTlab unterscheidet, was in einem anderen Schub und damit Massenstrom resultieren würde.

Darüber hinaus kann bei den Turbinen ein Einfluss der Kühlluftströme vermutet werden, da deren Berücksichtigung bei der Berechnung der korrigierten Größe seitens P&W nicht näher beschrieben ist. Des Weiteren besteht die Möglichkeit, dass die korrigierten Massenströme mit anderen Bezugs- und Standardwerten für Druck und Temperatur gebildet wurden. Ebenso wirken sich modellbedingte Abweichungen dieser thermodynamischen Größen auf die korrigierten Massenströme aus. Da die Temperaturabweichungen klein ausfallen (s. u.), ist hier vor allem der vorliegende Druck zu nennen. Dass Abweichungen des Druckes vorliegen, kann anhand der Parameter OPR , p_3 und der Turbinendruckverhältnisse beobachtet werden.

Die vorliegenden Drücke im Verdichterteil liegen zu niedrig (p_3 : -0.528 %) und damit auch das OPR (-0.653 %). Eine mögliche Ursache dafür könnte in einer Ungenauigkeit der angegebenen Verdichterdruckverhältnisse liegen. Fehler durch die Verwendung gerundeter Referenzwerte können nicht ausgeschlossen werden, sodass möglicherweise ein zu niedriges Druckverhältnis eingestellt sein könnte. Allerdings haben auch die berücksichtigten Druckverluste einen Einfluss. Zu hohe Verluste könnten zu niedrige Drücke zur Folge haben. Ein geringeres Druckniveau bedingt allerdings wiederum ein verringertes Druckgefälle zum Umgebungszustand am Triebwerksaustritt hin, was den Schub verringern könnte, da eine geringere Beschleunigung der Luft erfolgen würde. Eine Möglichkeit zur Kompensation des unzureichenden Schubes könnte dann die Erhöhung des Massenstroms sein. Dieser Umstand zeigt sich auch in der um ca. 2 % zu großen Düsenfläche.

Diskrepanzen zeigen sich auch bei den Enthalpiedifferenzen über die beiden Turbinen. Die Enthalpiedifferenz ist bei der HPT um 1.845 % gegenüber der Referenz erhöht, während

der Wert bei der LPT um 0.713 % höher liegt. In Betracht kommt in diesem Zusammenhang die Leistung, die von den Turbinen für den Antrieb der Verdichter und des Fans bereitgestellt werden muss. Die abgegebene Leistung der Turbine ist das Produkt aus dem Massenstrom und der spezifischen Arbeit, die dem Fluid entzogen wird. Die spezifische Arbeit entspricht der Änderung der Totalenthalpie zwischen Ein- und Austritt der Turbine. Steht nun ein kleinerer Massenstrom für die Energieumsetzung im Schaufelgitter zur Verfügung, so muss dies bei unveränderter Leistungsanforderung durch eine höhere spezifische Arbeit kompensiert werden. Ein zu geringer Massenstrom für die Energieumsetzung könnte durch die Modellierung des SAS hervorgerufen werden. Hierbei ist neben den Kühlluftmassenströmen auch wesentlich, ob die Einspeisung vor oder hinter dem Rotor erfolgt, d. h. ob noch Arbeit verrichtet wird. Da die vierstufige LPT einstufig modelliert wird, kann die Aufteilung von vornherein lediglich eine Näherung darstellen, doch auch im Fall der HPT handelt es sich um eine Schätzung, da die genaue Aufteilung des Referenztriebwerks nicht bekannt ist. Eine weitere Unsicherheit besteht in den thermodynamischen Zuständen der Kühlluftströme, deren Enthalpie geschätzt ist, da der Verlauf der Enthalpieerhöhung über die Verdichter unbekannt ist und jeweils als linear angenommen wird. Diese Umstände wirken sich auch auf die Druckverhältnisse über die Turbinen aus, die leicht abweichen (HPT: -0.251 %, LPT: 0.522 %)

Ein anderer Grund für die zu hohen Enthalpiedifferenzen könnte sein, dass der Verdichterteil des Triebwerks einer höheren Leistung bedarf, da Leistungsgleichheit zwischen den Verdichtern und Turbinen auf einer Welle vorausgesetzt wird. Hier kommen erneut Ungenauigkeiten durch gerundete Wirkungsgrade oder Druckverhältnisse in Betracht, ebenso wie die bereits erwähnten Druckverluste, die sich negativ auf den Schub auswirken und demnach einen höheren Massenstrom durch das Triebwerk verursachen, um den Schub konstant zu halten. Die Verdichtung eines größeren Massenstroms erfordert eine höhere Leistung. Auch die angenommenen Werte für die mechanischen Wirkungsgrade können Auswirkungen auf die Abweichungen haben.

Die angesprochenen Unterschiede in den Performance-Parametern wirken sich auch auf den *TSFC* und das *FAR* aus. Der *TSFC* weicht um 0.966 % ab, das *FAR* um -0.54 %. Ein weiterer Faktor bei diesen Parametern ist auch der angenommene Heizwert des Brennstoffes.

Die höchste Abweichung der Temperaturen liegt mit 0.338 % bei T_{13} vor. Bei einigen Temperaturen liegt praktisch keine Differenz vor. Dabei ist auch zu berücksichtigen, dass keine hohe Genauigkeit der Temperaturangaben aus der Literatur vorliegt, da keine Dezimalstellen angegeben sind. Die Temperaturunterschiede bewegen sich damit in einem vernachlässigbaren Bereich.

Off-Design-Punkt-Performance

Die Ergebnisse des Leistungssynthese für die Off-Design-Betriebspunkte MCL, MCR und TO sind in den Tabellen A.3 bis A.5 im Anhang zu finden.

Die größte Abweichung der Temperaturen besteht bei T_5 im Betriebspunkt TO und beträgt -0.945% . Die übrigen Temperaturen weichen betragsmäßig maximal um 0.409% ab. Bezüglich der Massenströme liegt wie im Design-Punkt die größte Abweichung bei $\dot{m}_{kor,3}$ im Betriebspunkt MCR vor mit einem Wert von 13.296% . Auch in den Off-Design-Punkten ist der Eintrittsmassenstrom $\dot{m}_{kor,2}$ ca. 2% gegenüber der Referenz erhöht.

Zudem bestehen auch Abweichungen bei den Wirkungsgraden und Druckverhältnissen der Komponenten, da diese im Off-Design nicht vorgegeben, sondern mithilfe der Komponentenkennfelder ermittelt werden. Hinsichtlich der Wirkungsgrade kann eine betragsmäßig maximale Abweichung von $\eta_{pol,h}$ des Fans um 0.991% bei TO festgestellt werden. Der Parameter Π_h zeigt ebenso in diesem Betriebspunkt die größte betragsmäßige Abweichung von knapp 1.4% .

Der $TSFC$ weicht auf im Off-Design um ca. 1% ab, das FAR um bis zu 1.253% bei TO. Auffällig ist weiterhin die Abweichung des BPR um 8.333% in diesem Betriebspunkt, da in den anderen Off-Design-Punkten höchstens eine Differenz von 0.312% auftritt. Im Betriebspunkt TO treten generell etwas höhere Abweichungen auf, als in den anderen Off-Design-Punkten MCR und MCL. Dies kann aus der Lage des Betriebspunktes im Kennfeld resultieren, da TO darin weiter entfernt von den anderen Punkten liegt, wie in Abbildung 5.5 erkennbar ist, wodurch sich der Fehler erhöht [15]. Zu den Abweichungen der Off-

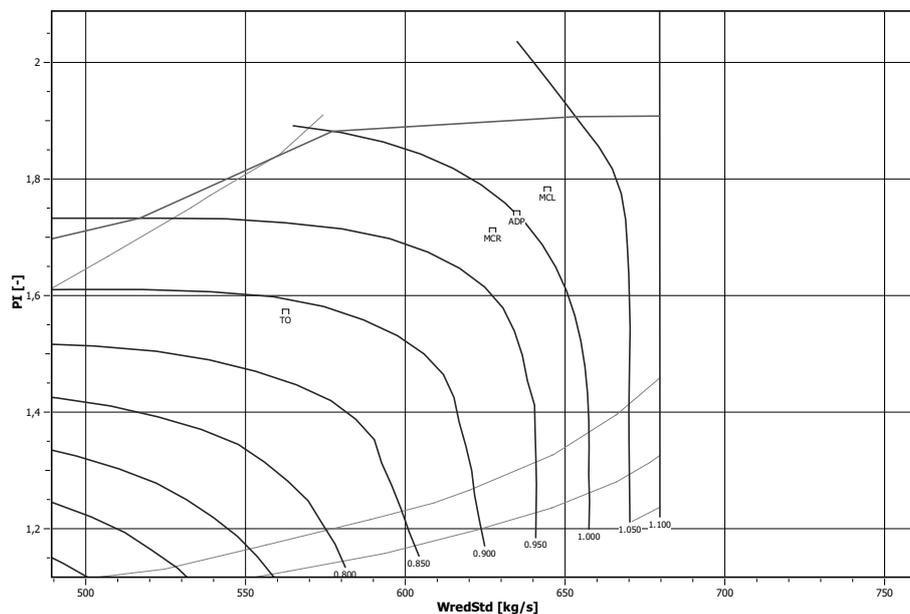


Abb. 5.5: Lage der Betriebspunkte im Fan-Kennfeld

Design-Punkte trägt die Verwendung generischer Kennfelder für HPC, HPT und LPT bei, wodurch das Teillastverhalten nicht exakt mit dem tatsächlichen Verhalten der Komponenten übereinstimmt. Weitere Unsicherheiten kommen durch die Digitalisierung der Kennfelder hinzu. Die Qualität der Kennfelder in der Dokumentation des E³-Programms ist zudem durch mehrfache Reproduktion, d.h. Vervielfältigung durch Druck- und Scansvorgänge, eingeschränkt. Darüber hinaus bestehen Unsicherheiten bezüglich der Lage des

Design-Punktes in der Topologie der Kennfelder, da keine Informationen dazu vorliegen, bis auf die Lage im Fan-Kennfeld.

Zusammenfassende Bewertung des Performance-Modells

Die in den vorigen beiden Abschnitten aufgeführten Diskrepanzen können angesichts der Informationslage bezüglich des Referenztriebwerks nicht vollständig vermieden, sondern lediglich reduziert werden. Dafür könnte an den Druckverlusten und Kennfeldern angesetzt werden. Dem hohen Zeitaufwand stehen allerdings nur geringfügige Verbesserungen gegenüber, welche für die nachfolgenden Schritte keine wesentlichen Verbesserungen oder veränderte Erkenntnisse erwarten lassen. Daher wird das Performance-Modell an dieser Stelle aufgrund der insgesamt geringen Abweichungen als hinreichend genau und geeignet befunden, um auf dessen Grundlage weitere Untersuchungen durchzuführen.

5.2 Ringraummodellierung

An die Erstellung des Performance-Modells schließt sich die Modellierung des Ringraums an, bei der grundlegende Dimensionen des Triebwerks nachgebildet werden. Der physikalische Hintergrund der Methode für die Geometriemodellierung ist in Abschnitt 3.2 beschrieben. Das Ziel besteht in einer möglichst guten Übereinstimmung des Ringraummodells mit der Referenzgeometrie. Die Umsetzung erfolgt mit dem in GTlab integrierten Simple Engine Sketcher. Dabei wird auch auf Größen aus der Performance-Rechnung zurückgegriffen.

Für die relevanten Strömungsquerschnitte an den Triebwerksstationen (vgl. Abb. 5.1) werden Nabenverhältnisse und Querschnittsflächen bestimmt. Bei den Flächen handelt es sich um Kreis- und Kreisringflächen. Dafür werden Zahlenwerte und Schnittzeichnungen aus den unterschiedlichen Berichten [3, 18, 20, 23, 25, 32] herangezogen. Aus bemaßten Schnittzeichnungen können weitere Dimensionen näherungsweise durch (softwaregestütztes) Abmessen erhalten werden. Die Ergebnisse für die einzelnen Stationen stellt Tabelle 5.13 dar. Wenn die Flächen bekannt sind, ist die Berechnung von meridionalen Machzahlen an den Stationen möglich, die später für die Parameterstudien konstant gehalten werden.

Tab. 5.13: Nabenverhältnisse und Querschnittsflächen an den Triebwerksstationen des Performance-Modells

Station	ν [-]	A [m ²]
2	0.34	2.96
13	0.63	1.86
6	0.68	1.87
21	0.82	0.35
22	0.84	0.32
23	0.81	0.25

Tab. 5.13: (Fortsetzung)

Station	ν [-]	A [m ²]
24	0.59	0.18
3	0.92	0.03
4	0.84	0.17
42	0.85	0.15
45	0.82	0.24
5	0.69	0.71

Des Weiteren werden für die Komponenten Schaufelhöhen- und Teilungsverhältnisse sowie Enthalpiekennzahlen zur Modellierung verwendet, die aus Literaturinformationen berechnet werden können. Dabei wird jeweils ein arithmetisches Mittel dieser Parameter für jede Komponente verwendet. Eine Übersicht der verwendeten Parameter zeigt Tabelle 5.14. Die Enthalpiekennzahlen werden so gewählt, dass die Komponenten über die richtige Stufenanzahl verfügen. Die Schaufelhöhenverhältnisse werden weiterhin so angepasst, dass die Längen der Triebwerkskomponenten, gemessen von der Schaufelvorderkante der ersten Stufe bis zur Schaufelhinterkante der letzten Stufe, mit den gemessenen Längen aus den Schnittzeichnungen übereinstimmen. Die Länge einer Komponente ergibt sich aus der Summe der axialen Schaufelerstreckung von Rotor und Stator, multipliziert mit der Stufenanzahl. Anschließend werden Schaufellücken eingefügt, deren Breite einen bestimmten Anteil an der Sehnenlänge einer Schaufel beträgt. Mit den Verbindungskanälen und der Länge der Brennkammer wird somit die Triebwerkslänge bestimmt. Das Teilungsverhältnis wird so gewählt, dass die mittlere Schaufelanzahl pro Stufe, berechnet als arithmetisches Mittel aus der gesamten Schaufel- und Stufenanzahl einer Komponente, mit dem Referenzwert übereinstimmt.

Tab. 5.14: Verwendete Enthalpiekennzahlen, Schaufelhöhen- und Teilungsverhältnisse für die Komponenten

Komponente	ψ_h [-]	AR [-]	PR [-]
Fan	-*	4.792	0.904
LPC	0.33	1.98	0.73
HPC	0.41	2.13	1.06
HPT	2.16	1.7	1.6
LPT	3.09	3.2	0.79

* Für den Fan wird keine Enthalpiekennzahl verwendet, da dieser einstufig modelliert wird

Darüber hinaus werden noch näherungsweise Längen für die Verbindungskanäle zwischen Fan und LPC, LPC und HPC sowie HPT und LPT in Zeichnungen gemessen. Diese sind in Tabelle 5.15 aufgeführt. Das resultierende Ringraummodell ist in Abbildung 5.6 dargestellt. Blau dargestellt sind bei den Verdichtern die Statorschaufeln, während es sich bei den Turbinen dabei um Rotorschaufeln handelt. Mithilfe der Informationen über

Tab. 5.15: Näherungsweise gemessene Längen der Verbindungskanäle [3, 18]

Kanal	Länge [m]
Duct zw. Station 21 u. 22	0.015
Core Stream Duct	0.4
TIC	0.27

das Triebwerk, die durch die Ringraummodellierung erhalten werden, kann im nächsten Schritt die Gewichtsabschätzung erfolgen.

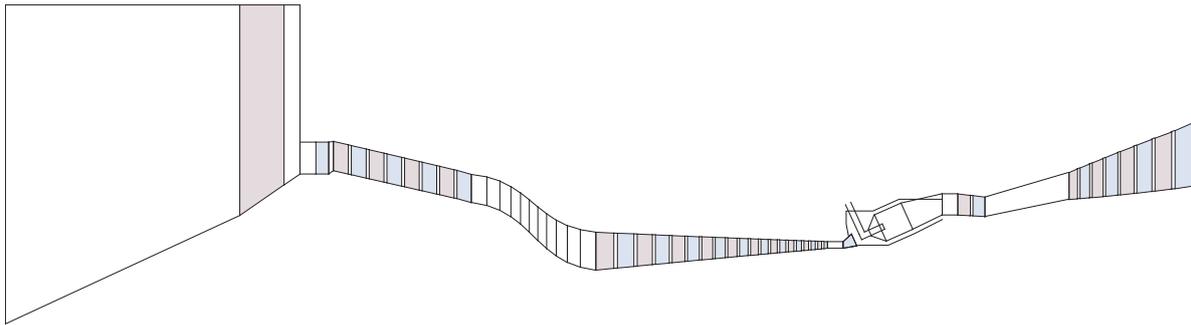


Abb. 5.6: Erzeugtes Ringraummodell

5.3 Gewichtsabschätzung

Nach der Modellierung des Ringraums folgt die Gewichtsabschätzung des Triebwerks, die mit der Methode nach SAGERSE [30] erfolgt. Dabei werden Gewichte für die Haupttriebwerkskomponenten sowie für den Strömungskanal hinter dem äußeren Teil des Fans (Fan Duct) berechnet. Darüber hinaus wird auch das Strukturgewicht und das Gewicht von Hilfsgeräten bestimmt.

Unter das Strukturgewicht fallen bei der Gewichtsabschätzungsmethode Teilgewichte wie die von Lagern, Wellen und Verbindungskanälen. Ein separates Strukturgewicht ist für das FPS allerdings nicht dokumentiert, stattdessen werden entsprechende Teilgewichte von P&W den einzelnen Komponenten zugeteilt. Vor der Gewichtsabschätzung sind somit derartige Teilgewichte, sofern bekannt, von den Komponentengewichten zu subtrahieren und als Strukturgewicht zusammenzufassen. Tabelle 5.16 zeigt die bekannten Teilgewichte, die dem Strukturgewicht zugeteilt werden. Es handelt sich dabei um Teilgewichte des Fans und der LPT. Das Gewicht des Compr. Interm. Case wird darüber hinaus vollständig dem Strukturgewicht zugeteilt.

Darüber hinaus wird das Gewicht von „Mixer/Plug“ nicht berücksichtigt, da es bei der verwendeten Methode nicht modelliert wird.

Tab. 5.16: Dem Strukturgewicht zugeteilte Teilgewichte des FPS [14, 18, 23]

Komponente	Gewicht [kg]	ursprüngliche Zuteilung
Stubshaft	64	Fan
De-oiler	1	Fan
TIC	139.4	LPT
TEC	323.7	LPT
LP Shaft	114.9	LPT

Damit ergeben sich Referenzgewichte für die Komponenten. Die Referenzgewichte sowie die abgeschätzten Gewichte sind in Tabelle 5.17 zusammengestellt. Da die abgeschätzten Gewichte nicht mit den Referenzgewichten übereinstimmen, ist für die im nächsten Schritt durchgeführten Parameterstudien eine Kalibrierung der Gewichte vonnöten. Die entsprechenden Kalibrierungsfaktoren sind ebenfalls in der Tabelle 5.17 enthalten. Auf die Kalibrierungsmethodik wird in Abschnitt 5.4 eingegangen.

Tab. 5.17: Referenzgewichte, abgeschätzte Gewichte und Kalibrierungsfaktoren

Komponente	Referenzgewicht [kg]	Gewichtsabschätzung [kg]	Kalibrierungsfaktor [-]
Fan + Fan Duct	481	474	1.01466
LPC	171	352	0.48751
HPC	271	166	1.63601
Combustor	320	130	2.46775
HPT	359	181	1.98527
LPT	685	778	0.88049
Accessories	247	300	0.82460
Structure	921	408	2.25591
Total Bare Engine	3456	2788	

Für den Fan Duct ist kein Gewicht aus der Programmdokumentation bekannt. Daher wird dessen Gewicht mit dem Fan zusammengeführt und der Kalibrierungsfaktor berechnet gemäß:

$$K_{Fan} = \frac{m_{Fan}}{m_{Fan,Sagerser} + m_{Fan Duct}}. \quad (5.2)$$

5.4 Kalibrierungsmethodik

Es gibt unterschiedliche Möglichkeiten, das Modell für die Gewichtsabschätzung nach SAGERSER zu kalibrieren, sodass die Ergebnisse der Berechnung mit den erwarteten Gewichten übereinstimmen. Hierbei ist die Kalibrierung mittels einer Proportionalitätskonstanten, also einem Faktor, oder einer Konstanten zu nennen, gleichbedeutend mit einer Veränderung des Abschnitts der Ordinatenachse.

Die von SAGERSEK vorgeschlagenen Korrelationen für die Gewichtsabschätzung hängen im Grunde von den charakteristischen geometrischen Merkmalen der Triebwerkskomponenten ab [30]. Bei diesen handelt es sich um Variablen wie Durchmesser und Länge. Entscheidend ist somit die Größe einer Komponente. Bei Verwendung einer Konstanten wird davon ausgegangen, dass sich der relative Unterschied zwischen dem berechneten und dem erwarteten Gewicht in Abhängigkeit der Größe verändert, womit kein verhältnismäßiges Verhalten vorliegen würde. Stattdessen würde dieser relative Unterschied mit steigender Größe gegen Null gehen – vorausgesetzt, das Gewicht ist gegenüber einer Größenänderung nicht invariant. Ein solches Verhalten liegt bei keiner Komponente vor. Die Korrelation würde in diesem Fall nicht gut mit der Größe des Triebwerks skalieren. Weiterhin gehen die Korrelationen durch den Nullpunkt. Daraus folgt, dass eine Komponente ohne eine geometrische Ausdehnung auch kein Gewicht hat. Die Verwendung einer Konstante würde dahingehend bedeuten, dass eine nicht existente Komponente ein Gewicht hätte. Damit würde die Korrelation von vornherein ein unphysikalisches Verhalten zeigen.

In den nachfolgenden Parameterstudien soll das grundlegende Verhalten der implementierten Gewichtskorrelationen untersucht und daher nicht verändert werden. Aus den genannten Gründen wird eine Proportionalitätskonstante respektive ein Kalibrierungsfaktor verwendet, um die Ergebnisse lediglich an das Gewicht des vorliegenden FPS anzupassen. Eine Veränderung des Gewichts soll verhältnismäßig wiedergegeben werden.

5.5 Bewertung der Modellierungsansätze für Geometrie und Gewichte

In den vorigen Abschnitten wurden der Modellierungsansatz für die Geometrie (vgl. Abschn. 3.2) und die Gewichtskorrelationen nach SAGERSEK angewandt, um den Ringraum des Triebwerks zu modellieren und das Gewicht abzuschätzen. Nachfolgend wird diskutiert, wie geeignet sich die Ansätze dabei herausgestellt haben.

5.5.1 Modellierungsansatz für Geometrie

Durchmesser

Im Zuge der Geometriemodellierung kann mithilfe einer überschaubaren Zahl von Parametern eine Ringraumgeometrie erstellt werden. In Abbildung 5.7 ist eine Überlagerung des modellierten Ringraums und des Referenzringraums dargestellt. Anhand dieser Darstellung kann die Geometrie verglichen werden. Da die Nabenverhältnisse und Querschnittsflächen (vgl. Tab. 5.13) als Eingabegrößen dienen, entsprechen die Naben- und Gehäusedurchmesser des Modells an den in Tabelle 5.13 aufgeführten Stationen näherungsweise den Referenzdurchmessern.

Anhand der Abbildung wird jedoch deutlich, dass die vereinfachte Annahme eines linearen Durchmesserungsverlaufs über die Komponenten zu Abweichungen des Durchmessers zwischen

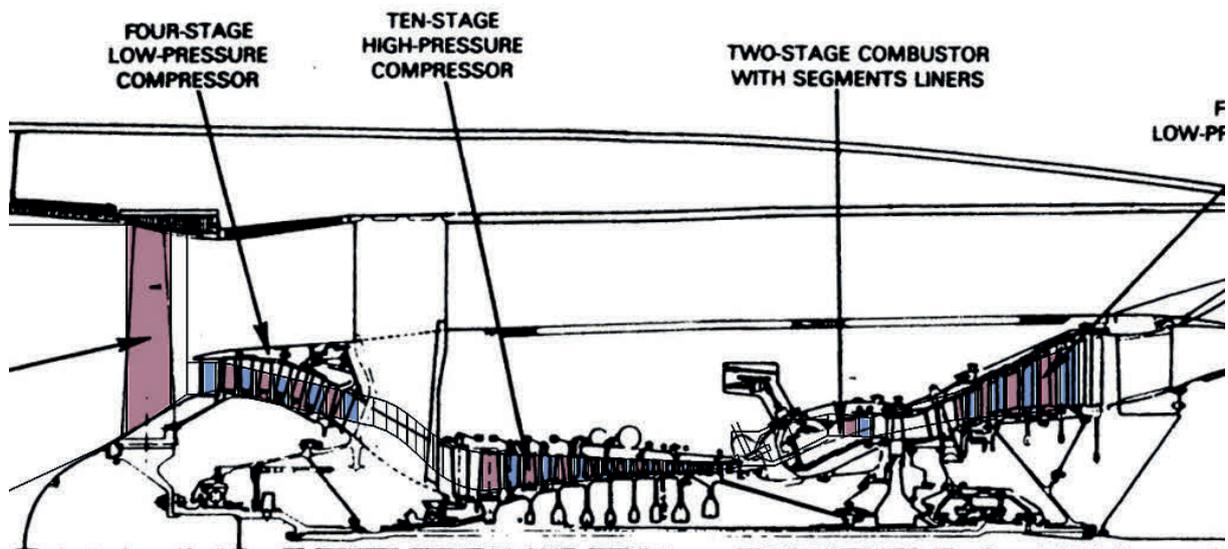


Abb. 5.7: Überlagerung des erstellten Ringraummodells mit der Referenz [3]

den Ein- und Austritten führt, was an der Geometrie des LPC erkennbar ist. Der äußere Durchmesser an der Vorderkante des zweiten Stators ist um 6.7 % kleiner als der Referenzdurchmesser. Weiterhin weicht die Form des Verbindungskanals zwischen den Verdichtern von der Referenz ab. Der Eintrittswinkel unterscheidet sich aufgrund der Geometrie des LPC, was dazu beiträgt, dass der Kanaldurchmesser des Modells höher ist als bei der Referenz. Bei dem HPC und den Turbinen ist demgegenüber eine gute Übereinstimmung zu erkennen.

Axiale Längen

Die Referenzlängen der Verbindungskanäle und Komponenten in axialer Richtung werden durch Abmessen aus Schnittzeichnungen ermittelt, da sie nicht in der Literatur gegeben sind. Die modellierten Längen entsprechen näherungsweise den gemessenen Referenzlängen. Die Länge von der Eintrittskante des Fans bis zum „Turbinenaustrittsflansch“ ist gegeben (vgl. Tab. 4.9). Die Position des Turbinenaustrittsflansches ist nicht spezifiziert, befindet sich aber vermutlich an der Austrittskante des Austrittsleitrades der Niederdruckturbinen, da sich dort ein Flansch befindet. Die Länge des Ringraummodells von der Eintrittskante des Fans bis zur Austrittskante der LPT ist ca. 5.2 % kürzer als die gegebene Länge. Dies entspricht einem Unterschied von 168 mm. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die Länge der Brennkammer ca. 90 mm zu kurz ist und das breitere Austrittsleitrad der LPT beziehungsweise das TEC nicht modelliert wird, ebenso wie variable Längen der Schaufellücken.

Enthalpiekennzahlen

Die verwendeten Enthalpiekennzahlen aus der Tabelle 5.14 werden für eine Plausibilitätsüberprüfung anhand der Definition in der Literatur [17] umgerechnet. Die Ergebnisse sind in den Diagrammen auf Abbildung 5.8 als Kreuze eingezeichnet. Als Jahr für die Einführung in den Dienst wird 1983 gewählt, da der Abschlussbericht in diesem Jahr ver-

öffentlich wurde. Die Enthalpiekennzahlen für die Verdichter liegen in einem plausiblen Bereich. Dies ist auch bei der HPT der Fall, der Wert der Kennzahl ist jedoch verglichen mit den anderen Datenpunkten relativ hoch und liegt nahe der Grenze des Bereichs. Der Wert für die LPT liegt etwas überhalb des Bereichs, in dem sich die Datenpunkte bewegen, und entspricht fast einem vorhandenen Datenpunkt. Eine Ursache dafür, dass die Enthal-

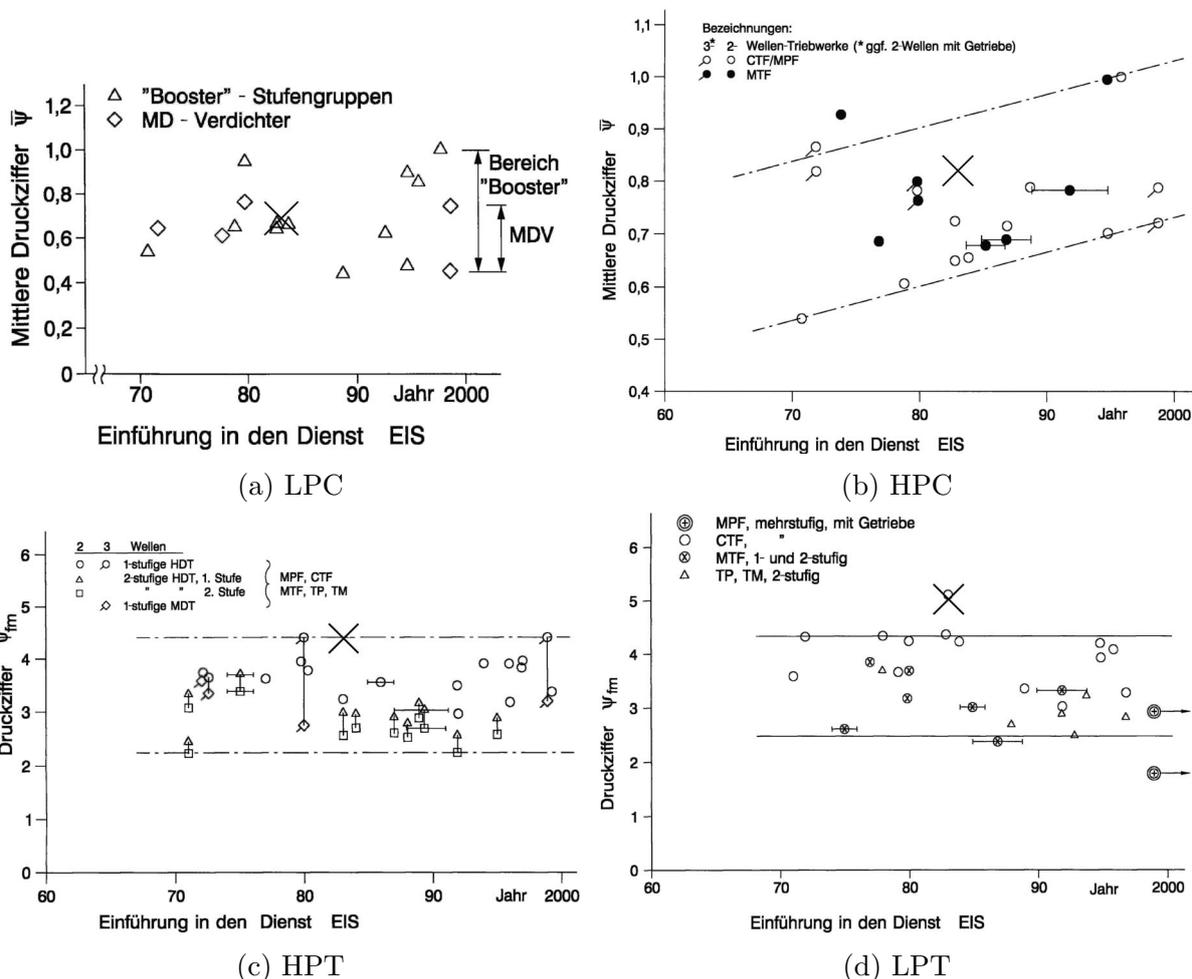


Abb. 5.8: Gewählte Enthalpiekennzahlen für die Ringraummodellierung eingezeichnet in Diagrammen zur Beschreibung der zeitlichen Entwicklung mittlerer Enthalpiekennzahlen von Komponenten [17]

piekennzahlen für die richtige Modellierung der Stufenanzahlen der Turbinen relativ hoch zu wählen sind, könnten die gegenüber der Referenz erhöhten Enthalpiedifferenzen über die Turbinen sein (vgl. Abschn. 5.1.4).

Schaufelhöhenverhältnisse

In Tabelle 5.18 sind die gewählten Zahlenwerte des AR für die Ringraummodellierung und die Abweichungen zu den Referenzwerten der Komponenten dargestellt. Anhand von Abbildung 5.9 können diese Werte mit Literaturangaben verglichen werden.

Tab. 5.18: Abweichungen der verwendeten Schaufelhöhenverhältnisse von den Mittelwerten der Komponenten

Komponente	AR [-]	Δ_{abs} [-]	Δ_{rel} [%]
Fan	4.79	0	0
LPC	1.98	-0.46	-18.85
HPC	2.13	-0.14	-6.17
HPT	1.7	-0.12	-6.59
LPT	3.2	-1.65	-34.02

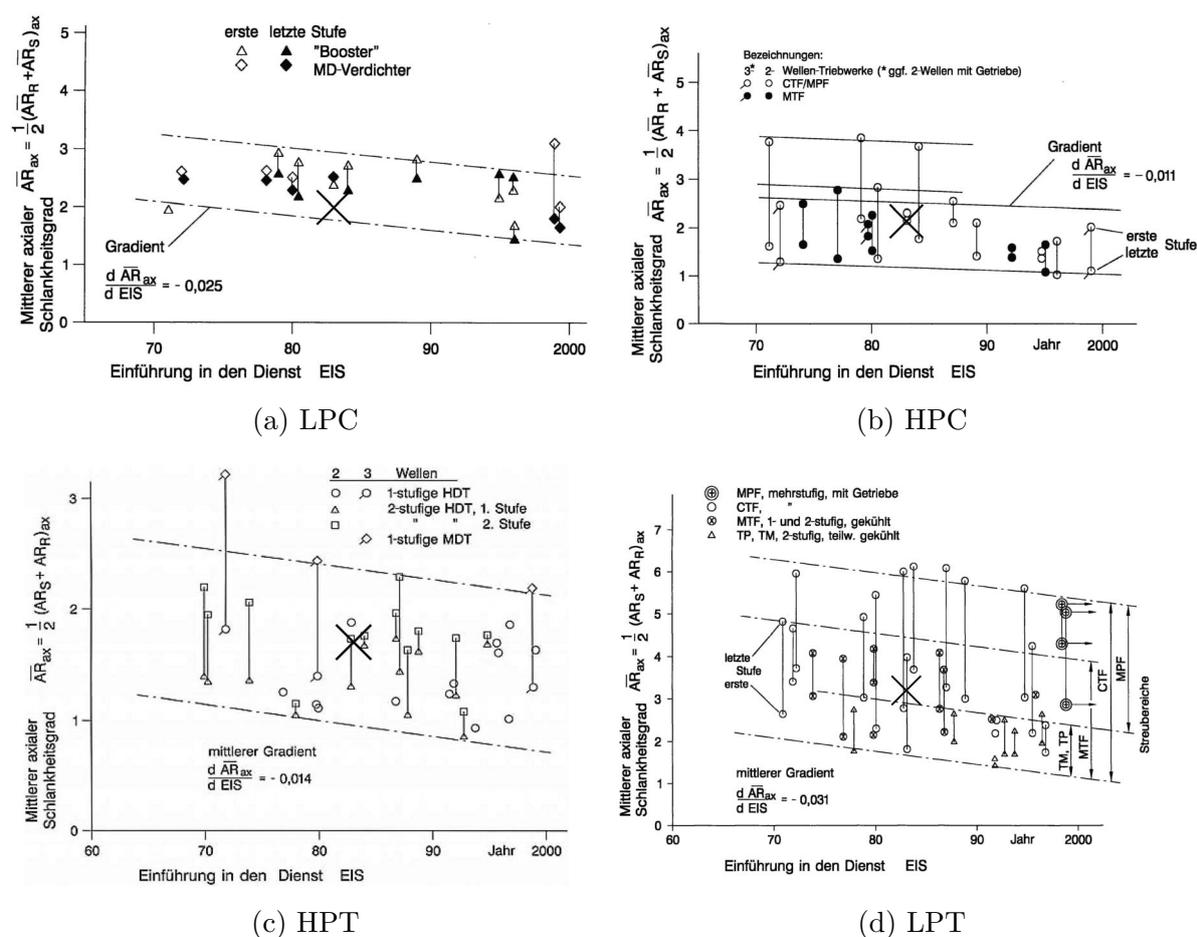


Abb. 5.9: Gewählte Schaufelhöhenverhältnisse für die Ringraummodellierung eingezeichnet in Diagrammen zur Beschreibung der zeitlichen Entwicklung mittlerer Schaufelhöhenverhältnisse von Stufen [17]

Für den Fan wurde der Referenzwert verwendet, da die mittlere Schaufelbreite damit gut modelliert werden konnte (vgl. Abb. 5.7). Hier wird jedoch deutlich, dass eine Veränderung der axialen Schaufelbreite entlang der radialen Koordinate mit der genutzten Methode zur Geometrieabschätzung nicht modelliert wird.

Die gewählten Schaufelhöhenverhältnisse für die Modellierung der Hochdruckkomponenten unterscheiden sich um 6–7% von den Referenzwerten. Bei den Niederdruckkomponenten liegen größere Abweichungen vor (LPC: -18.85%, LPT: -34%). Weiterhin sind die

gewählten Werte kleiner als die Referenzwerte, was ein Hinweis darauf sein kann, dass die Komponentenlänge bei dieser Methode zur Geometrieabschätzung unterschätzt wird, da durch ein kleineres AR die Schaufeln breiter und die Komponenten insgesamt länger werden (inkl. der Schaufellücken).

Als Begründung für die Abweichungen kann die Bildung eines arithmetischen Mittels für das AR über die jeweilige Komponente genannt werden. Zu den Differenzen trägt weiterhin bei, dass die Längen mithilfe von Schnittzeichnungen gemessen wurden und dieses Vorgehen mit Ungenauigkeiten verbunden ist. Abbildung 5.9 zeigt allerdings, dass sich die verwendeten Werte in einem plausiblen Bereich bewegen.

Teilungsverhältnisse

Tabelle 5.19 stellt die gewählten PR und die Abweichungen zu den Referenzwerten dar. Das PR des Fans für die Modellierung der richtigen Schaufelanzahl ist um 3.26 % kleiner als der Referenzwert. Da der Fan einstufig ist und kein arithmetisches Mittel für die Schaufelanzahl pro Stufe gebildet wird, ist diese Abweichung geringer als die übrigen.

Tab. 5.19: Abweichungen der verwendeten Teilungsverhältnisse von den Mittelwerten der Komponenten

Komponente	PR [-]	Δ_{abs} [-]	Δ_{rel} [%]
Fan	0.9	-0.03	-3.26
LPC	0.73	-0.31	-29.47
HPC	1.06	-0.26	-19.7
HPT	1.6	-0.31	-16.23
LPT	0.79	-0.46	-36.8

Der Grund für die Abweichung kann darin liegen, dass die Werte, die nach Gleichung 3.32 in die Berechnung des PR eingehen, mithilfe einer Schnittzeichnung gemessen wurden.

Wie im vorigen Abschnitt bestehen die größeren Abweichungen bei den Niederdruckkomponenten (LPC: -29.47 %, LPT: -36.8 %). Die Abweichungen können auf verschiedene Mittelwertbildungen zur Ermittlung der Referenzwerte zurückgeführt werden. Die Schaufelbreite und der Staffelungswinkel am mittleren Schaufelradius werden als Mittelwert der Breite und des Winkels an der Schaufelspitze und am Schaufelfuß berechnet. Die Schaufelbreite wird mit dem Staffelungswinkel der Schaufel in die axiale Referenz-Schaufelbreite umgerechnet. Zudem wird aus der gesamten Schaufel- und Stufenanzahl einer Komponente eine mittlere Referenz-Schaufelanzahl pro Stufe berechnet, die dann modelliert wird.

Abschließende Bewertung

Die Geometrie des Ringraums kann mithilfe der gegebenen Geometriedaten und durch eine plausible Wahl von Enthalpiekennzahlen, Schaufelhöhen- und Teilungsverhältnissen modelliert werden. Abweichungen sind auf vereinfachende Annahmen der Modellierungs-

methode und Ungenauigkeiten bei der Abmessung geometrischer Größen in Schnittzeichnungen zurückzuführen. So können beispielsweise die genannten Parameter lediglich als mittlere Werte für eine komplette Komponente und nicht separat für einzelne Stufen festgelegt werden. IGVs des HPC und der LPT und EGVs der LPT werden nicht modelliert. Weiterhin ist kein Einfluss auf die Brennkammergeometrie möglich. Insgesamt sind die geometrischen Abweichungen allerdings klein (vgl. Abb. 5.7). Der Modellierungsansatz wird positiv bewertet, da im Rahmen der Vorauslegung eine Abschätzung für die Ringraumgeometrie mit einer geringen Anzahl von Ausgangsgrößen erhalten werden kann.

5.5.2 Modellierungsansatz für Gewichte

In Tabelle 5.20 sind die Abweichungen der abgeschätzten Gewichte von den Referenzgewichten dargestellt. Die geringste Abweichung tritt beim Fan auf, der 1.46 % zu leicht abgeschätzt wird. Derweil besteht die größte Abweichung beim LPC, welcher 105.85 % zu schwer abgeschätzt wird. Auch bei den anderen Komponenten sind signifikante Differenzen von bis zu 60 % vorhanden. Das abgeschätzte Gewicht des Triebwerks insgesamt liegt 19.33 % zu niedrig.

Tab. 5.20: Abweichungen der abgeschätzten Gewichte von den Referenzgewichten

Komponente	Referenzgewicht [kg]	abgesch. Gewicht [kg]	Δ_{abs} [kg]	Δ_{rel} [%]
Fan + Fan Duct	481	474	-7	-1.46
LPC	171	352	181	105.85
HPC	271	166	-105	-38.75
Combustor	320	130	-190	-59.38
HPT	359	181	-178	-49.58
LPT	685	778	93	13.58
Accessories	247	300	53	21.46
Structure	921	408	-513	-55.7
Total Bare Engine	3456	2788	-668	-19.33

Die Gewichtskorrelationen erlauben die Berechnung von Gewichten anhand charakteristischer Parameter, einschließlich Durchmesser, Drehzahlen oder Stufenanzahlen. Es treten jedoch Abweichungen bei der Verwendung für gewöhnliche Triebwerke auf, da die Korrelationen hauptsächlich für VTOL-Triebwerke entwickelt wurden. Darüber hinaus beruhen die Korrelationen auf einer Datenbasis der 70er-Jahre. Weiterhin werden die Referenzgewichte selbst ausgehend von älteren dokumentierten Gewichten berechnet (vgl. Abschn. 4.4.2) und enthalten daher bereits Ungenauigkeiten.

Auch weitere Faktoren haben einen Einfluss auf die Genauigkeit. Die Fan-Leiträder werden in der Dokumentation dem „Compressor Intermediate Case“ zugewiesen, dessen Gewicht bei der Modellierung dem Strukturgewicht zugeteilt wird. Bei dem Modellierungsansatz gehören die Leiträder allerdings zum Gewicht des Fans. Ähnlich verhält es sich beispielsweise mit dem Gewicht der inneren Wand des Fan-Strömungskanals. Dieses Gewicht ist

nicht dokumentiert und vermutlich im Gewicht des Fans enthalten, während es beim Modellierungsansatz zum Strukturgewicht gehört. Außerdem wird die Auswirkung unterschiedlicher Werkstoffe nicht von der Methode zur Gewichtsabschätzung berücksichtigt. Zudem wird das Strukturgewicht vom Modell als Anteil an der Summe der Komponentengewichte berechnet, doch ohne Berücksichtigung der Hilfsgeräte.

Zusammenfassend ist bei der Anwendung der vorliegenden Methode zur Gewichtsabschätzung für das Gesamtgewicht des Triebwerks eine Abweichung von ca. 19% zu berücksichtigen, welche den in der Literatur beschriebenen Fehler von $\pm 10\%$ überschreitet.

6 Parameterstudien

Um den Einfluss wichtiger Auslegungsgrößen auf den Kreisprozess, die Geometrie und das resultierende Gewicht zu untersuchen, werden diverse Parameterstudien durchgeführt, bei denen einige Hauptauslegungsparameter des Triebwerks einzeln oder kombiniert in bestimmten Grenzen variiert werden. Dadurch werden Veränderungen der Triebwerksgeometrie und des Triebwerksgewichts hervorgerufen. Die dabei erzeugten Trends für die Änderung des *TSFC* und des Triebwerksgewichts werden hinsichtlich der physikalischen Plausibilität analysiert und diskutiert. In diesem Zusammenhang wird auch diskutiert, wie die von P&W gewählten Auslegungsparameter eingeordnet werden könnten.

Variiert werden die Parameter *BPR*, Π_k des Fans, *OPR*, T_4 und der korrigierte Eintrittsmassenstrom in das Triebwerk $\dot{m}_{korr,1}$. Für die Studien werden zudem Auslegungsregeln implementiert. Diese sollen zu physikalisch realistischen Auslegungen führen und sicherstellen, dass wichtige physikalische Abhängigkeiten zwischen den einzelnen Triebwerkskomponenten berücksichtigt werden.

6.1 Massenstrom-Studie

Anmerkungen

In dieser Studie wird der korrigierte Eintrittsmassenstrom in das Triebwerk $\dot{m}_{korr,1}$ von 500 bis 750 kg/s in Intervallen von 50 kg/s variiert. Da sich die thermodynamischen Zustände nicht verändern, liegt eine verminderte Komplexität der Zusammenhänge im Triebwerk vor, sodass das grundsätzliche Verhalten der Triebwerksgeometrie und -gewichte beobachtet werden kann.

Vorher ist eine Anpassung des Performance-Modells vonnöten. Diese Notwendigkeit erwächst aus der Größenveränderung des Triebwerks, die bei Änderungen des Massenstroms zu erwarten ist. Hierdurch ist nach GRIEB eine Verschlechterung der Komponentenwirkungsgrade bei sinkenden Massenströmen zu erwarten [17]. Dieser Größeneinfluss auf die Wirkungsgrade wird daher im Performance-Modell berücksichtigt. Davon ausgenommen ist der Fan, da der Größeneinfluss bei dieser Komponente nicht maßgeblich für den Wirkungsgrad ist. Für diesen Zweck wird die Gleichung

$$\frac{1 - \eta_{pol}}{1 - \eta_{pol}^*} = \left(\frac{\dot{m}_{korr}}{\dot{m}_{korr}^*} \right)^{-m} \quad (6.1)$$

verwendet mit $\dot{m}_{korr}^* = 70$ kg/s. Für Verdichter gilt $m = 0.063$ und für Turbinen $m = 0.236$ nach [17]. Mithilfe des bekannten Betriebspunktes wird η_{pol}^* berechnet. Dann wird in GT-

lab vorgegeben, dass der Komponentenwirkungsgrad η_{pol} so angepasst werden soll, dass Gleichung 6.1 erfüllt wird. Dies soll für korrigierte Eintrittsmassenströme in die Komponenten von unter 70 kg/s gelten, darüber wird der berechnete Wert η_{pol}^* vorausgesetzt.

Darüber hinaus wird das FAR so angepasst, dass T_4 konstant bleibt. Weiterhin ist es notwendig, die aerodynamische Ähnlichkeit der Triebwerkskomponenten sicherzustellen, welche durch die Parametervariationen entstehen. Im Speziellen wird hierzu die Umfangsmachzahl

$$Ma_u = \frac{\pi ND}{a} \quad (6.2)$$

des Fans und des HPC am Eintritt konstant gehalten. Dazu müssen die Drehzahlen der Hoch- und Niederdruckwelle angepasst werden, da sich die Durchmesser der Komponenten verändern. Die Machzahl in meridionale Richtung wird an den Triebwerksstationen festgelegt und konstant gehalten.

Es wird jedoch nicht vorgegeben, den Eintrittsmassenstrom für einen konstanten Schub zu variieren, damit liegt nicht mehr derselbe Betriebspunkt vor. Stattdessen werden im Grunde Triebwerke verschiedener Größen für unterschiedliche Schübe durch die Variation des Massenstroms erzeugt. Da sich der Schub im jeweiligen Design-Punkt verändert, sind die Schübe im Off-Design anzupassen, da ansonsten die Off-Design-Betriebspunkte nicht klar definiert wären. Dazu wird das Verhältnis aus dem im jeweiligen Betriebspunkt bei einer Iteration der Studie vorliegenden Massenstrom zum Referenzmassenstrom beim Referenzschub berechnet und ein Produkt mit dem bekannten Schub gebildet. Dies wird durch

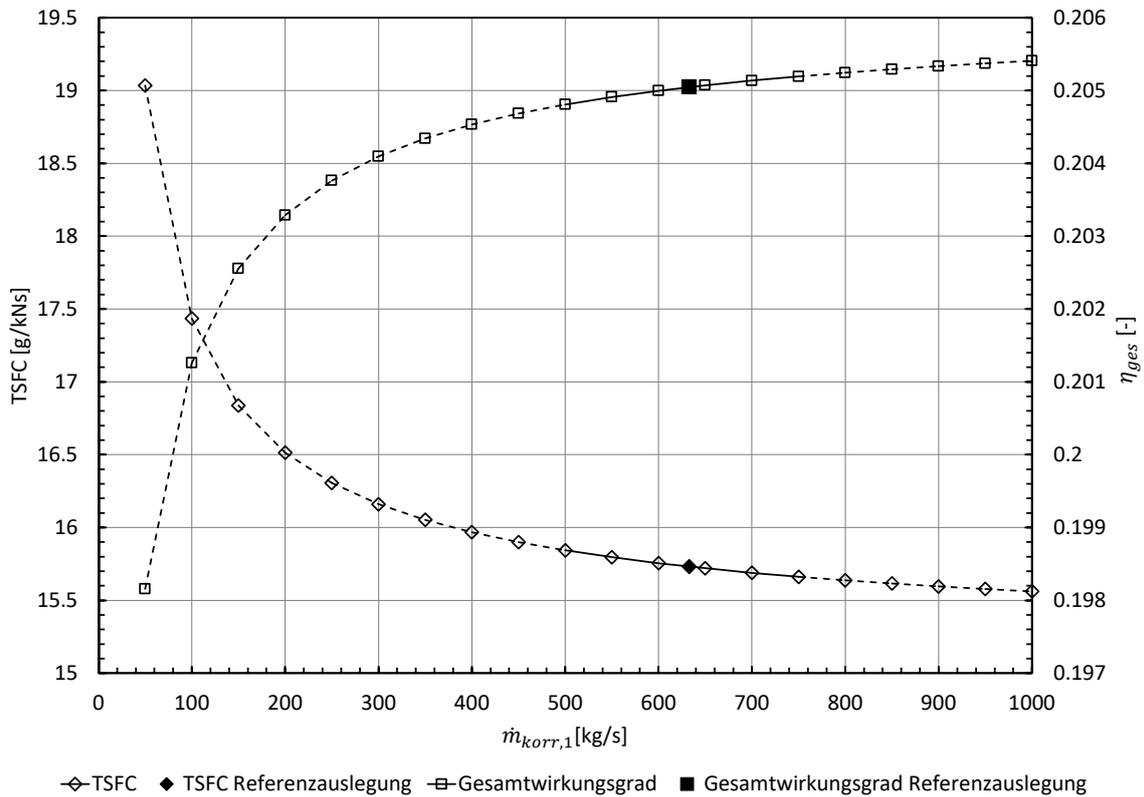
$$F_{Iteration} = \frac{\dot{m}_{korrr,1,Iteration}}{\dot{m}_{korrr,1,ref}} \cdot F_{ref} \quad (6.3)$$

dargestellt. Es ist beispielsweise bekannt, dass im Betriebspunkt MCR ein Referenzschub von ca. 40 kN bei einem Referenzmassenstrom $\dot{m}_{korrr,1,BP}$ von etwa 625 kg/s vorliegt. Beträgt der Massenstrom $\dot{m}_{korrr,1,Iteration}$ bei einer Iteration der Studie nun die Hälfte, so wird auch für den Schub die Hälfte angenommen.

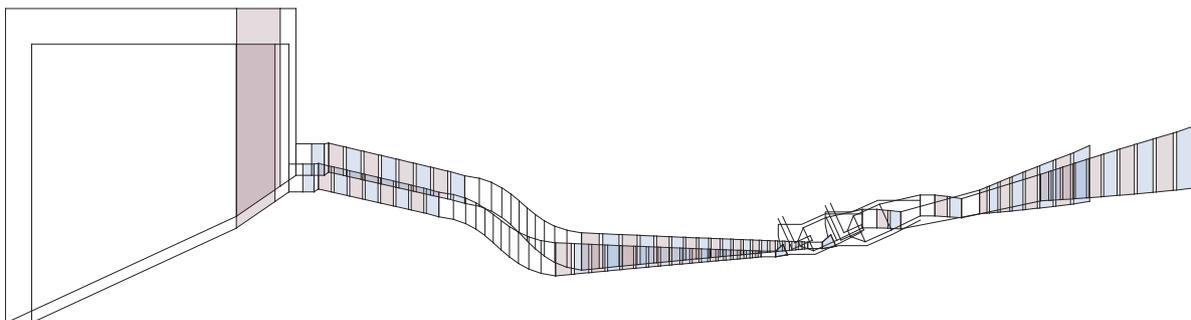
Ergebnisse

Der Verlauf des $TSFC$, der sich bei Variation des Eintrittsmassenstroms ergibt, ist in Abbildung 6.1 dargestellt. Zusätzlich ist der Gesamtwirkungsgrad aufgetragen. Die Linien sind gestrichelt für einen Parameterbereich, der eigentlich außerhalb des untersuchten Intervalls liegt und nur hier hinsichtlich der Parameter $TSFC$ und Gesamtwirkungsgrad betrachtet wird, die aus der Leistungssynthese stammen. Zu kleinen Massenströmen hin nimmt der $TSFC$ deutlich zu, während der Gesamtwirkungsgrad abfällt. Verantwortlich dafür ist der berücksichtigte Größeneinfluss auf die Wirkungsgrade.

Die Gewichtsverläufe werden in den Abbildungen 6.3 und 6.4 gezeigt, ebenso wie der Schub. Die Gewichte und der Schub steigen mit einem zunehmenden Massenstrom. Die Verläufe verhalten sich abgesehen von Gewichtssprüngen annähernd linear. Durch den zunehmenden Massenstrom steigen die Durchmesser, wie Abbildung 6.2 zeigt. Folglich

Abb. 6.1: Verlauf des $TSFC$ über $\dot{m}_{korrr,1}$

sinken die Wellendrehzahlen, da die Umfangsmachzahlen am Eintritt des Fans und HPC konstant gehalten werden, was schließlich auch zu einer Stufenänderung der LPT (von $\dot{m}_{korrr,1} = 600$ kg/s auf 650 kg/s) führt, da die gewählte Enthalpiekennzahl (vgl. Abschn. 5.2) überschritten wird. Die zusätzliche Stufe der LPT wirkt sich auch auf das Strukturgewicht aus. Für den Referenzmassenstrom wurde von P&W möglicherweise ein Kompromiss zwischen dem zunehmend schwächer sinkenden $TSFC$ und dem steigenden Triebwerksgewicht angestrebt, welches den Missionskraftstoffverbrauch erhöht.

Abb. 6.2: Ringraummodell für $\dot{m}_{korrr,1} = 550$ kg/s und $\dot{m}_{korrr,1} = 700$ kg/s

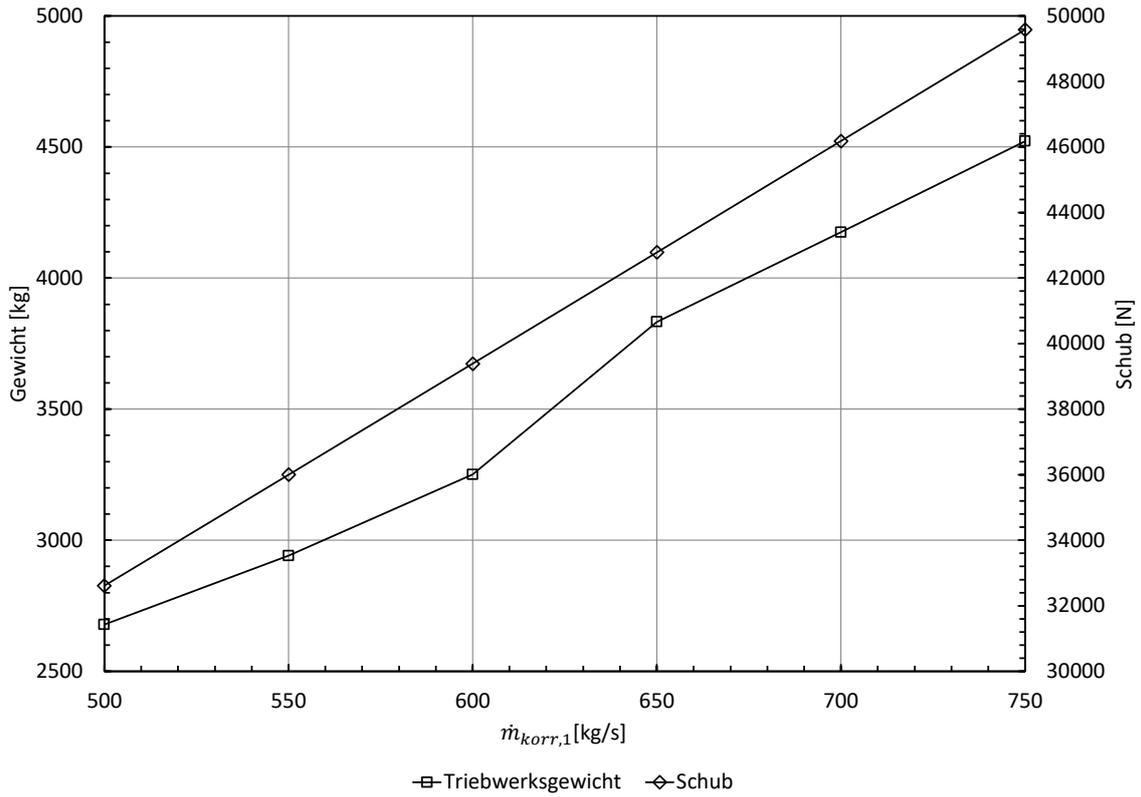


Abb. 6.3: Verläufe des Triebwerksgewichts und des Schubs

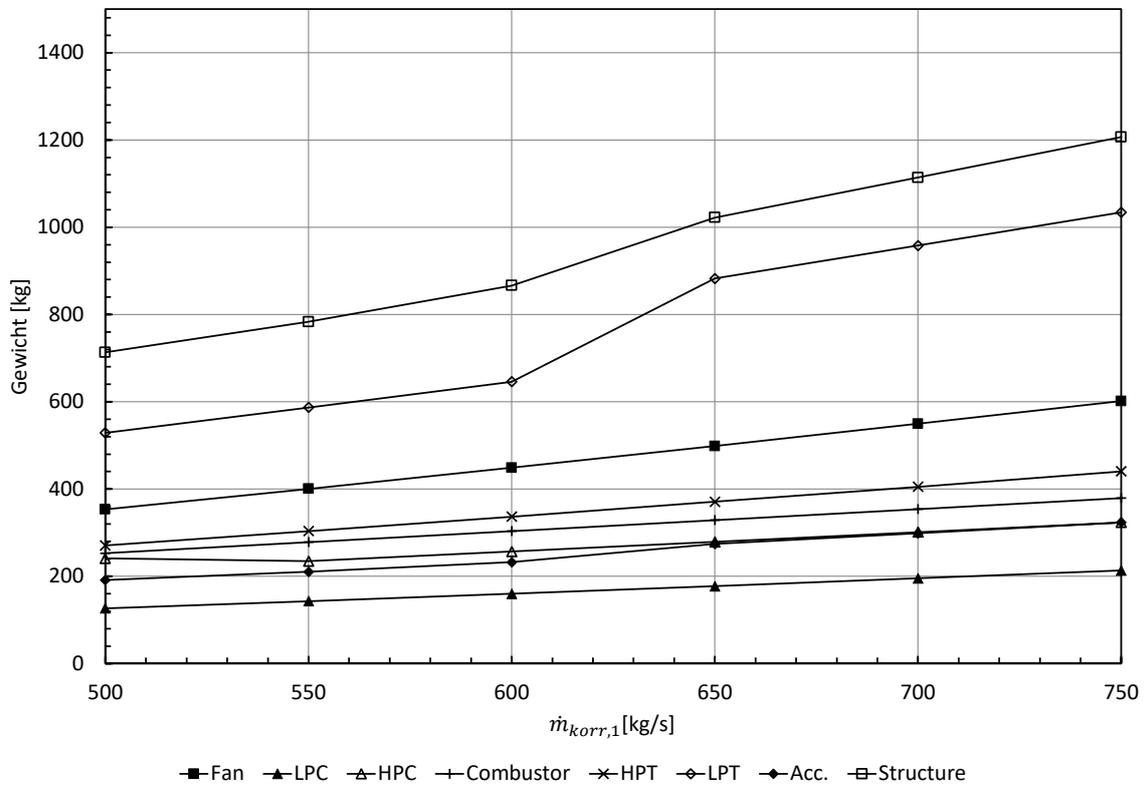


Abb. 6.4: Gewichtsverläufe der Triebwerkskomponenten, Hilfsgeräte und des Strukturgewichts

6.2 Bypass-Ratio-Studie

Anmerkungen

Für die *BPR*-Studie wird das Bypassverhältnis des Fans zwischen den Grenzen 5.5 bis 7.5 in Intervallen von 0.1 variiert. Der Größeneinfluss auf die Wirkungsgrade wird berücksichtigt und die Machzahlen werden konstant gehalten. Ebenso wird das *FAR* angepasst, um T_4 konstant zu halten. Der Massenstrom \dot{m}_1 wird so angepasst, dass der Schub konstant bleibt.

Ergebnisse

Mit diesen Einstellungen kann die Studie durchgeführt werden. Dargestellt sind die Ergebnisse in Abbildung 6.5. Neben den Verläufen des *TSFC* und des Gesamtgewichts des Triebwerks ist auch der *TSFC* der Referenzauslegung eingezeichnet. Deutlich erkennbar

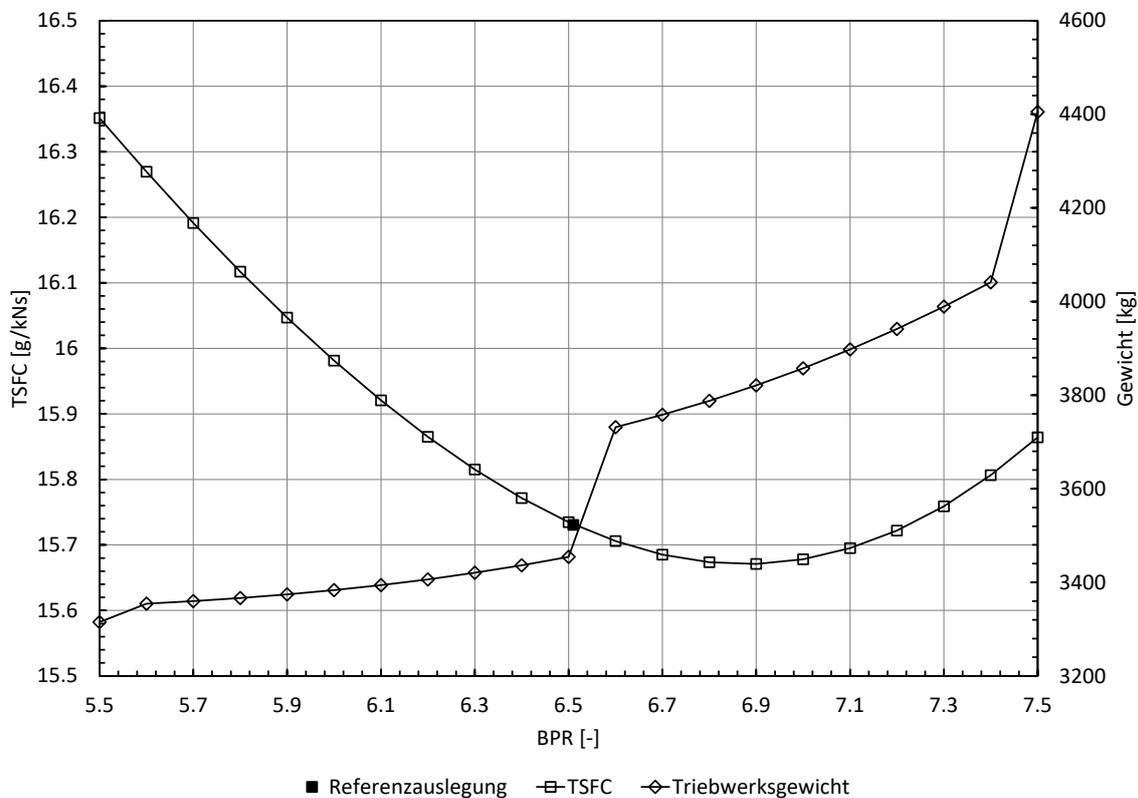


Abb. 6.5: Verläufe des *TSFC* und Triebwerksgewichts über dem *BPR*

ist, dass die *TSFC*-Kurve ein Optimum hat, das bei einem *BPR* von etwa 6.8 liegt. Das von P&W gewählte Design-*BPR* nimmt allerdings einen Wert von 6.51 an und liegt damit links vom Optimum. Die Differenz $\Delta TSFC$ zwischen den Punkten beträgt ca. $0.06 \text{ g}/(\text{kN} \cdot \text{s})$.

Das Triebwerksgewicht wächst mit steigendem *BPR* deutlich an. Dies ist zum einen auf den Fan zurückzuführen und zum anderen auf die LPT. Der Schub würde im betrachteten Intervall sinken, wird aber konstant gehalten, indem der Massenstrom angepasst

(erhöht) wird. Da das BPR steigt, strömt ein zunehmend größerer Massenstrom durch den äußeren Teil des Fans. Dessen Blattspitzendurchmesser nimmt dementsprechend zu (vgl. Abb. 6.6). Da die axiale Machzahl konstant gehalten wird, kann die Strömungsgeschwindigkeit nicht ohne Änderung des thermodynamischen Zustands steigen. Der Fan

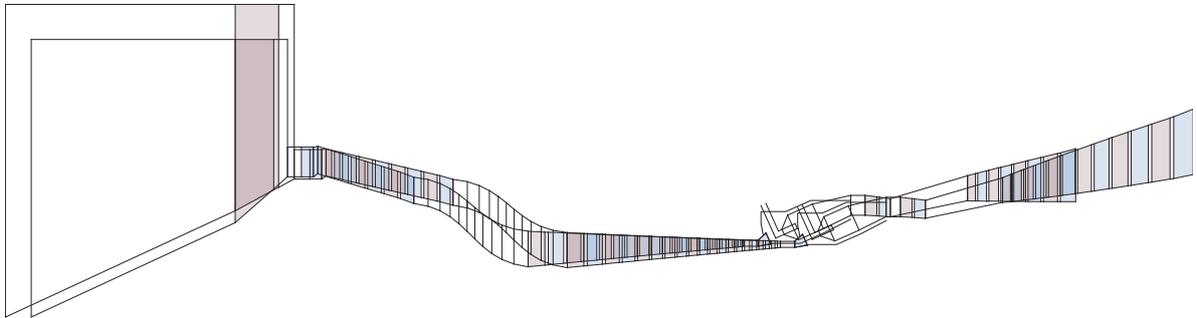


Abb. 6.6: Ringraummodell für $BPR = 5.5$ und $BPR = 7.5$

benötigt eine zunehmend höhere Leistung, die von der LPT aufgebracht werden muss. Da die Umfangsmachzahl des Fans konstant bleiben soll, muss die Drehzahl der Niederdruckwelle bei steigendem Fan-Durchmesser sinken. Daraus folgt, dass in der Turbine eine höhere spezifische Arbeit verrichtet werden muss. Dies kann durch ein höheres Druckgefälle erreicht werden, was wiederum eine steigende Enthalpiekennzahl nach sich zieht. Wird die gewählte Enthalpiekennzahl (vgl. Abschn. 5.2) überschritten, so muss eine weitere Stufe hinzugefügt werden, damit die Kennzahl wieder unter dem definierten Wert liegt. Darin liegt die Ursache für die sprunghaften Anstiege des Gewichts. Die Ursache dafür, dass bereits bei einem BPR von 6.6 ein Gewichtssprung auftritt, liegt an dem Wert der Enthalpiekenngröße, die am Limit zu einer weiteren Stufe gewählt wurde. Auch der mittlere Durchmesser nimmt durch das höhere Druckgefälle zum Turbinenausstritt hin zu, da aufgrund der stärkeren Entspannung ein größeres Volumen durch das Fluid eingenommen wird. Diese Zusammenhänge führen letztlich zu einem steigenden Gewicht der LPT und zeigen sich in Abbildung 6.6. Dass der Gewichtsanstieg hauptsächlich durch Fan und LPT verursacht wird, zeigt auch Abbildung 6.7.

Im Gewichtsverlauf des Fans ist das Gewicht des Fan Duct enthalten. Der Blattspitzendurchmesser und die Drehzahl gehen in die Gewichtskorrelationen ein, wodurch das Gewicht insgesamt steigt. Ähnliches trifft auf die Turbine zu, in deren Korrelation zusätzlich die Stufenanzahl enthalten ist. Da das Strukturgewicht von der Summe der Komponentengewichte abhängig ist, zeigt es einen entsprechenden Verlauf, ebenso wie das Gewicht der Hilfsgeräte.

Da der LPC ebenfalls von der Niederdruckwelle angetrieben wird, führen hier ähnliche Zusammenhänge wie bei der LPT zu einer sich ändernden Stufenzahl, um das geforderte Druckverhältnis zu erreichen. Daher sind auch bei diesem Gewichtsverlauf Sprünge zu beobachten.

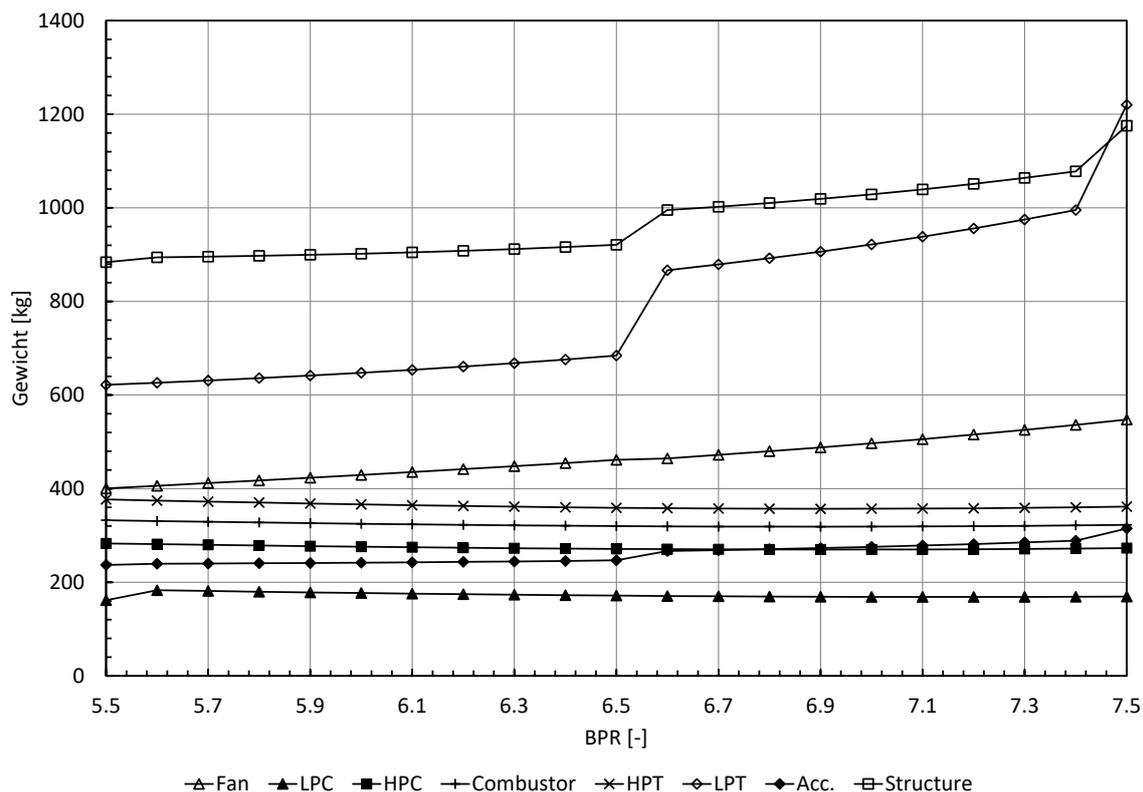


Abb. 6.7: Gewichtsverläufe der Triebwerkskomponenten, Hilfsgeräte und des Strukturgewichts

Bei den Gewichten der übrigen Komponenten ist ein sehr schwacher Verlauf erkennbar, bei dem das Gewicht zunächst abfällt und anschließend wieder steigt. Dies kann im Massenstrom des heißen Kreises begründet liegen, der denselben qualitativen Verlauf zeigt, wodurch kleine Veränderungen an den Durchmessern der Komponenten hervorgerufen werden, die zu den vorliegenden Gewichtsverläufen führen. Das Verhalten des Massenstroms liegt an der Vorgabe, den Eintrittsmassenstrom in das Triebwerk so anzupassen, dass der Schub konstant bleibt. Bei gleichzeitiger Veränderung des BPR zeigt sich daher ein nicht vollkommen konstanter Verlauf des Massenstroms.

Bezüglich der Wahl des BPR der Referenzauslegung kann vermutet werden, dass Gewichtsaspekte einen Einflussfaktor dargestellt haben könnten. Dem spezifischen Verbrauchsvorteil durch den höheren BPR würde ein Nachteil durch das höhere Gewicht gegenüberstehen, welches den Missionskraftstoffverbrauch erhöhen würde. Insgesamt zeigt sich ein plausibles Verhalten der modellierten Geometrie und der Gewichtskorrelationen. Die Gewichtsveränderungen bei Anpassung des BPR sind nachvollziehbar. Aus ihnen lassen sich darüber hinaus Schlüsse zur Wahl des BPR seitens P&W ableiten.

6.3 Bypass-Ratio-Fandruckverhältnis-Studie

Anmerkungen

Im Rahmen der BPR - Π_k -Studie wird das BPR von 4 bis 10 in Intervallen von 1 variiert und Π_k von 1.2 bis 2.4 in Intervallen von 0.05. Es werden dieselben Anpassungen am Performance-Modell vorgenommen, wie in Abschnitt 6.2. Die genannten Umfangsmachzahlen werden erneut konstant gehalten und der Größeneinfluss auf die Wirkungsgrade berücksichtigt. Da das Druckverhältnis der äußeren Teils des Fans verändert wird, ist auch eine Veränderung des Druckverhältnisses des inneren Teils zu erwarten. Dies wird durch die Vorgabe eines konstanten Verhältnisses zwischen den beiden Druckverhältnissen Π_k und Π_h einbezogen. Der Schub wird durch Anpassung des Massenstroms konstant gehalten und T_4 durch Anpassung des FAR .

Ergebnisse

Dargestellt in Abbildung 6.8 sind die $TSFC$ -Kurven für die einzelnen BPR über Π_k . Diese zeigen jeweils Optima, die sich für größere BPR zu einem kleineren Π_k hin verschieben. Zudem verringert sich der $TSFC$ im Optimum für größere BPR . Damit wird der Einfluss des BPR auf den Brennstoffverbrauch noch einmal bestätigt. Interessant ist darüber hinaus, dass sich die Sensitivität des $TSFC$ gegenüber Änderungen von Π_k mit steigendem BPR zu erhöhen scheint. Der Bereich um das Optimum wird enger, sodass schon kleinere Änderungen von Π_k zu größeren Abweichungen des $TSFC$ führen. Einige Punkte sind nicht aufgetragen, da für diese Betriebspunkte keine Konvergenz erreicht wird. Es handelt sich dabei um Punkte an den Kurvenrändern, die somit ungünstige Betriebspunkte zu repräsentieren scheinen.

Abbildung 6.9 zeigt das Triebwerksgewicht in Abhängigkeit von Π_k bei verschiedenen BPR . Es ist erkennbar, dass das Gewicht mit zunehmendem BPR ansteigt. Für ein konstantes BPR sinkt das Gewicht zunächst bei steigendem Π_k und steigt dann wieder. Dabei treten auch sprunghafte Gewichtsänderungen auf, die durch sich verändernde Stufenanzahlen verursacht werden.

Bei Betrachtung der einzelnen Gewichtsverläufe in den Abbildungen A.9 bis A.16 im Anhang zeigt sich, dass alle Komponenten bis auf die LPT dasselbe Verhalten wie in Abbildung 6.9 zeigen. Die Kurven verfügen über ein Minimum, während der Referenz-Punkt stets in der Nähe des Minimums einer gedachten Kurve für ein BPR von 6.51 liegt. Das gezeigte Gewichtsverhalten ist darauf zurückzuführen, dass sich der Schub bei Veränderung von Π_k verändern würde. Da der Schub jedoch konstant gehalten wird, verändert sich der Massenstrom. Die Strömungsgeschwindigkeit des kalten Kreises nimmt zu, während die des heißen Kreises hinter der LPT abnimmt, da von dieser mehr Leistung für den Fan verlangt wird. Dies wirkt sich letztlich auf den Schub aus und es scheint ein optimales Geschwindigkeitsverhältnis zu geben, bei dem der Schub maximal ist. Durch die Anpassung des Massenstroms werden entsprechende Durchmesseränderungen an

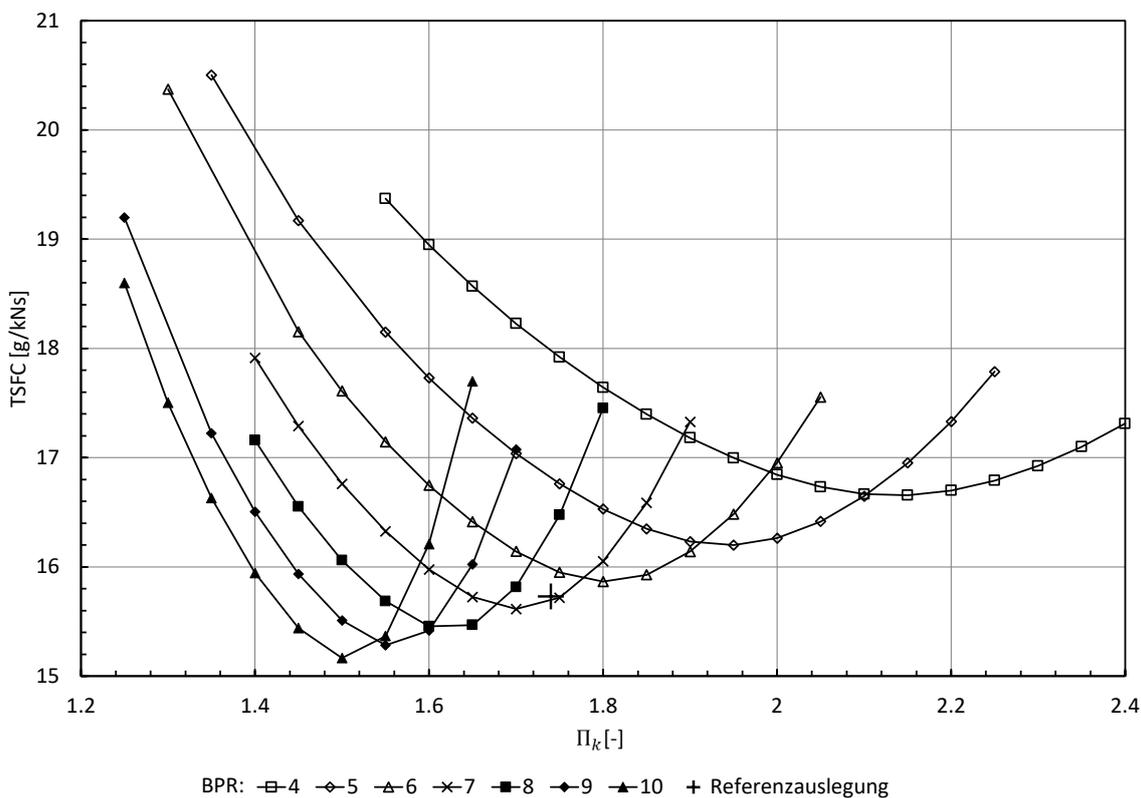


Abb. 6.8: $TSFC$ für verschiedene BPR über Π_k des Fans

den Komponenten hervorgerufen, die sich wiederum auf das Gewicht auswirken. Änderungen der Stufenanzahl treten wie schon im im Abschnitt 6.2 bei LPC und LPT auf. Letztere muss bei steigendem Fandruckverhältnis eine höhere Leistung erbringen. Die im vorigen Abschnitt diskutierten Zusammenhänge führen zu einem steigenden Durchmesser zum Austritt hin und zu einer wachsenden Stufenanzahl. Die Gewichtsverläufe der Komponenten spiegeln sich zudem im Struktur- und Hilfsgerätgewicht wider.

Auffällig ist weiterhin die Wahl des BPR und Druckverhältnisses der Referenzauslegung. In Abbildung 6.8 zeigt sich wie bereits im vorigen Abschnitt, dass ein ähnlicher $TSFC$ auch mit einem BPR von ca. 7 hätte erreicht werden können. Es wird allerdings deutlich, dass das gewählte Druckverhältnis Π_k nicht zu $BPR = 7$ passen und verringert werden müsste, da der Referenz-Punkt etwas weiter rechts des Optimums liegt. Die Kurvenverläufe für ein BPR von 6 und 7 legen allerdings nahe, dass der gewählte Wert von 1.74 für Π_k wahrscheinlich das Optimum für ein BPR von 6.51 darstellt oder zumindest sehr nahe daran liegt.

Weiterhin könnte das Gewicht einen Einfluss gehabt haben. Die Kurven in der Abbildung 6.9 für ein BPR von 6 und 7 lassen den Verlauf einer Kurve für ein BPR von 6.51 vermuten. Auf dieser imaginären Kurve läge der Referenz-Punkt ungefähr kurz vor einem starken Anstieg des Gewichts. Auch bei einer Verringerung von Π_k würde das Gewicht leicht ansteigen. Für eine bedeutende Gewichts-senkung müsste das Druckverhältnis stärker reduziert werden. Das würde allerdings nach Abbildung 6.8 eine Erhöhung des BPR

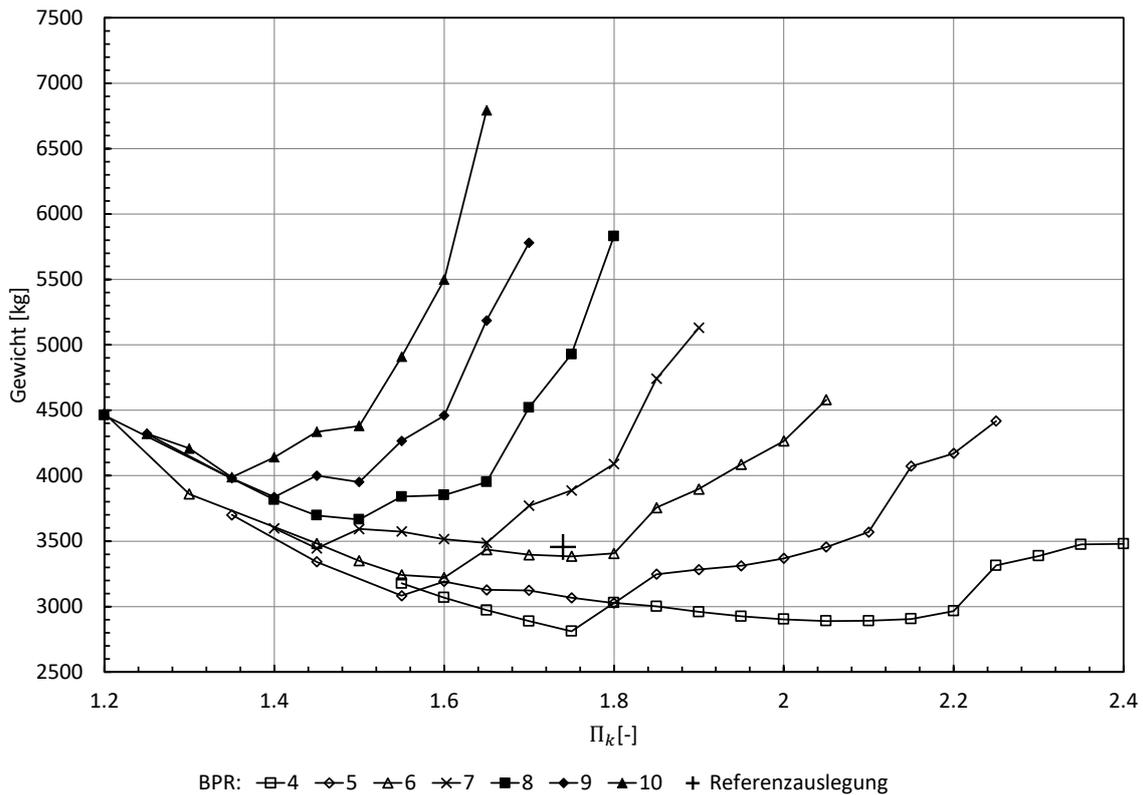


Abb. 6.9: Triebwerksgewicht für verschiedene BPR über Π_k

erfordern, da andernfalls der $TSFC$ stark ansteigen würde. Ein höheres BPR sorgt aber wiederum für ein höheres Gewicht. Es kann anhand dieser Datenlage vermutet werden, dass bei der Wahl der Auslegungsparameter BPR und Π_k eine Kombination gewählt wurde, die im Gesamtzusammenhang einen optimalen Kompromiss darstellt. Insgesamt erscheinen die Einflüsse dieser Auslegungsparameter auf die Geometrie und das Gewicht des Triebwerks auch bei dieser Studie plausibel.

6.4 Gesamtdruckverhältnis-Brennkammeraustrittstemperatur-Studie

Anmerkungen

Im Zuge der $OPR-T_4$ -Studie wird das OPR von 30 bis 50 in Intervallen von 5 variiert und T_4 von 1400 K bis 1750 K in Intervallen von 25 K. Da es sich hierbei nicht um direkt einstellbare Parameter handelt, wird für die Anpassung der Brennkammeraustrittstemperatur das FAR verändert und für das OPR das Druckverhältnis des LPC. Der Gedanke hierbei ist, den Hochdruckteil des Triebwerks gleich zu belassen und nur den Niederdruckteil zu verändern.

Zur Durchführung der Studie wird der Größeneinfluss auf die Wirkungsgrade berücksichtigt und die Umfangmachzahl am Eintritt des Fans und HPC konstant gehalten. Für

einen konstanten Schub wird der Massenstrom angepasst. Darüber hinaus ist in diesem Fall eine Adaption der Kühlluftmenge erforderlich, um den unterschiedlichen Temperaturen gerecht zu werden und eine gleich bleibende Materialtemperatur in der Turbine sicherzustellen. Um diese Anpassung in das Modell überführen zu können, ist zunächst eine Vereinfachung des Sekundärluftsystems notwendig. Dazu werden einzelne Sekundärluftströme zusammengefasst, sodass lediglich je ein Strom für die beiden Turbinen übrig bleibt und einer für die Zusammenfassung der abgeblasenen Ströme. Es wird angenommen, dass die Verteilung der Kühlluftströme vor und hinter die Turbinenrotoren unverändert bleiben. Das resultierende Kühlluftsystem ist in Tabelle 6.1 dargestellt. Die Massenströme

Tab. 6.1: Vereinfachtes Kühlluftsystem für die *OPR-T₄*-Studie

Entnahme	Massenstrom [%]	Einspeisung	Massenstrom [%]
HPC IGV	0.565	overboard	100
HPC Stage 15	2.526	LPT pre rotor LPT post rotor	82.03 17.97
Combustor	14.339	HPT pre rotor HPT post rotor	69.156 30.84

der zweiten Spalte sind nun in Abhängigkeit der Turbinentemperaturen zu modellieren. Dazu wird der Zusammenhang zwischen Kühlluftdurchsatz und einer Bezugstemperatur

$$T_m = \frac{1}{2} \cdot (SOT + T_3) \quad (6.4)$$

nach GRIEB [17] herangezogen (vgl. Abb. A.17 im Anhang). Der für die Kühlluftmodellierung ermittelte Ansatz

$$\frac{\dot{m}_{KL}}{\dot{m}_{24}} = 0.000455435 \cdot T_m - 0.3850030028 \quad (6.5)$$

stellt das Ergebnis einer linearen Regression dar, die auf Grundlage der GRIEB-Datenpunkte für einstufige Hochdruckturbinen zweiwelliger Triebwerke erhalten wurde. Es wird berücksichtigt, dass keine negativen Werte für die Kühlluftströme auftreten dürfen, da ansonsten keine Konvergenz erreicht wird. Die Gleichung ist für die beiden Turbinen so zu kalibrieren, dass für die Referenzauslegung die Werte aus Tabelle 6.1 vorliegen. Da der Ansatz auf den Temperaturen beruht, die im Betriebspunkt TO vorherrschen, werden die Kühlluftströme bei der Parameterstudie im Design-Punkt so eingestellt, dass die Kühlluftströme im Off-Design-Punkt TO den angenommenen Zusammenhang erfüllen.

Ergebnisse

Dargestellt in Abbildung 6.10 sind die Ergebnisse für den *TSFC* für verschiedene *OPR* über der Temperatur T_4 . Hier offenbart sich ein ähnliches Bild wie bei der *BPR- Π_k* -Studie. Die *TSFC*-Kurven weisen jeweils ein Minimum auf, die sich für höhere *OPR* zu höheren Brennkammeraustrittstemperaturen verschieben. Zudem führt eine Erhöhung des *OPR*

zu einer Senkung des *TSFC*. In Abbildung 6.11 ist der Verlauf des Triebwerksgewichts

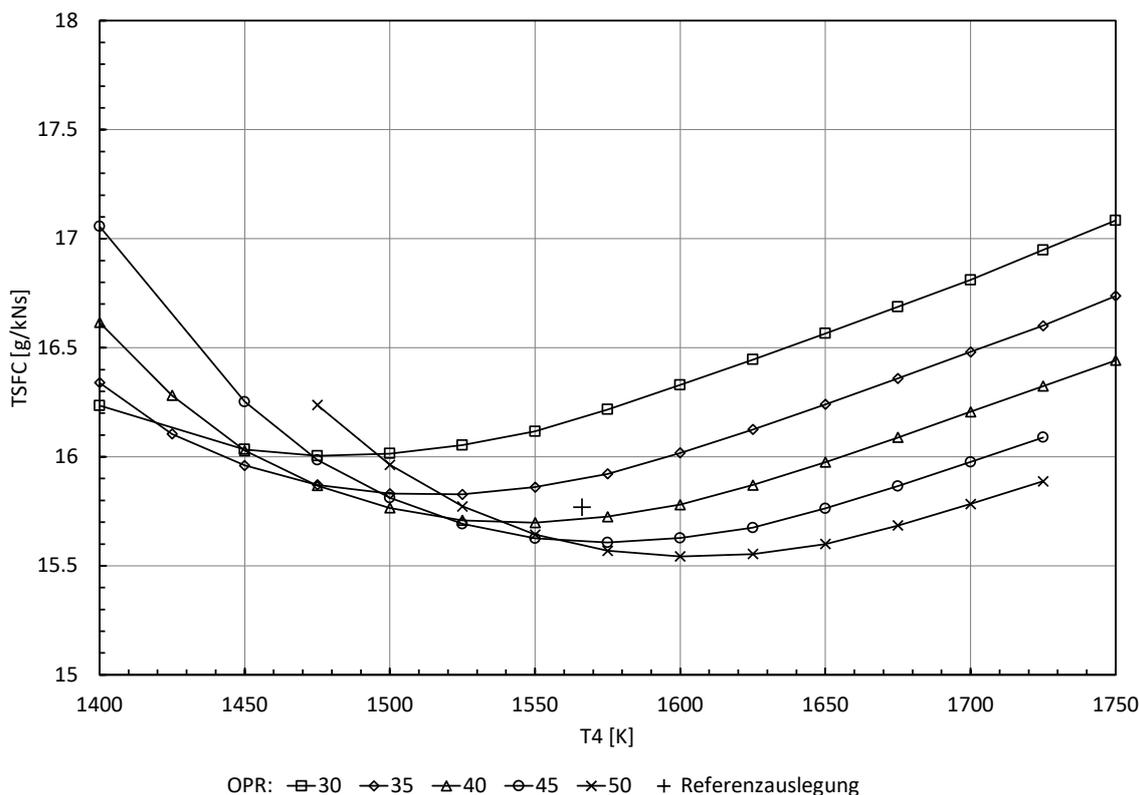


Abb. 6.10: TSFC für verschiedene *OPR* über T_4

aufgetragen. Erkennbar ist ein mit zunehmender Temperatur sinkendes Gewicht. Darüber hinaus kann der Abbildung entnommen werden, dass das Gesamtgewicht bei steigendem *OPR* zunächst geringer wird und anschließend wieder zunimmt, da die Kurve für ein *OPR* von 35 nicht zwischen denen für 30 und 40 liegt, sondern unter der Kurve für 30. Der Punkt der Referenzauslegung liegt noch tiefer.

Um dieses Gewichtsverhalten nachzuvollziehen, können die Abbildungen A.18 bis A.25 im Anhang betrachtet werden, auf denen die Gewichtsverläufe der Triebwerkskomponenten erkennbar sind. Es fällt auf, dass das Gewicht der Niederdruckkomponenten mit steigendem *OPR* zunimmt, während bei den Hochdruckkomponenten das Gegenteil der Fall ist. Eine Ausnahme stellt die LPT dar, deren Gewicht zunächst geringer wird und anschließend steigt.

Das Verhalten der Brennkammer, des HPC und der HPT kann mit einer Änderung des Strömungsquerschnittes und damit der Komponentendurchmesser hinter dem LPC erklärt werden. Durch das zunehmende Druckverhältnis steigt der Austrittsdruck. Ebenso steigt die Temperatur, was die Schallgeschwindigkeit erhöht und aufgrund der Vorgabe einer konstanten Machzahl schließlich einen Anstieg der Strömungsgeschwindigkeit bewirkt. Anhand der idealen Gasgleichung und der Definition der Machzahl kann gezeigt werden, dass die Temperatur nur mit der Wurzel in die Änderung der Querschnittsfläche eingeht.

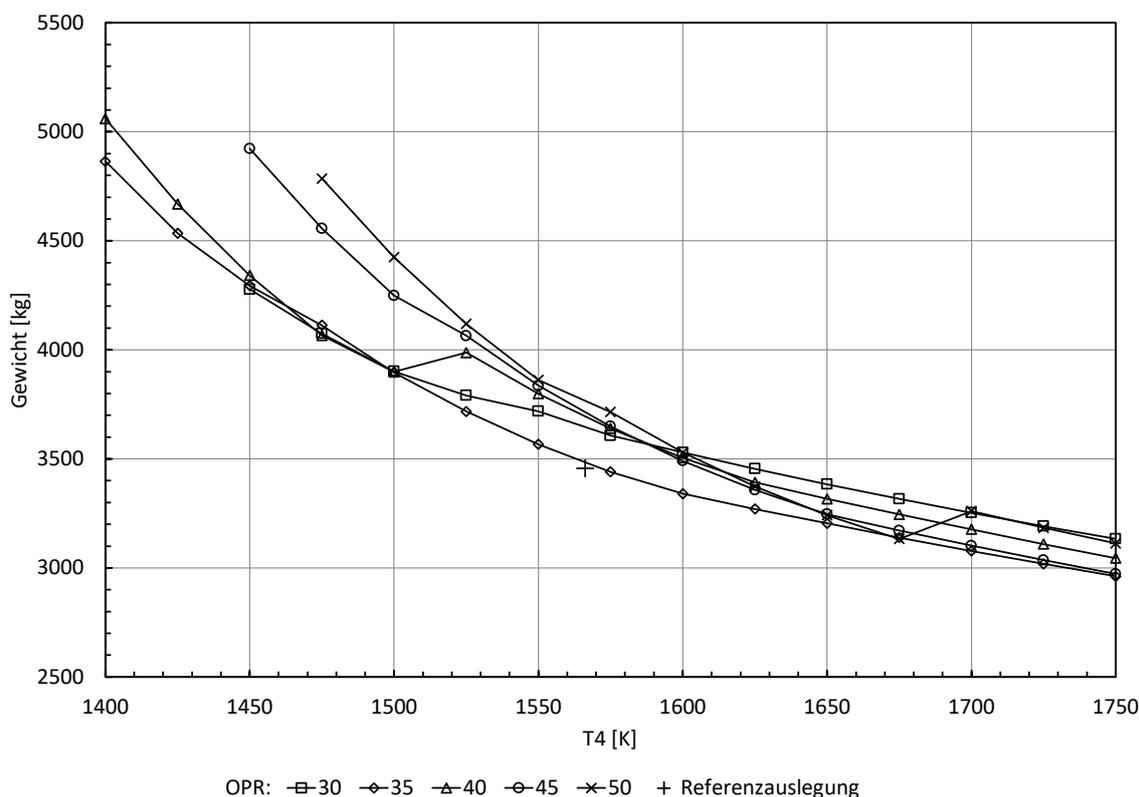


Abb. 6.11: Triebwerksgewicht für verschiedene OPR über T_4

Insgesamt wird die Querschnittsfläche durch die Anhebung des Drucks kleiner, wodurch die Komponentendurchmesser sinken und damit die Gewichte.

Interessant bei der LPT ist, dass der Eintrittsquerschnitt ebenso aufgrund des steigenden Druckes kleiner wird, während der Austrittsquerschnitt größer wird, da durch das steigende Druckverhältnis des LPC eine stetig größere Leistung von der Turbine gefordert wird. Dies erfordert ein höheres Druckgefälle über die Turbine. Das senkt den Austrittsdruck und erhöht den Querschnitt. Die beiden gegenläufigen Effekte resultieren in einem zunächst sinkenden und anschließend steigenden Turbinengewicht. Dazwischen erhöht sich zudem die Stufenzahl, da die bei der Modellierung gewählte Enthalpiekenngröße überschritten wird. Dieser Umstand ist verantwortlich für den vergleichsweise großen Gewichtsunterschied zwischen den Kurven für ein OPR von 35 und 40. Der Gewichtssprung wirkt sich auch beim Gewicht der Hilfsgeräte und beim Strukturgewicht aus, bei denen ebenfalls Gewichtssprünge auftreten.

Dadurch, dass Druck und Strömungsgeschwindigkeit am Turbinenaustritt abnehmen, würde sich auch der Schub verringern. Dieser wird jedoch nach Vorgabe konstant gehalten, indem der Massenstrom erhöht wird. Dadurch vergrößert sich vor allem der Außendurchmesser des Fans, was zu dem steigenden Gewicht des Fans führt. Der Massenstrom durch den inneren Teil verändert sich hingegen nur geringfügig, wodurch das Gewicht des LPC hauptsächlich durch eine Veränderung der Stufenanzahl beeinflusst wird. Das ist der Grund dafür, dass der Referenzpunkt in Abbildung A.19 beinahe auf der Kurve

für $OPR = 40$ liegt. Die Kurven für unterschiedliche OPR unterscheiden sich in dieser Abbildung hauptsächlich durch die Stufenanzahl des LPC. Was dem Diagramm nicht entnommen werden kann, ist der Umstand, dass sich das Gewicht bei gleichbleibender Stufenanzahl kaum verändert. Daher wären imaginäre Kurven für weitere OPR -Werte nicht annähernd äquidistant verteilt, sondern jeweils eng gruppiert nach Stufenanzahl.

Es stellt sich weiterhin die Frage nach der Ursache für die auftretende Gewichtsreduktion, wenn T_4 steigt. Die Temperaturzunahme erhöht die Fluidenthalpie und führt dazu, dass die Turbinen ein geringeres Druckgefälle benötigen. Druck und Geschwindigkeit am Austritt steigen, was den Schub erhöhen würde. Da dieser konstant gehalten wird, sinkt stattdessen der Massenstrom durch das Triebwerk, wodurch die Komponentendurchmesser sich verringern. Dadurch sinkt das Gewicht. Bedingt durch das geringere Druckgefälle verringern sich insbesondere die Querschnittsflächen der Turbinenaustritte.

Die diskuierten Zusammenhänge führen insgesamt zu den in Abbildung 6.11 dargestellten Gewichtsverläufen. Der Referenzpunkt liegt in Abbildung 6.10 kurz vor einem stärkeren Anstieg des $TSFC$. In Abbildung 6.11 liegt der Punkt unterhalb der restlichen Kurven und scheint ein Optimum darzustellen. Die Lage des Punktes für die Referenzauslegung in diesen Abbildungen lässt vermuten, dass eine Optimierung des $TSFC$ und Gewichts bei der Wahl der beiden Auslegungsparameter OPR und T_4 verfolgt worden sein könnte.

7 Fazit und Ausblick

Das Ziel dieser Arbeit bestand in der vorentwurfsbasierten Nachmodellierung eines Turbofantriebwerks bezüglich der Performance, Geometrie und Masse, um darauf aufbauend Design-Variationen durchführen und dabei erzeugte Trends für das Triebwerksgewicht diskutieren zu können. Dafür wurde eine von P&W im Rahmen des Energy-Efficient-Engine-Programms der NASA erstellte Triebwerksauslegung ausgewählt, da sich im Zuge einer Literaturrecherche eine generell umfassendere Dokumentation der relevanten Performance-Parameter herausstellte. Anhand dieser Referenzauslegung konnte mithilfe der Virtual Engine Platform GTab des DLR in drei Schritten ein Vorentwurfsmodell generiert werden. Zunächst erfolgte die thermodynamische Modellierung des Kreisprozesses, wobei es insgesamt zu geringen Parameterabweichungen kam. Der korrigierte Eintrittsmassenstrom in das Triebwerk war ca. 2 % zu groß. Es wird vermutet, dass dies auf Druckverluste zurückgeführt werden kann, da der Massenstrom für einen konstanten Schub angepasst wurde. Aufgrund fehlender Informationen war nicht eindeutig, an welcher Stelle des Triebwerks die angegebenen Druckverluste auftraten und welche der angegebenen Druckverluste bei der Berechnung der Referenz-Performance-Parameter von P&W berücksichtigt worden waren. Dadurch wurde auch die Abweichung des Drucks p_3 von ca. 0.53 % beeinflusst. Des Weiteren trat am Austritt des Hochdruckverdichters eine Abweichung des korrigierten Massenstroms von ca. 13 % auf. Die Ursache dafür konnte nicht abschließend geklärt werden. Möglicherweise traten Probleme bei der Reduzierung und Korrigierung des Massenstroms auf. Die Temperaturabweichungen lagen über alle Betriebspunkte hinweg sowie an allen Triebwerksstationen unter 1 % und speziell im Design-Punkt unter 0.34 %.

Anschließend wurden Methoden zur Geometrie- und Gewichtsabschätzung angewandt, um auf Grundlage des Performance-Modells einen Ringraum zu modellieren und das Triebwerksgewicht abzuschätzen. Die verwendete Methode zur initialen Geometrieabschätzung stellte sich dabei als geeignet heraus, um auf Basis begrenzter Ausgangsdaten zu einer guten Näherung zu gelangen. Im Zuge der Gewichtsabschätzung traten bei einzelnen Komponentengewichten Abweichungen von bis zu 106 % auf. Für das Gesamtgewicht des Triebwerks trat eine Differenz von rund 19 % auf, die im Hinblick auf die begrenzten Ausgangsdaten nicht besonders hoch erscheint. Die von SAGERSEER angegebene Genauigkeit von $\pm 10\%$ wird jedoch nicht erreicht. Die Referenzgewichte wurden aufgrund von fehlenden Angaben zum finalen Gewicht der Referenzauslegung aus älteren Angaben berechnet und stellen daher nur Näherungen dar. Des Weiteren basiert die Abschätzungsmethode auf einer Datenbasis der 1970er-Jahre und wurde in erster Linie für VTOL-Triebwerke entwickelt.

Daraufhin wurden verschiedene Vorauslegungsstudien gerechnet, bei denen wichtige Hauptauslegungsparameter variiert wurden, wodurch Veränderungen der Triebwerksgeometrie und des Triebwerksgewichts hervorgerufen wurden. Bezüglich der Parametergrenzen wurde ein kleiner Auslegungsbereich um die Referenzwerte erwogen, um grundlegende Trends des Gewichts betrachten zu können. Die auf diese Weise erhaltenen Ergebnisse wurden dann analysiert, um eine nachvollziehbare Erklärung der festgestellten Trends zu ermöglichen und die physikalische Plausibilität zu überprüfen. Die Ergebnisse der Parameterstudien haben gezeigt, dass die Trends der Geometrie- und Gewichtsveränderungen in den betrachteten Fällen nachvollziehbar und physikalisch plausibel erscheinen. Es konnte somit gezeigt werden, dass die variierten Auslegungsparameter einen signifikanten Einfluss auf das Triebwerksgewicht haben. Bei Betrachtung der Ergebnisse der Gewichtsabschätzung und der Parameterstudien wird deutlich, dass sich die verwendete Methode zur Gewichtsabschätzung weniger für die präzise Vorhersage von Triebwerksgewichten und mehr für die Ermittlung von Trends der Gewichtsverläufe bei Variationen des Designs eignet. Die quantitative Aussagekraft der erzeugten Trends ist allerdings nur schwer feststellbar.

Für zukünftige Untersuchungen käme die Verwendung anderer Methoden zur Gewichtsabschätzung infrage, um die erzeugten Trends auf physikalische Plausibilität zu überprüfen und zu untersuchen, ob ähnliche Trends erzeugt werden. Darüber hinaus könnte der Detaillierungsgrad bei der Ringraummodellierung erhöht werden. Damit wäre die Nutzung von Methoden zur Gewichtsabschätzung möglich, die geometrische Details berücksichtigen, wie beispielsweise variable Schaufelgeometrien oder von linearen Verläufen abweichende Durchmesserläufe der Komponenten, um eine höhere Genauigkeit der Abschätzung zu erreichen. Dabei sollte im Rahmen der Vorauslegung der zeitliche Aufwand detaillierter Methoden berücksichtigt werden. Die Betrachtung anderer Triebwerke stellt ebenso eine potenzielle Möglichkeit dar, an weitere Erkenntnisse bezüglich der erzeugten Trends zu gelangen, sofern eine adäquate Datenlage vorliegt. Ein großer Schritt wäre die Entwicklung einer Methode zur Gewichtsabschätzung, die auf Daten aktueller Triebwerksauslegungen beruht. Dazu könnte auch ein bereits existierendes Verfahren angepasst werden. Solche weitergehenden Untersuchungen würden vor dem Hintergrund erfolgen, bereits in der frühen Entwicklungsphase der Vorauslegung zuverlässige und physikalisch plausible Informationen über das Triebwerk zu erhalten.

Literaturverzeichnis

- [1] *GTlab*. <https://www.dlr.de/at/desktopdefault.aspx/tabid-9029/>. – Zugriff: 18.10.2019
- [2] *Handbook of Aviation Fuel Properties*. Coordinating Research Council, Inc., Atlanta, GA, Jan. 1983
- [3] BISSET, J. W. ; HOWE, D. C.: Energy Efficient Engine: Flight Propulsion System Preliminary Analysis and Design Report / NASA. 1983. – Forschungsbericht
- [4] BROPHY, F. ; MAH, S. ; TURCOTTE, J. : Preliminary Multi-Disciplinary Optimisation (PMDO) an Example at Engine Level. In: *Strategies for Optimization and Automated Design of Gas Turbine Engines*, NATO RTO, 2010 (RTO-EN-AVT-167-12)
- [5] BRÄUNLING, W. J. G.: *Flugzeugtriebwerke*. Springer-Verlag GmbH, 2015. – ISBN 3642345387
- [6] CASEY, M. V.: Computational Methods for Preliminary Design and Geometry Definition in Turbomachinery. In: *Turbomachinery Design Using CFD*, AGARD, 1994 (AGARD Lecture Series 195)
- [7] CIEPLUCH, C. C. ; DAVIS, D. Y. ; GRAY, D. E.: Results of NASA's Energy Efficient Engine Program. In: *Journal of Propulsion and Power* 3 (1987), nov, Nr. 6, S. 560–568
- [8] CLINE, S. J. ; FESLER, W. ; LIU, H. S. ; LOVELL, R. C. ; SHAFFER, S. J.: Energy Efficient Engine High Pressure Compressor Component Performance Report / NASA. 1983. – Forschungsbericht
- [9] CLINE, S. J. ; HALTER, P. H. ; KUTNEY, J. J. T. J. T. ; SULLIVAN, T. J.: Energy Efficient Engine: Fan and Quarter-Stage Component Performance Report / NASA. 1983. – Forschungsbericht
- [10] COHEN, H. ; ROGERS, G. F. C. ; STRAZNICKY, P. ; SARAVANAMUTTOO, H. I. H. ; NIX, A. : *Gas Turbine Theory*. Pearson HigherEducation, 2017
- [11] DALY, M. : *IHS Jane's aero-engines : 2015-2016*. Coulsdon, Surrey, UK : IHS Jane's, 2015. – ISBN 0710631340
- [12] DAVIS, D. Y. ; STEARNS, E. M.: Energy Efficient Engine: Flight Propulsion System Final Design and Analysis / NASA. 1985. – Forschungsbericht

- [13] EHRENSPIEL, K. ; KIEWERT, A. ; LINDEMANN, U. ; MÖRTL, M. : *Kostengünstig Entwickeln und Konstruieren*. Springer-Verlag GmbH, 2013
- [14] GARDNER, W. B.: Energy Efficient Engine Flight Propulsion System Preliminary Analysis and Design Report / NASA. 1979. – Forschungsbericht
- [15] GASTURB GMBH (Hrsg.): *Smooth C 8.3 Preparing Compressor Maps for Gas Turbine Performance Modeling*. GasTurb GmbH, 2015. <http://www.gasturb.de/manual-1.html>
- [16] GASTURB GMBH (Hrsg.): *GasTurb 13 Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. GasTurb GmbH, 2018. <http://www.gasturb.de/manual.html>
- [17] GRIEB, H. : *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. Birkhäuser Basel, 2004
- [18] HALLE, J. E. ; MICHAEL, C. J.: Energy Efficient Engine: Fan Component Detailed Design Report / NASA. 1981. – Forschungsbericht
- [19] HORLOCK, J. H. ; DENTON, J. D.: A Review of Some Early Design Practice Using Computational Fluid Dynamics and a Current Perspective, 2005
- [20] HOWE, D. C. ; MARCHANT, R. D.: Energy Efficient Engine: High-Pressure Compressor Test Hardware Detailed Design Report / NASA. 1988. – Forschungsbericht
- [21] KRUMME, A. : *Konzeption, Implementierung und Anwendung eines automatisierten aerothermodynamischen Vorentwurfsprozesses für Axialturbinen*, Universität Kassel, Diss., Okt. 2015
- [22] KURZKE, J. ; HALLIWELL, I. : *Propulsion and Power*. Springer International Publishing, 2018. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-75979-1>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-75979-1>
- [23] LEACH, K. ; THULIN, R. D. ; HOWE, D. C.: Energy Efficient Engine: Turbine Intermediate Case and Low-Pressure Turbine Component Test Hardware Detailed Design Report / NASA. 1982. – Forschungsbericht
- [24] LOLIS, P. ; GIANNAKAKIS, P. ; SETHI, V. ; JACKSON, A. J. B. ; PILIDIS, P. : Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods. In: *The Aeronautical Journal* 118 (2014), jun, Nr. 1204, S. 625–641. <http://dx.doi.org/10.1017/s0001924000009404>. – DOI 10.1017/s0001924000009404
- [25] MICHAEL, C. J. ; HALLE, J. E.: Energy Efficient Engine: Low-Pressure Compressor Component Test Hardware Detailed Design Report / NASA. 1981. – Forschungsbericht
- [26] OWENS, R. E.: Energy Efficient Engine: Propulsion System-Aircraft Integration Evaluation / NASA. 1979. – Forschungsbericht

- [27] PANCHENKO, V. ; MOUSTAPHA, H. ; MAH, S. ; PATEL, K. ; DOWHAN, M. : Preliminary Multi-Disciplinary Optimization in Turbomachinery Design, 2003
- [28] PRATT&WHITNEY AIRCRAFT: Energy Efficient Engine Volume 1: Component Development and Integration Program / NASA. 1981. – Forschungsbericht
- [29] RICK, H. : *Gasturbinen und Flugantriebe*. Springer Berlin Heidelberg, 2013. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-79446-2>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-79446-2>
- [30] SAGERSER, D. A. ; LIEBLEIN, S. ; KREBS, R. P.: Empirical expressions for estimating length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants / NASA. 1971. – Forschungsbericht
- [31] SCHABER, R. : *Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen*, Technische Universität München, Diss., 2000
- [32] THULIN, R. D. ; HOWE, D. C. ; SINGER, I. D.: Energy Efficient Engine: High-Pressure Turbine Detailed Design Report / NASA. 1982. – Forschungsbericht
- [33] TIMKO, L. P.: Energy Efficient Engine High Pressure Turbine Component Test Performance Report / NASA. 1984. – Forschungsbericht
- [34] TSOUTSANIS, E. ; MESKIN, N. ; BENAMMAR, M. ; KHORASANI, K. : An Efficient Component Map Generation Method for Prediction of Gas Turbine Performance, 2014
- [35] VILLAZÓN, J. M. R.: *Advanced aero engine common preliminary design environment for the automatic construction of secondary air system and thermal models*, BTU Cottbus - Senftenberg, doctoralthesis, 2015
- [36] WALKER, N. D. ; THOMAS, M. W.: Experimental investigation of a 4 and 1/2 stage turbine with very high stage loading factor / NASA. 1974. – Forschungsbericht
- [37] WALSH, F. : *Gas Turbine Performance 2e*. John Wiley & Sons, 2004. – ISBN 063206434X
- [38] ZEISSER, M. H. ; GREENE, W. ; DUBIEL, D. J.: Energy Efficient Engine: Combustor Test Hardware Detailed Design Report / NASA. 1982. – Forschungsbericht
- [39] ZENKNER, S. ; BECKER, R.-G. ; TROST, M. ; VOSS, C. : Beiträge zum Triebwerksentwurf einer agilen und hoch gepfeilten Nurflügelkonfiguration, 2018

A Anhang

Tab. A.1: GE FPS Performance-Parameter [12]

	MCR	MCL	TO
H [m]	10668	10668	0
Ma [-]	0.8	0.8	0
ΔT_{ISA} [K]	0	+10	15
F [N]			173481
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15	15.028	8.472
OPR [-]	36.5	38.4	32.4
BPR [-]	6.8	6.7	7
Fan Π_k [-]	1.64	1.68	1.56
Fan Π_h [-]	1.66	1.7	1.58
Fan $\eta_{is,k}$ [-]	0.894	0.888	0.891
Fan $\eta_{is,h}$ [-]	0.906	0.905	0.909
Fan \dot{m}_{korrr} [kg/s]		646	
Fan N [1/s]		57.99	
HPC Π [-]	22.4	23	20.1
HPC η_{is} [-]	0.861	0.860	0.863
HPC \dot{m}_{korrr} [kg/s]	53.5	54.4	49.3
HPC N [1/s]		207.52	
HPC p_E [N/m ²]		60469	
HPC T_E [K]		304.8	
Combustor $\Delta p/p$ [-]	0.05	0.05	0.05
Combustor η [-]	0.999	0.999	0.999
FAR [-]			0.0244
HPT η_{is} [-]	0.927	0.927	0.921
HPT \dot{m}_{red} [kg/s]	0.8638	0.8643	0.8628
HPT N [1/s]		207.52	
HPT SOT [K]	1485	1517	1638
HPT Δh [J/kg]	536108	539294	537928
LPT η_{is} [-]	0.925	0.927	0.928
LPT \dot{m}_{red} [kg/s]	3.947	3.936	3.967
LPT N [1/s]		57.99	

Tab. A.1: (Fortsetzung)

	MCR	MCL	TO
LPT SOT [K]		1056.3	
LPT Δh [J/kg]	340445	344882	323545
Mischer η [-]		0.838	
Mischer $\Delta p/p$ [-]		0.0057	
c_F [-]		0.996	

Tab. A.2: P&W FPS Performance-Parameter [3]

	ADP	MCR	MCL	TO
H [m]	10668	10668	10668	0
Ma [-]	0.8	0.8	0.8	0
ΔT_{ISA} [K]	0	0	10	13.9
F [N]	41612	39744	44304	164694
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15.579	15.522	16.146	9.262
OPR [-]	38.55	37.35	40.25	31.05
BPR [-]	6.51	6.6	6.39	6.38
Fan Π_k [-]	1.74	1.71	1.78	1.58
Fan Π_h [-]	1.56	1.54	1.58	1.45
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.873	0.875	0.868	0.875
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.907	0.909	0.906	0.917
Fan \dot{m}_{korr} [kg/s]	622	615	632	550
Fan N [1/s]	65.03	64.1	67.75	65.08
Fan $T_{A,k}$ [K]	295	294	311	350
Fan $T_{A,h}$ [K]	284	283	298	339
LPC Π [-]	1.77	1.75	1.77	1.64
LPC η_{pol} [-]	0.907	0.911	0.901	0.926
LPC \dot{m}_{korr} [kg/s]	56.9	56	58	51
LPC N [1/s]	65.03	64.1	67.75	65.08
LPC T_A [K]	339	336	358	394
HPC Π [-]	14	13.8	14.2	13
HPC η_{pol} [-]	0.917	0.917	0.916	0.924
HPC \dot{m}_{korr} [kg/s]	35.2	34	35.5	33.6
HPC N [1/s]	219.62	218.2	226.43	232.82
HPC T_A [K]	754	745	797	843
Combustor $\Delta p/p$	0.055	0.0553	0.0543	0.0558
Combustor η [-]	0.9995	0.9995	0.9995	0.9995
Combustor \dot{m}_{korr} [kg/s]	3.12	3.13	3.11	3.15

Tab. A.2: (Fortsetzung)

	ADP	MCR	MCL	TO
Combustor p_E [N/m ²]	1399636	1358267	1461689	3144009
Combustor T_A [K]	1566	1541	1666	1708
FAR [-]	0.0242	0.02365	0.02651	0.02667
HPT II [-]	5.72	5.66	5.81	5.09
HPT η_{is} [-]	0.891	0.891	0.891	0.892
HPT \dot{m}_{korrr} [kg/s]	4.52	4.52	4.51	4.51
HPT N [1/s]	219.62	218.2	226.43	232.82
HPT SOT [K]	1496	1474	1594	1635
HPT T_A [K]	1110	1091	1185	1219
HPT Δh [J/kg]	442637.8	436125	471015	485436.2
LPT II [-]	3.99	3.99	3.97	3.98
LPT η_{is} [-]	0.916	0.915	0.917	0.905
LPT \dot{m}_{korrr} [kg/s]	17.7	17.73	17.66	17.7
LPT N [1/s]	65.03	64.1	67.75	65.08
LPT T_A [K]	747	736	800	855
LPT Δh [J/kg]	408445.6	398909	441009.6	421471.2
Mischer η [-]	0.85	0.85	0.85	0.85
Mischer $(\Delta p/p)_k$ [-]	0.18	0.18	0.18	0.17
Mischer $(\Delta p/p)_h$ [-]	0.24	0.23	0.25	0.19
Ma_k [-]	0.56			
Ma_h [-]	0.42			
c_F [-]	0.9958	0.996	0.9957	0.9905
A_D [m ²]	1.877	1.877	1.877	1.877
IPR [-]	0.0034	0.0034	0.0075	0.0034
Fan Duct $\Delta p/p$ [-]	0.0059	0.0061	0.0054	0.006
Fan Stream Duct $\Delta p/p$ [-]	0.0112	0.0113	0.011	0.0101
Core Stream Duct $\Delta p/p$ [-]	0.006	0.0057	0.0046	0.0058
TIC $\Delta p/p$ [-]	0.007	0.007	0.007	0.007
TEC $\Delta p/p$ [-]	0.0095	0.0087	0.0069	0.009

Tab. A.3: Ergebnisse der Leistungssynthese für MCR

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
F [N]	39744	39744	0	0
$TSFC$ [g/(kN · s)]	15.68	15.522	0.158	1.008
BPR [-]	6.6	6.6	0	0
OPR [-]	37.04	37.35	-0.31	-0.837

Tab. A.3: (Fortsetzung)

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
FAR [-]	0.0235	0.0237	-0.00015	-0.638
p_3 [N/m ²]	1346275	1358267	-11992	-0.891
A_D [m ²]	1.92	1.88	0.04	2.083
T_{13} [K]	294	294	0	0
T_{21} [K]	283	283	0	0
T_{23} [K]	337	336	1	0.297
T_3 [K]	745	745	0	0
T_4 [K]	1541	1541	0	0
T_{42} [K]	1091	1091	0	0
T_5 [K]	733	736	3	-0.409
$\dot{m}_{korr,2}$ [kg/s]	627	615	12	1.914
$\dot{m}_{korr,13}$ [kg/s]	545	533	12	2.202
$\dot{m}_{korr,21}$ [kg/s]	82.5	80.8	1.7	2.061
$\dot{m}_{korr,22}$ [kg/s]	57	56	1	1.754
$\dot{m}_{korr,24}$ [kg/s]	35.9	34	1.9	5.292
$\dot{m}_{korr,3}$ [kg/s]	3.61	3.13	0.48	13.296
$\dot{m}_{korr,4}$ [kg/s]	5	4.52	0.48	9.6
$\dot{m}_{korr,45}$ [kg/s]	19.59	17.73	1.86	9.495
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.876	0.875	0.001	0.114
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.91	0.909	0.001	0.11
LPC η_{pol} [-]	0.914	0.911	0.003	0.328
HPC η_{pol} [-]	0.918	0.917	0.001	0.109
HPT η_{is} [-]	0.891	0.891	0	0
LPT η_{is} [-]	0.915	0.915	0	0
Fan Π_k [-]	1.71	1.71	0	0
Fan Π_h [-]	1.54	1.54	0	0
LPC Π [-]	1.76	1.75	0.01	0.568
HPC Π [-]	13.8	13.8	0	0
HPT Π [-]	3.98	3.99	-0.01	-0.251
LPT Π [-]	5.68	5.66	0.02	0.352
HPT Δh [J/kg]	443845.8	436125	7720.8	1.74
LPT Δh [J/kg]	401351.8	398909	2442.8	0.609

Tab. A.4: Ergebnisse der Leistungssynthese für MCL

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
F [N]	44304	44304	0	0

Tab. A.4: (Fortsetzung)

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
$TSFC$ [g/(kN · s)]	16.273	16.146	0.127	0.78
BPR [-]	6.41	6.39	0.02	0.312
OPR [-]	39.9	40.25	-0.35	-0.877
FAR [-]	0.02635	0.02651	-0.00016	-0.607
p_3 [N/m ²]	1450491	1461689	-11198	-0.772
A_D [m ²]	1.92	1.88	0.04	2.083
T_{13} [K]	312	311	1	0.321
T_{21} [K]	299	298	1	0.334
T_{23} [K]	359	358	1	0.279
T_3 [K]	799	797	2	0.25
T_4 [K]	1671	1666	5	0.299
T_{42} [K]	1189	1185	4	0.336
T_5 [K]	800	800	0	0
$\dot{m}_{kor,2}$ [kg/s]	644	632	12	1.863
$\dot{m}_{kor,13}$ [kg/s]	557	546	11	1.975
$\dot{m}_{kor,21}$ [kg/s]	87	85.5	1.5	1.724
$\dot{m}_{kor,22}$ [kg/s]	59	58	1	1.695
$\dot{m}_{kor,24}$ [kg/s]	36.6	35.5	1.1	3.005
$\dot{m}_{kor,3}$ [kg/s]	3.58	3.11	0.47	13.128
$\dot{m}_{kor,4}$ [kg/s]	5	4.51	0.49	9.8
$\dot{m}_{kor,45}$ [kg/s]	19.56	17.66	1.9	9.714
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.869	0.868	0.001	0.115
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.903	0.906	-0.003	-0.332
LPC η_{pol} [-]	0.895	0.901	-0.006	-0.67
HPC η_{pol} [-]	0.914	0.916	-0.002	-0.219
HPT η_{is} [-]	0.891	0.891	0	0
LPT η_{is} [-]	0.917	0.917	0	0
Fan Π_k [-]	1.78	1.78	0	0
Fan Π_h [-]	1.59	1.58	0.01	0.629
LPC Π [-]	1.77	1.77	0	0
HPC Π [-]	14.3	14.2	0.1	0.699
HPT Π [-]	3.97	3.97	0	0
LPT Π [-]	5.81	5.81	0	0
HPT Δh [J/kg]	481454.5	471015	10439.5	2.168
LPT Δh [J/kg]	444432.4	441009.6	3422.8	0.77

Tab. A.5: Ergebnisse der Leistungssynthese für TO

Parameter	Berechnung	Referenz	Δ_{abs}	Δ_{rel} [%]
F [N]	164694	164694	0	0
$TSFC$ [g/(kN · s)]	9.165	9.262	-0.097	-1.058
BPR [-]	6.96	6.38	0.58	8.333
OPR [-]	30.32	31.05	-0.73	-2.408
FAR [-]	0.02634	0.02667	-0.00033	-1.253
p_3 [N/m ²]	3072117	3144009	-71892.2	-2.34
A_D [m ²]	1.92	1.88	0.04	2.083
T_{13} [K]	350	350	0	0
T_{21} [K]	338	339	-1	-0.296
T_{23} [K]	395	394	1	0.253
T_3 [K]	842	843	-1	-0.119
T_4 [K]	1707	1708	-1	-0.059
T_{42} [K]	1218	1219	-1	-0.082
T_5 [K]	847	855	-8	-0.945
$\dot{m}_{korr,2}$ [kg/s]	563	550	13	2.309
$\dot{m}_{korr,13}$ [kg/s]	492	480	12	2.439
$\dot{m}_{korr,21}$ [kg/s]	71	70	1	1.408
$\dot{m}_{korr,22}$ [kg/s]	52	51	1	1.923
$\dot{m}_{korr,24}$ [kg/s]	34.2	33.6	0.6	1.754
$\dot{m}_{korr,3}$ [kg/s]	3.63	3.15	0.48	13.223
$\dot{m}_{korr,4}$ [kg/s]	5	4.51	0.49	9.8
$\dot{m}_{korr,45}$ [kg/s]	19.6	17.7	1.9	9.694
Fan $\eta_{pol,k}$ [-]	0.874	0.875	-0.001	-0.114
Fan $\eta_{pol,h}$ [-]	0.908	0.917	-0.009	-0.991
LPC η_{pol} [-]	0.93	0.926	0.004	0.43
HPC η_{pol} [-]	0.921	0.924	-0.003	-0.326
HPT η_{is} [-]	0.891	0.892	-0.001	-0.112
LPT η_{is} [-]	0.911	0.905	0.006	0.659
Fan Π_k [-]	1.57	1.58	-0.01	-0.637
Fan Π_h [-]	1.43	1.45	-0.02	-1.399
LPC Π [-]	1.66	1.64	0.02	1.205
HPC Π [-]	13	13	0	0
HPT Π [-]	3.98	3.98	0	0
LPT Π [-]	5.1	5.09	0.01	0.196
HPT Δh [J/kg]	493020.1	485436.2	7583.9	1.538
LPT Δh [J/kg]	425677.8	421471.2	4206.6	0.988

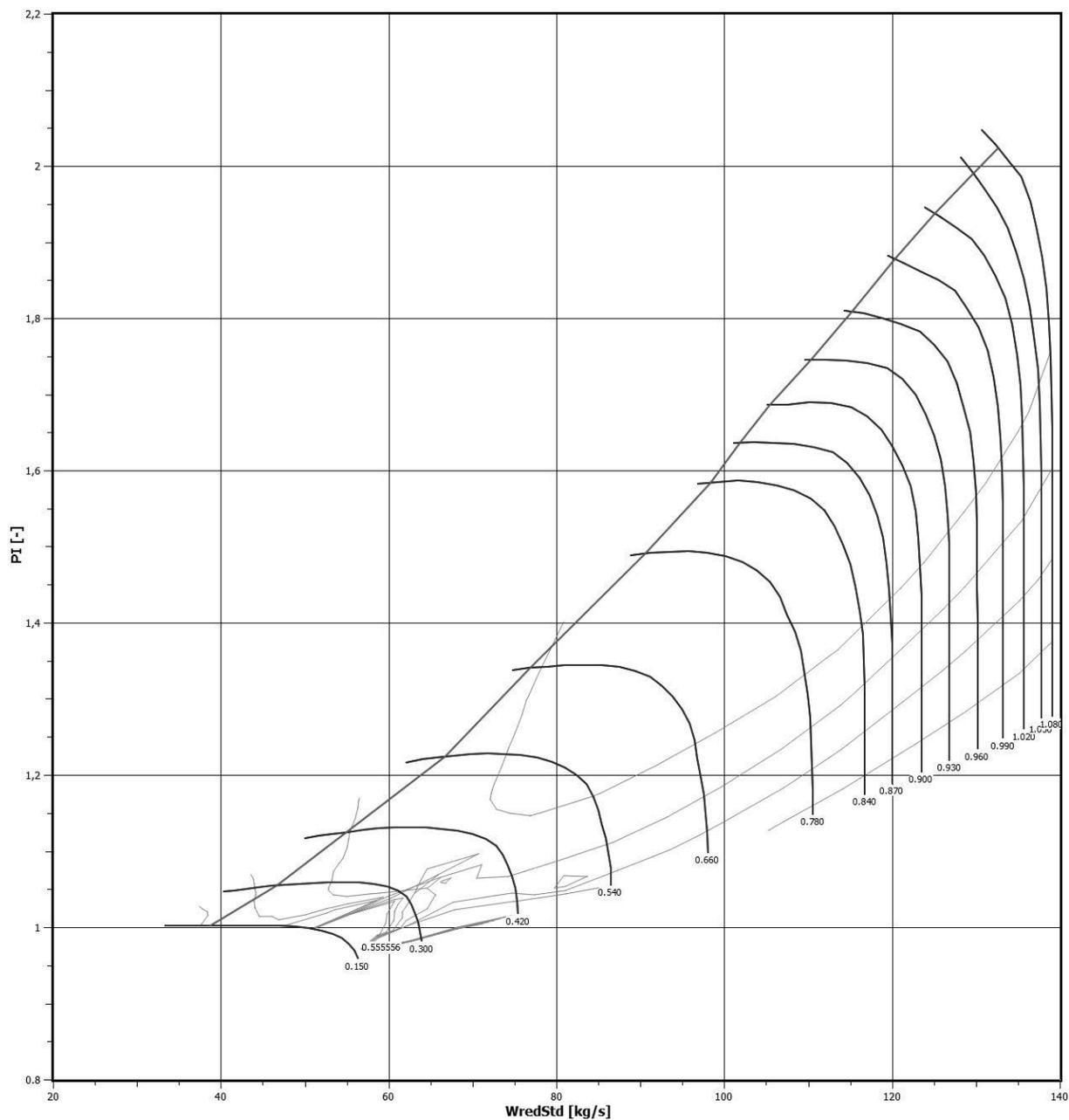


Abb. A.1: Kennfeld des Niederdruckverdichters [8]

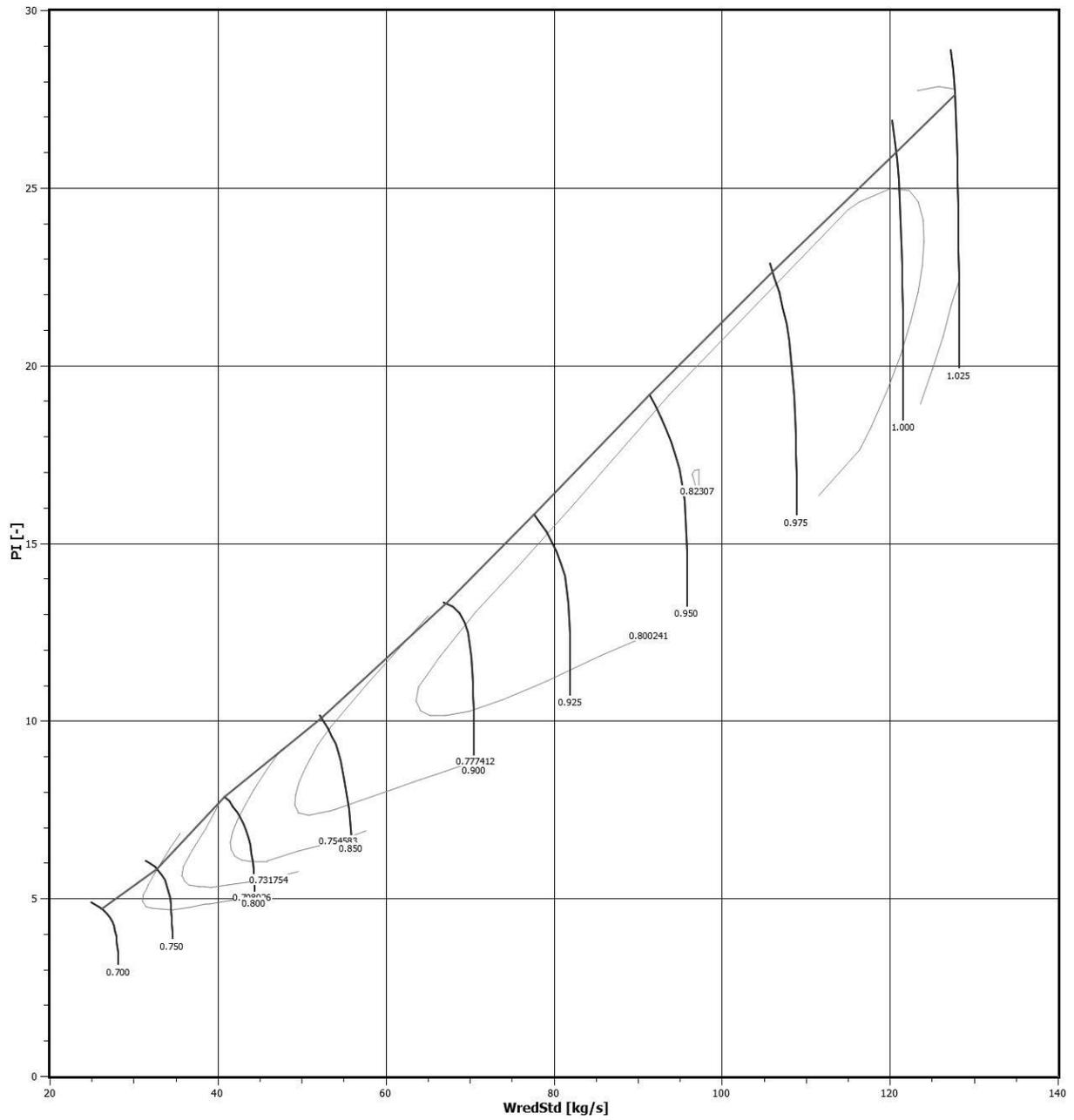


Abb. A.2: Kennfeld des Hochdruckverdichters [8]

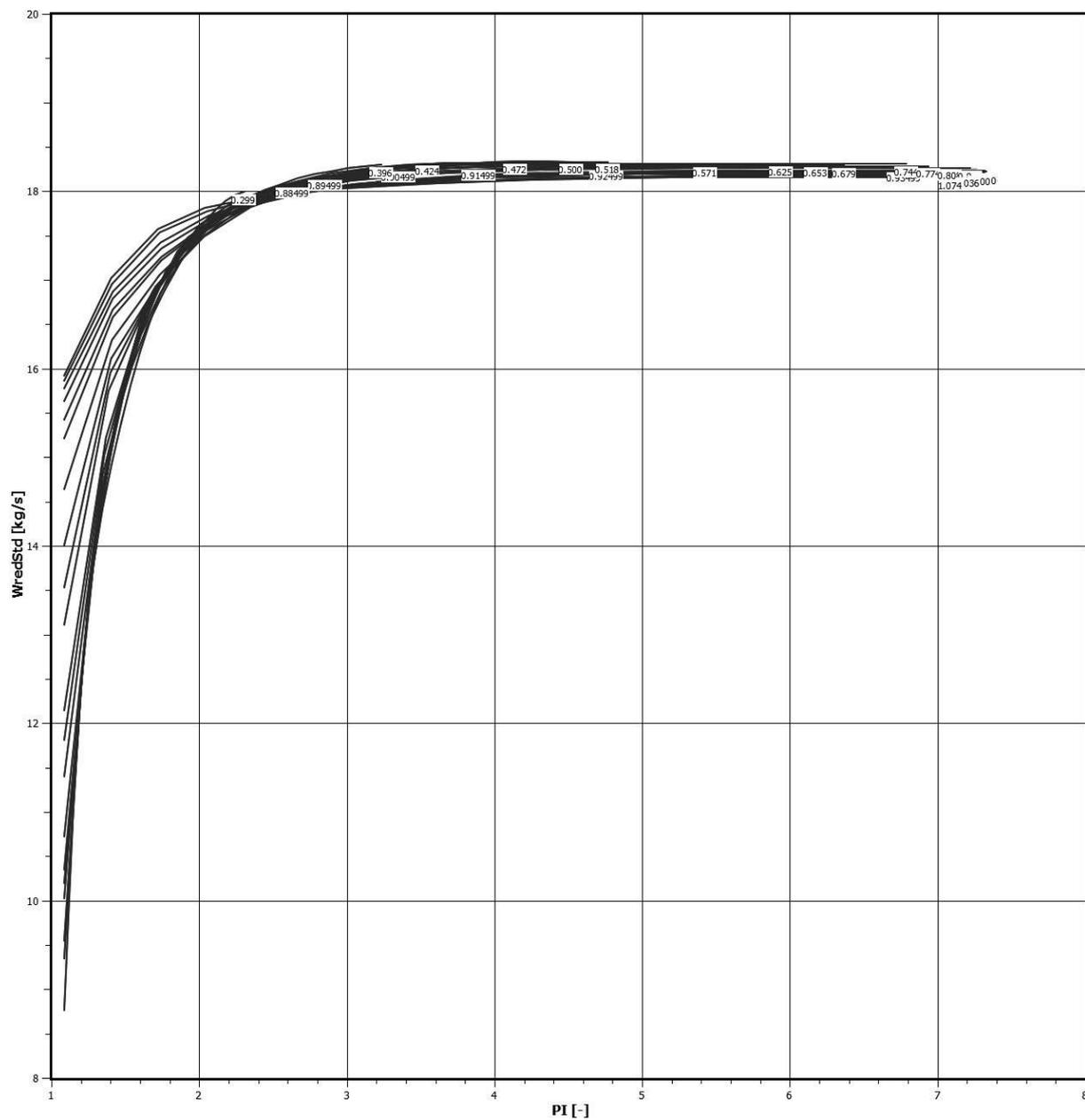


Abb. A.3: Kennfeld der Hochdruckturbinen [33]

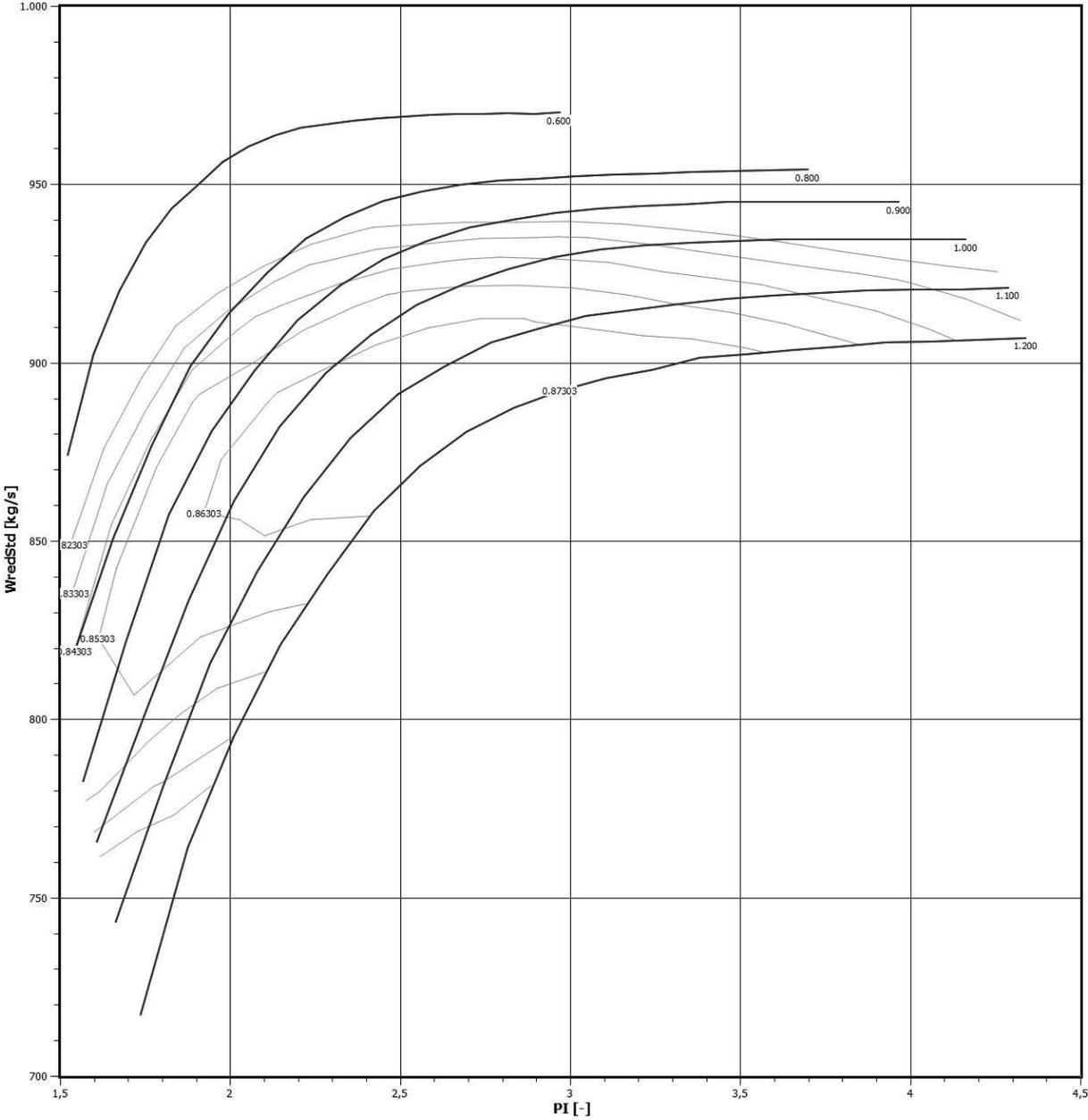


Abb. A.4: Kennfeld der Niederdruckturbinen [36]

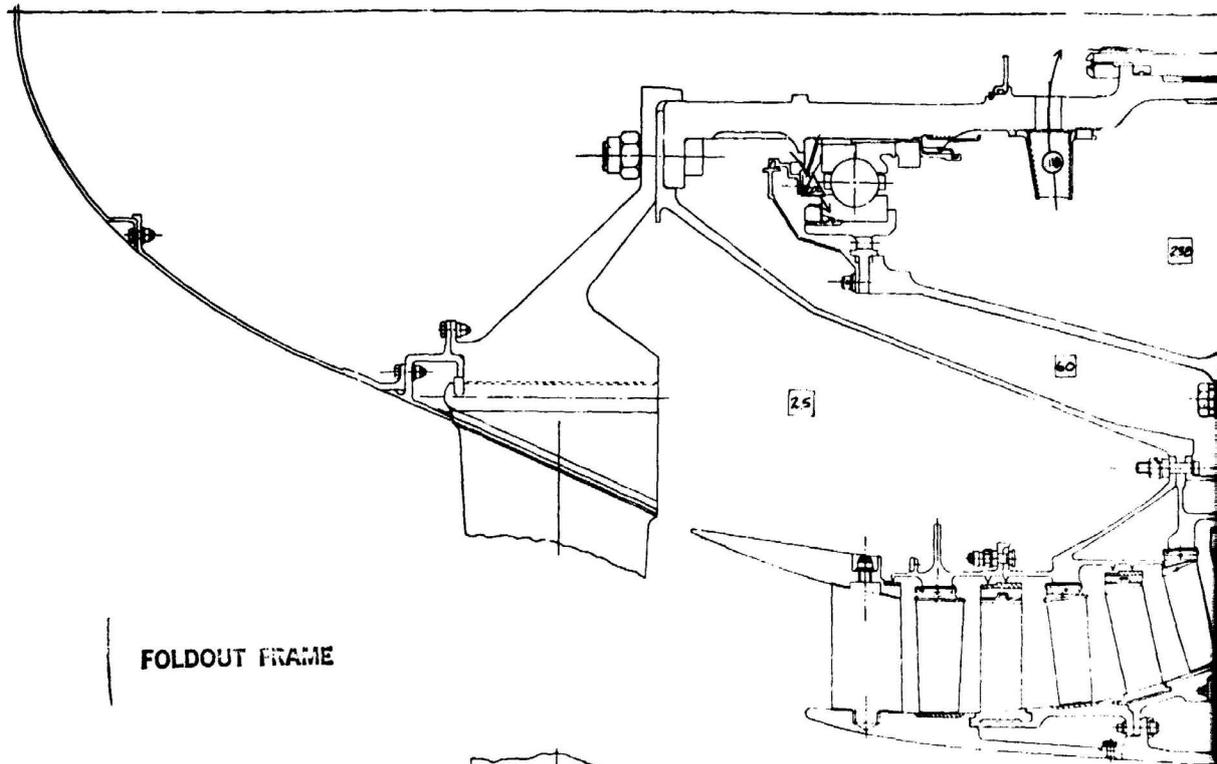


Abb. A.5: Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 1) [28]

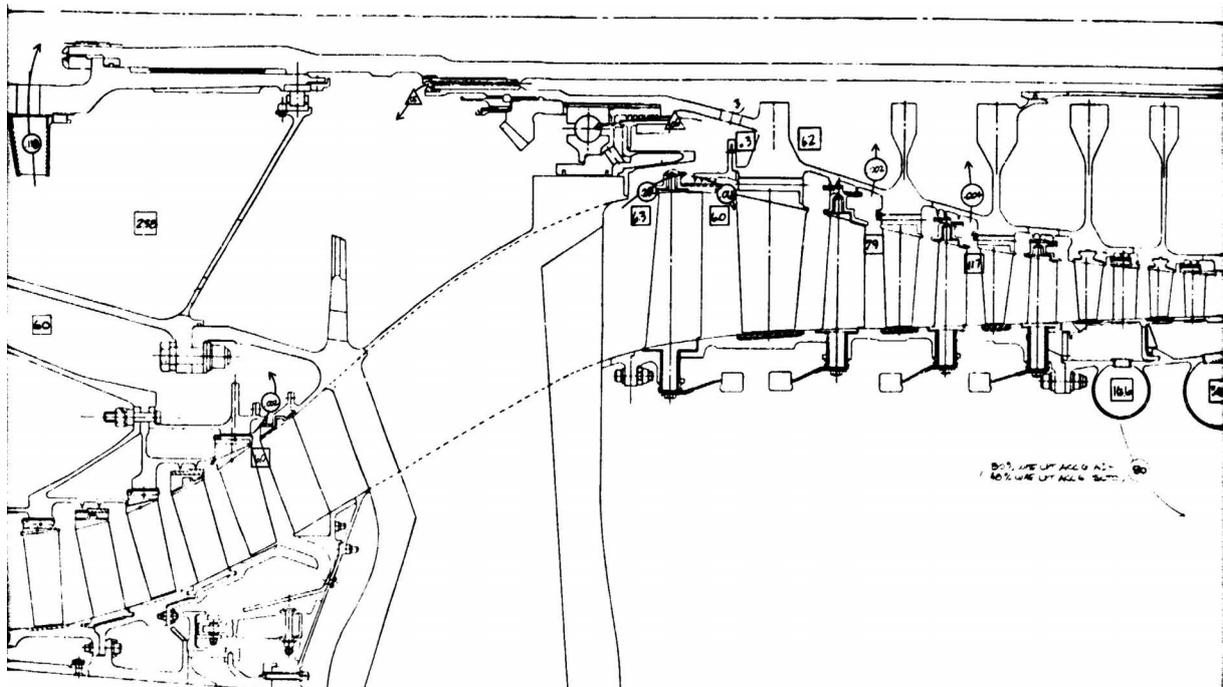


Abb. A.6: Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 2) [28]

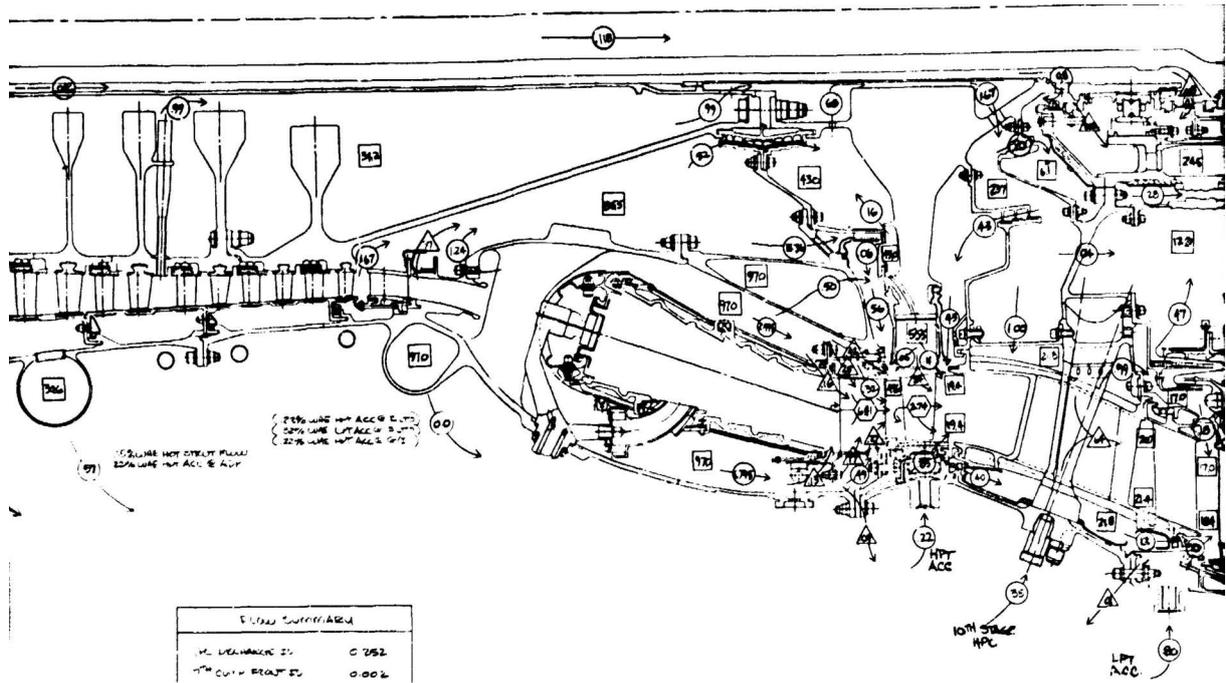


Abb. A.7: Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 3) [28]

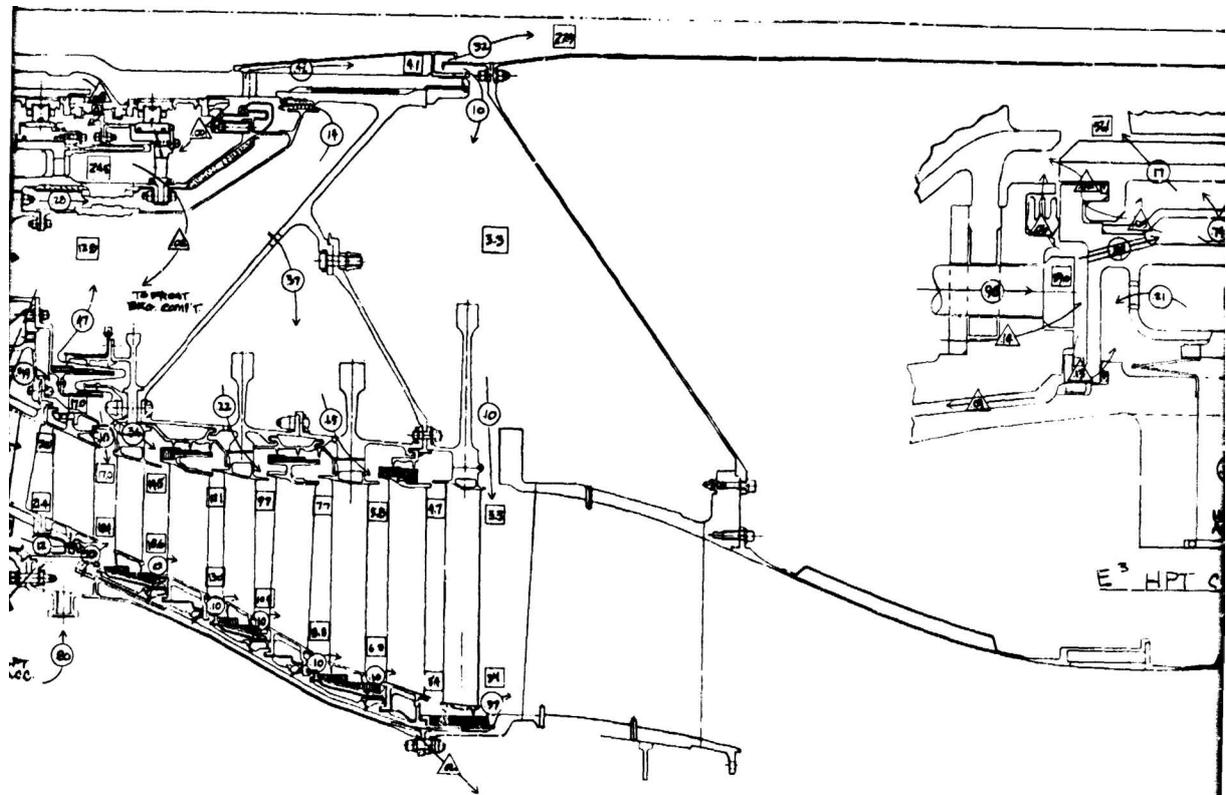
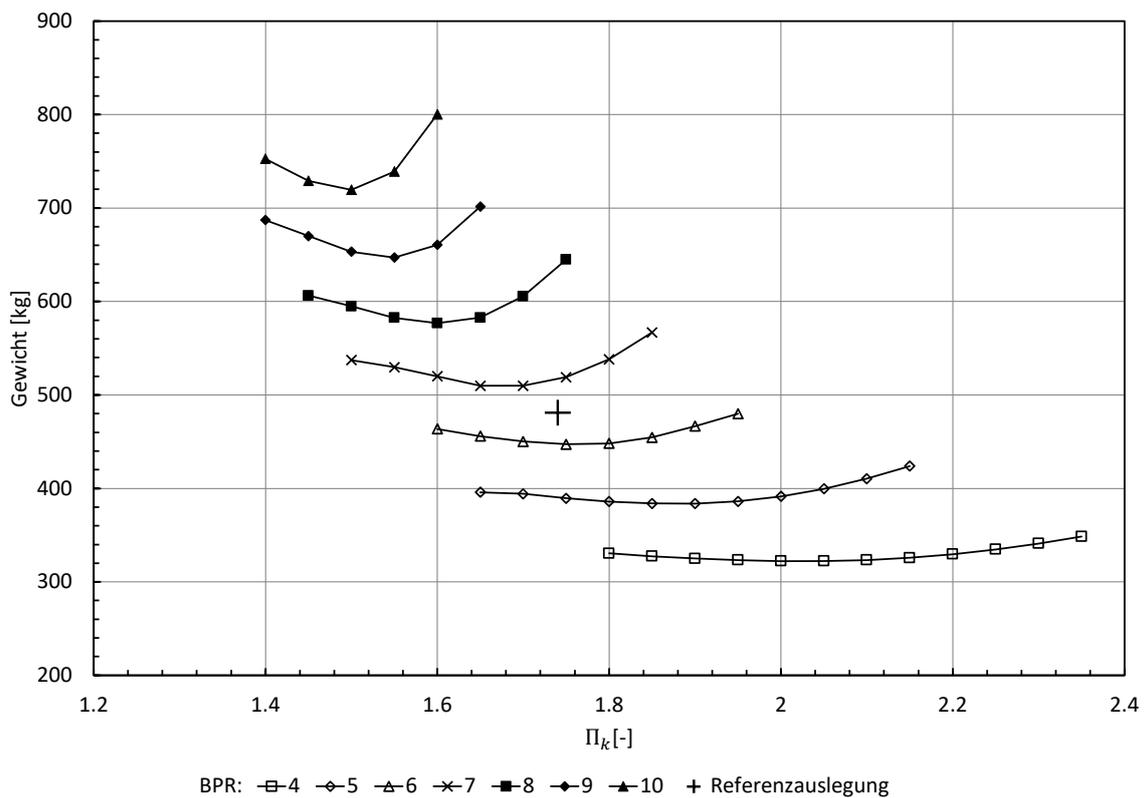
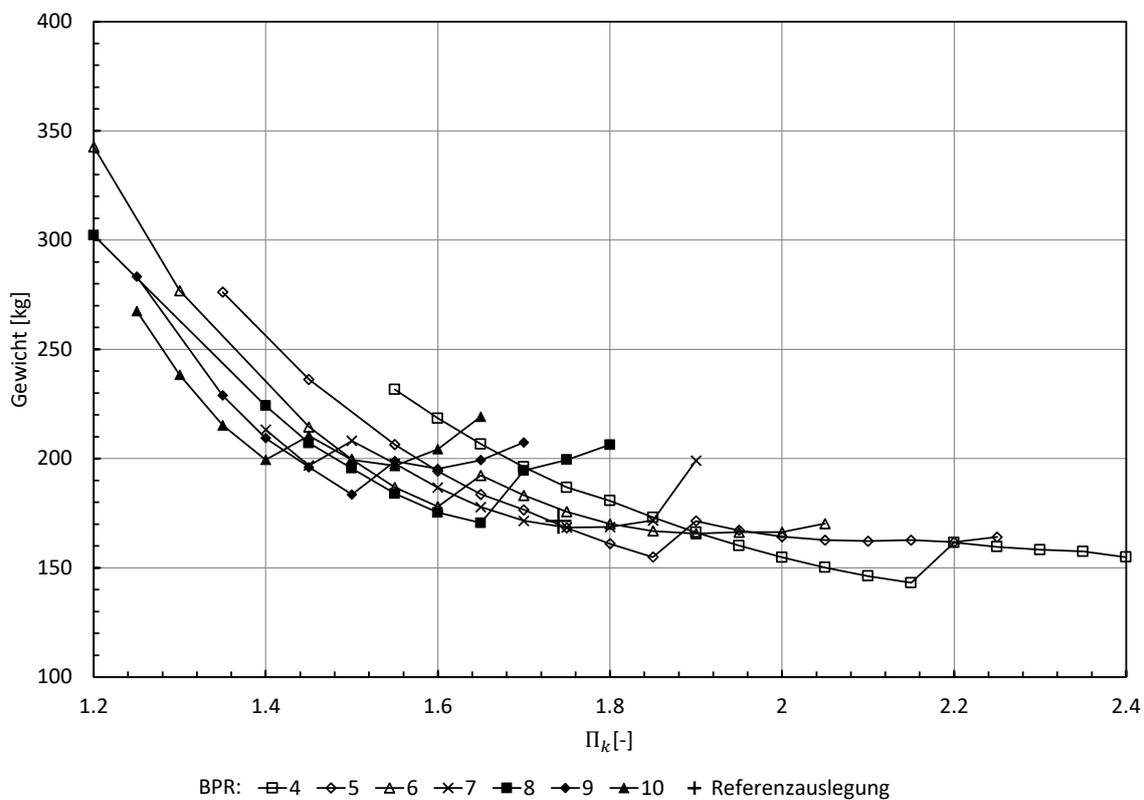
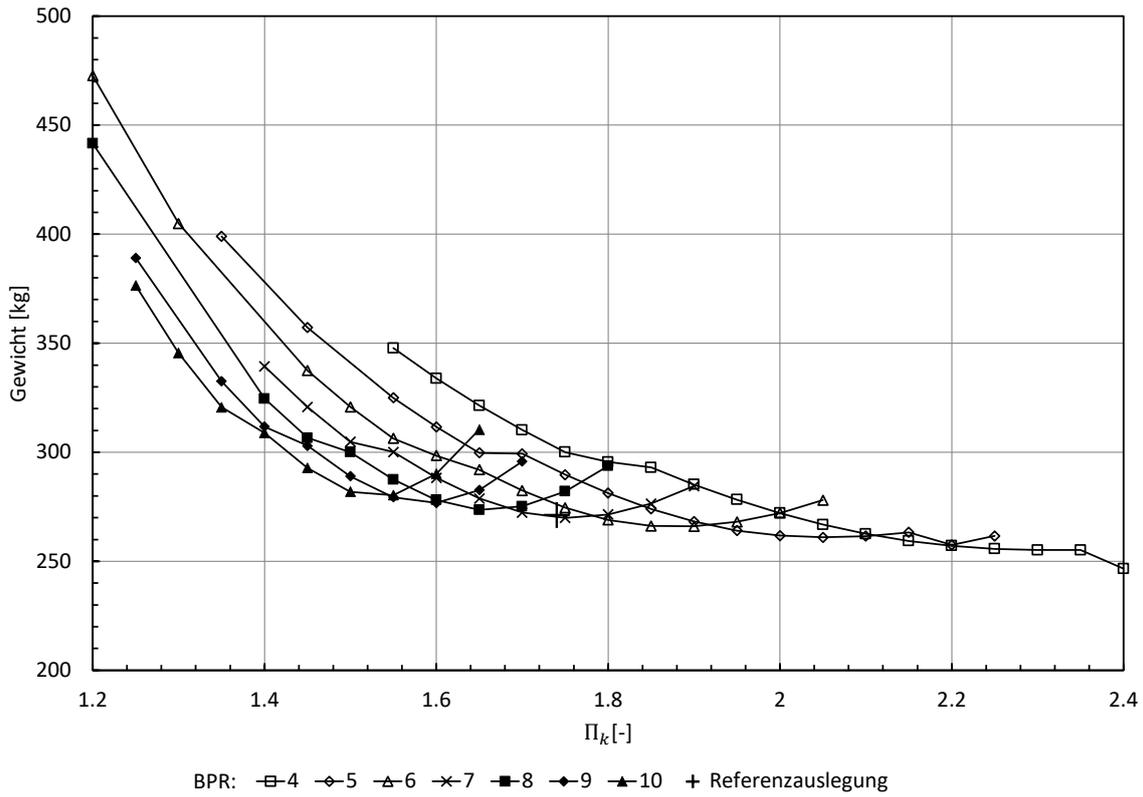
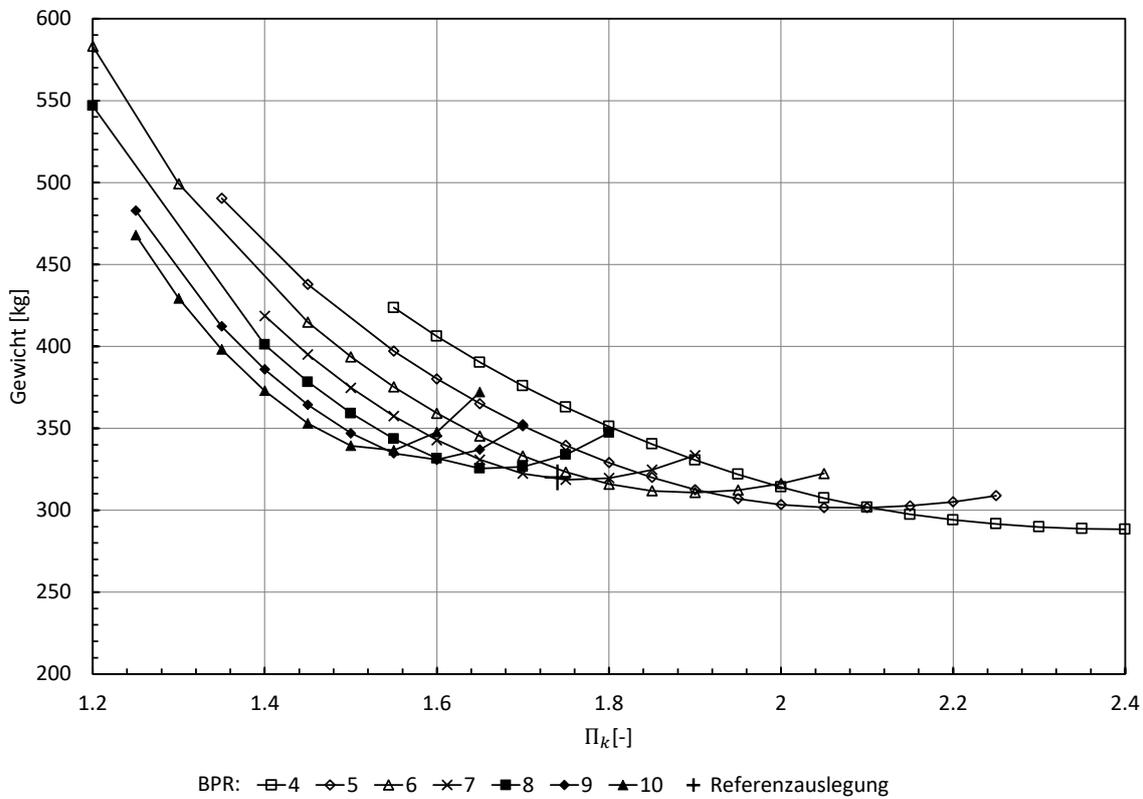


Abb. A.8: Sekundärluftströme des P&W FPS (Teil 4) [28]

Abb. A.9: Gewichtsverlauf des Fans für verschiedene BPR über Π_k Abb. A.10: Gewichtsverlauf des LPC für verschiedene BPR über Π_k

Abb. A.11: Gewichtsverlauf des HPC für verschiedene BPR über Π_k Abb. A.12: Gewichtsverlauf der Brennkammer für verschiedene BPR über Π_k

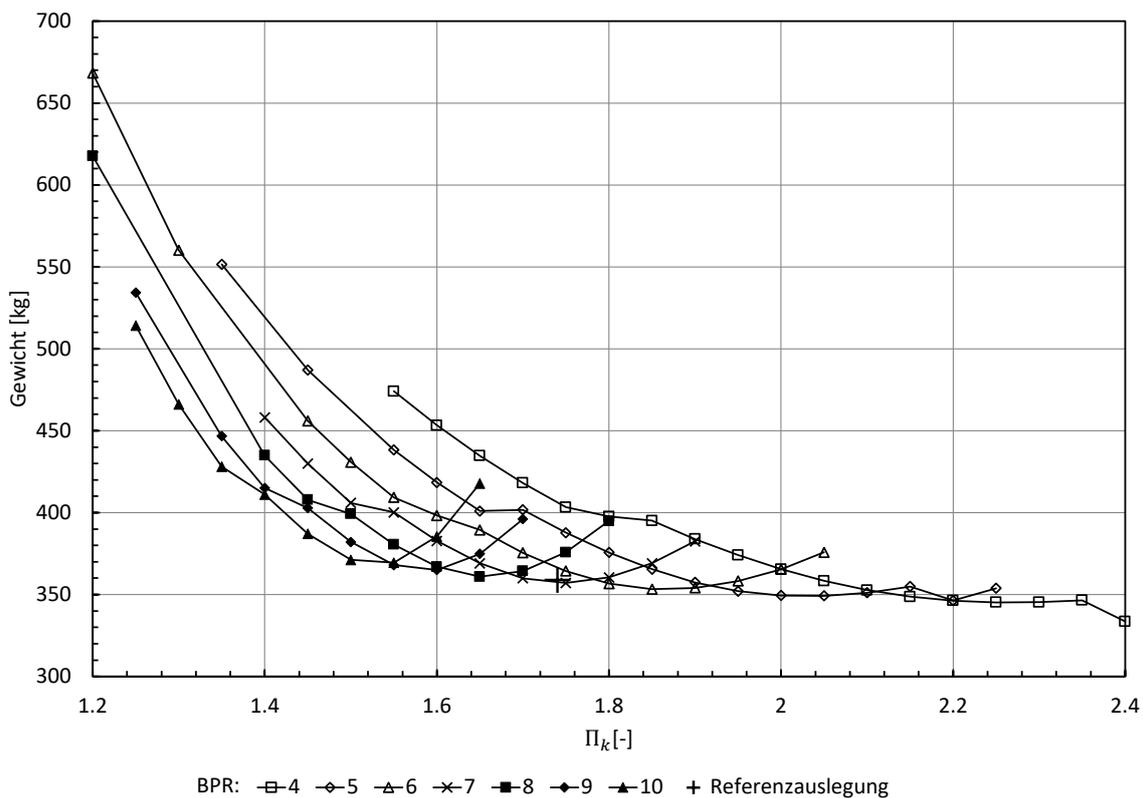


Abb. A.13: Gewichtsverlauf der HPT für verschiedene BPR über Π_k

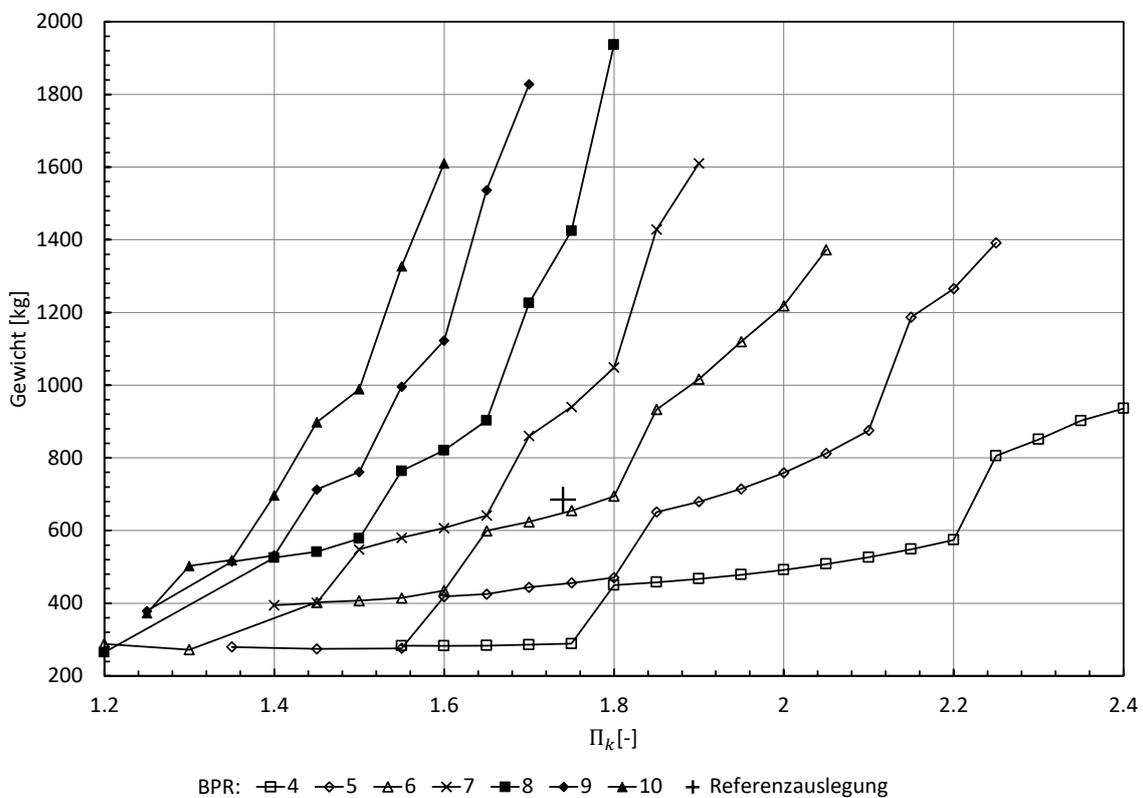
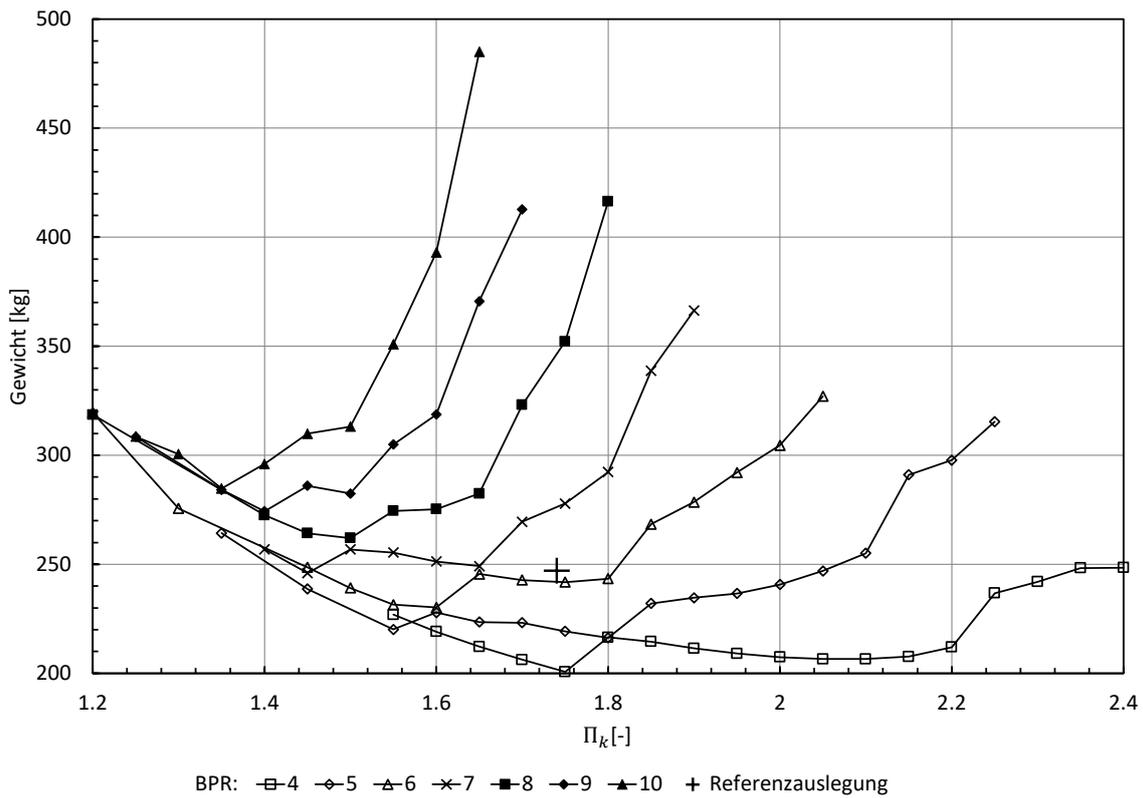
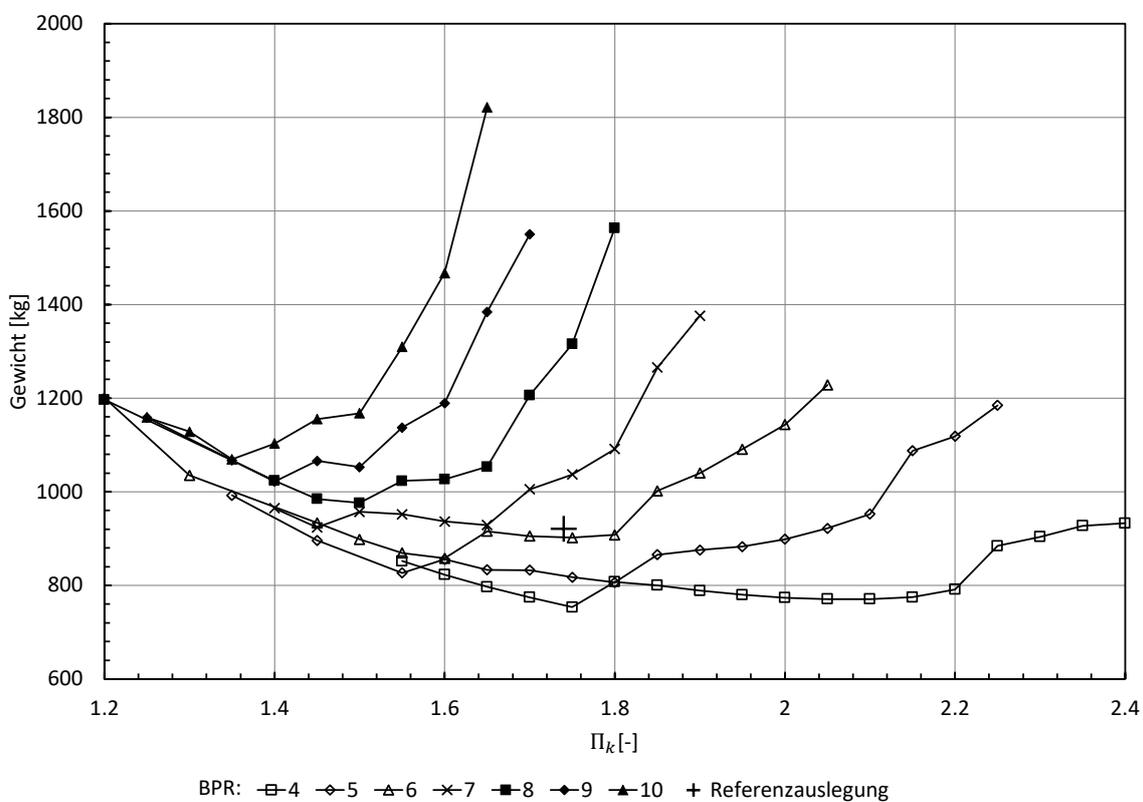


Abb. A.14: Gewichtsverlauf der LPT für verschiedene BPR über Π_k

Abb. A.15: Gewichtsverlauf der Hilfsgeräte für verschiedene BPR über Π_k Abb. A.16: Strukturgewicht für verschiedene BPR über Π_k

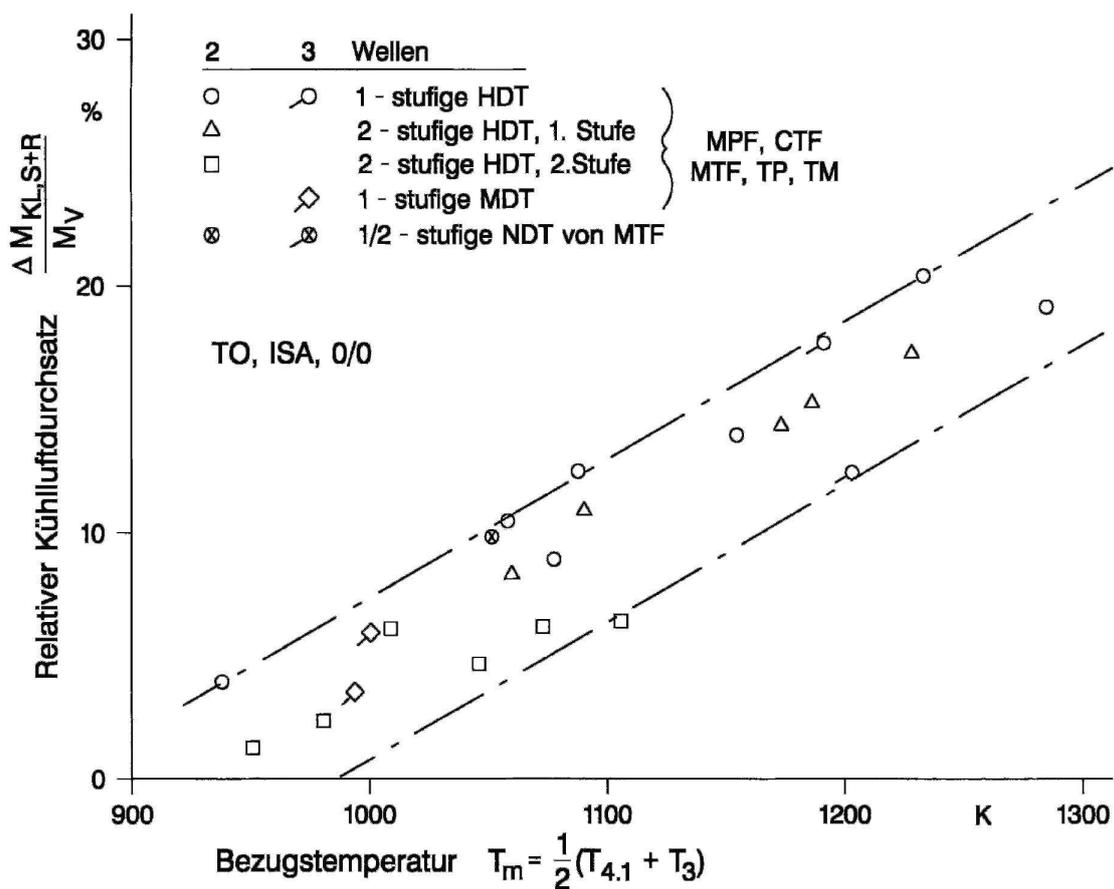
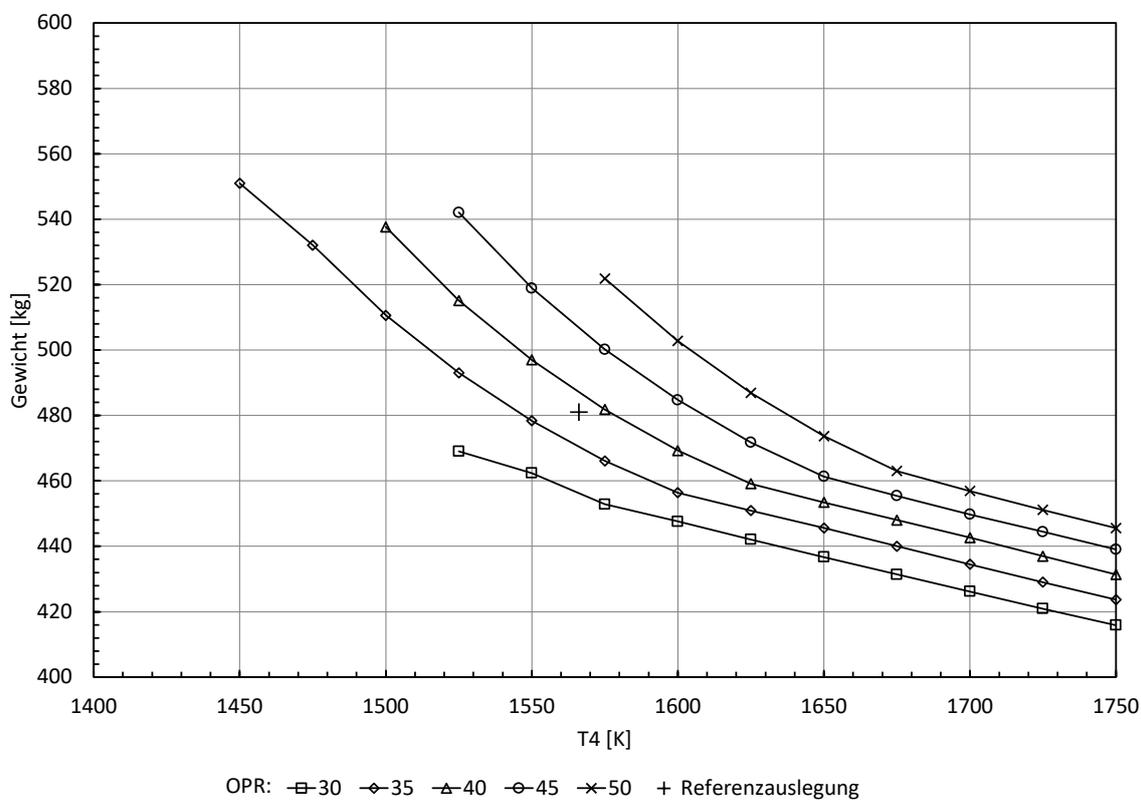
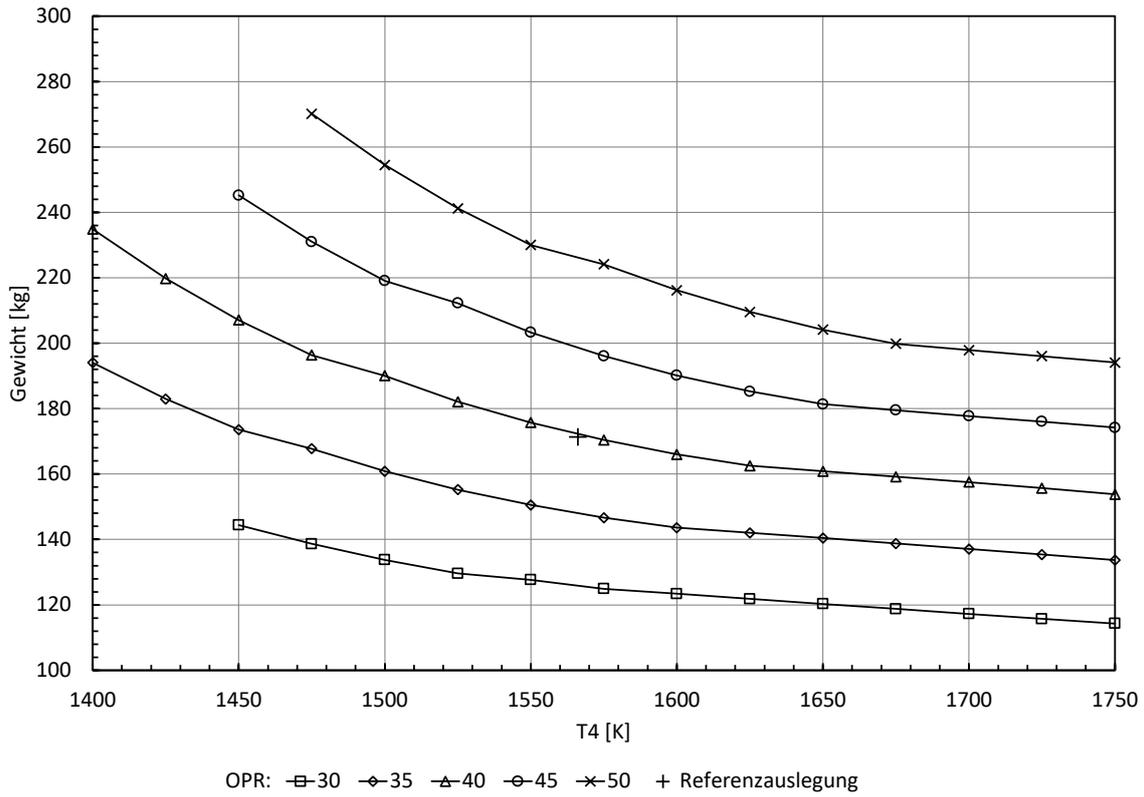
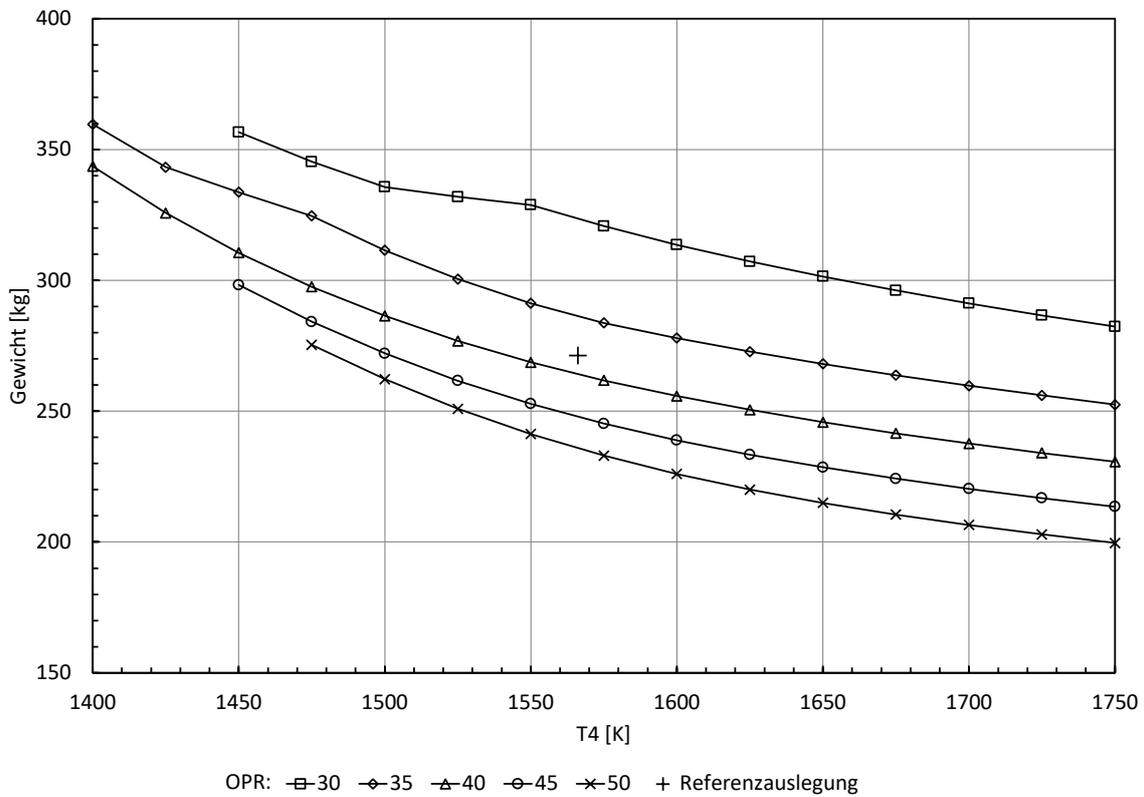


Abb. A.17: Gesamter Kühlluftbedarf für Leit- und Laufrad [17]

Abb. A.18: Gewichtsverlauf des Fans für verschiedene OPR über T_4

Abb. A.19: Gewichtsverlauf des LPC für verschiedene OPR über T_4 Abb. A.20: Gewichtsverlauf des HPC für verschiedene OPR über T_4

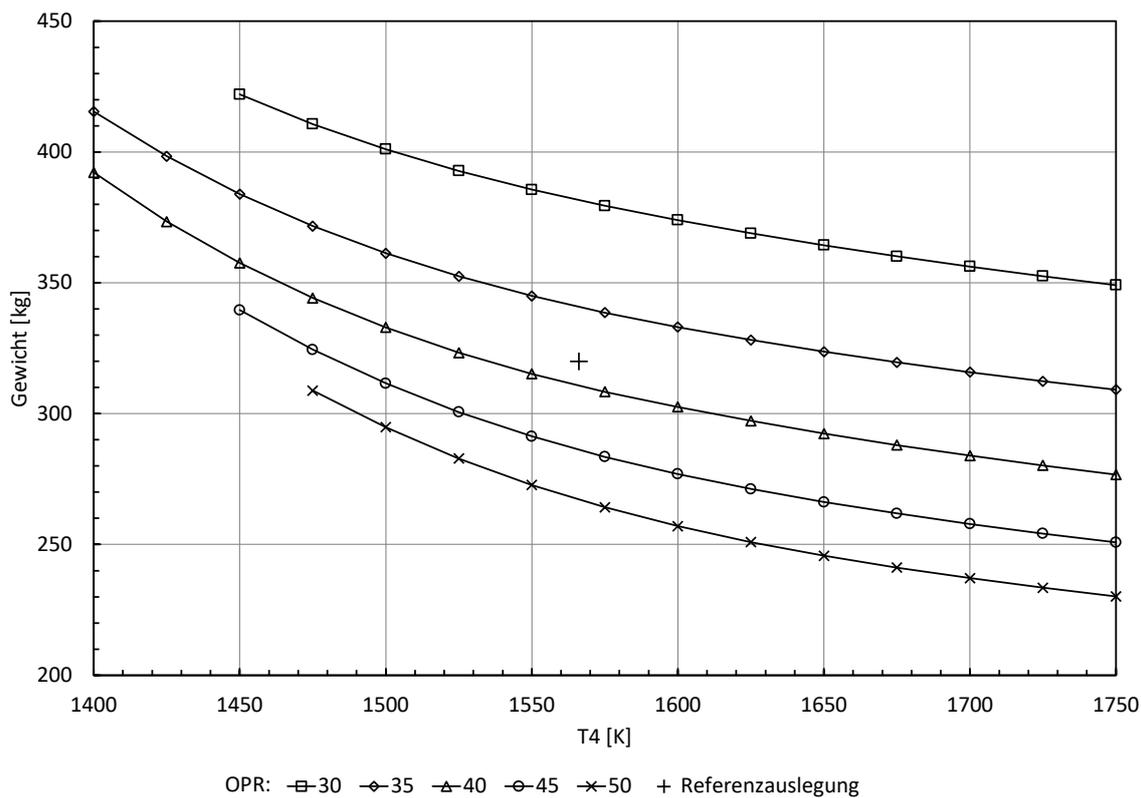


Abb. A.21: Gewichtsverlauf der Brennkammer für verschiedene OPR über T_4

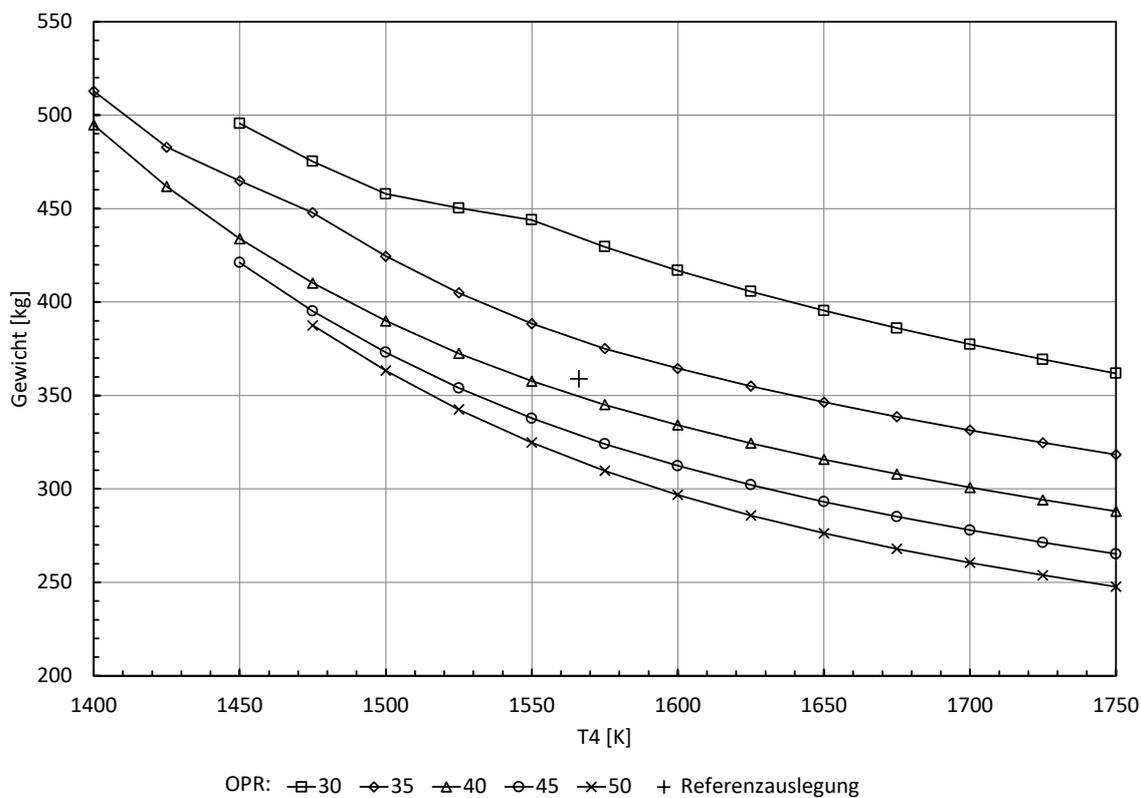
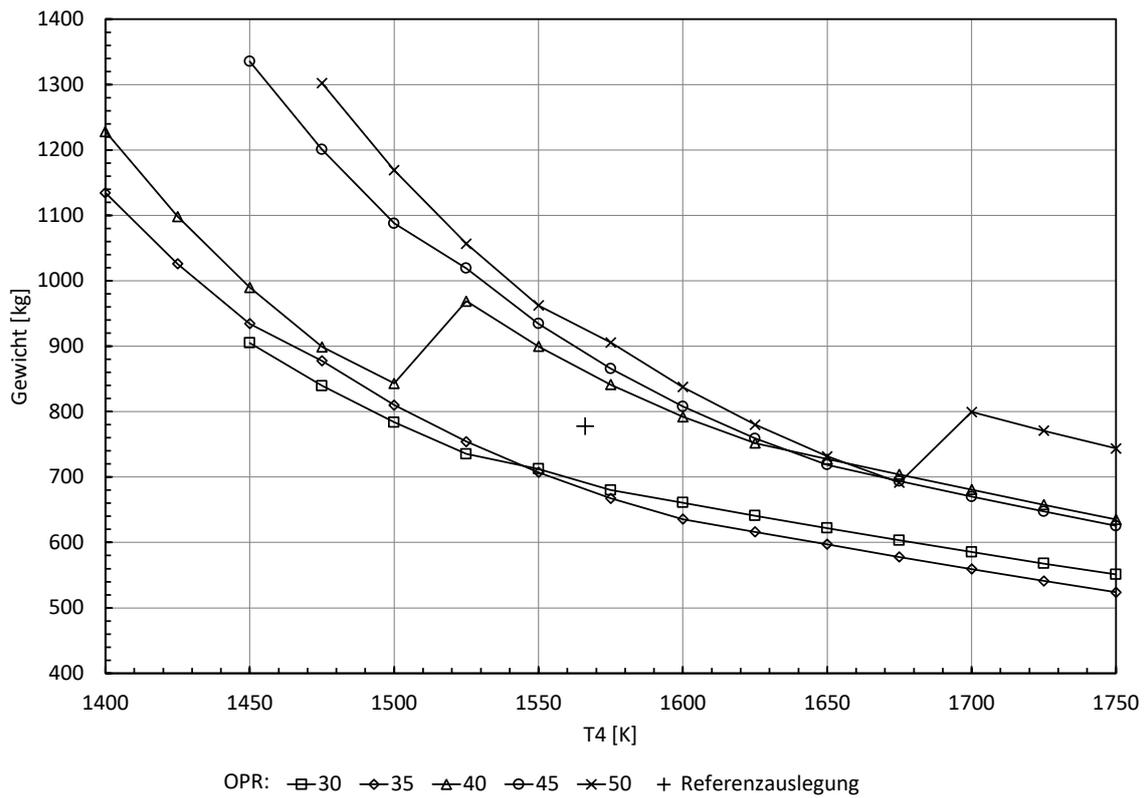
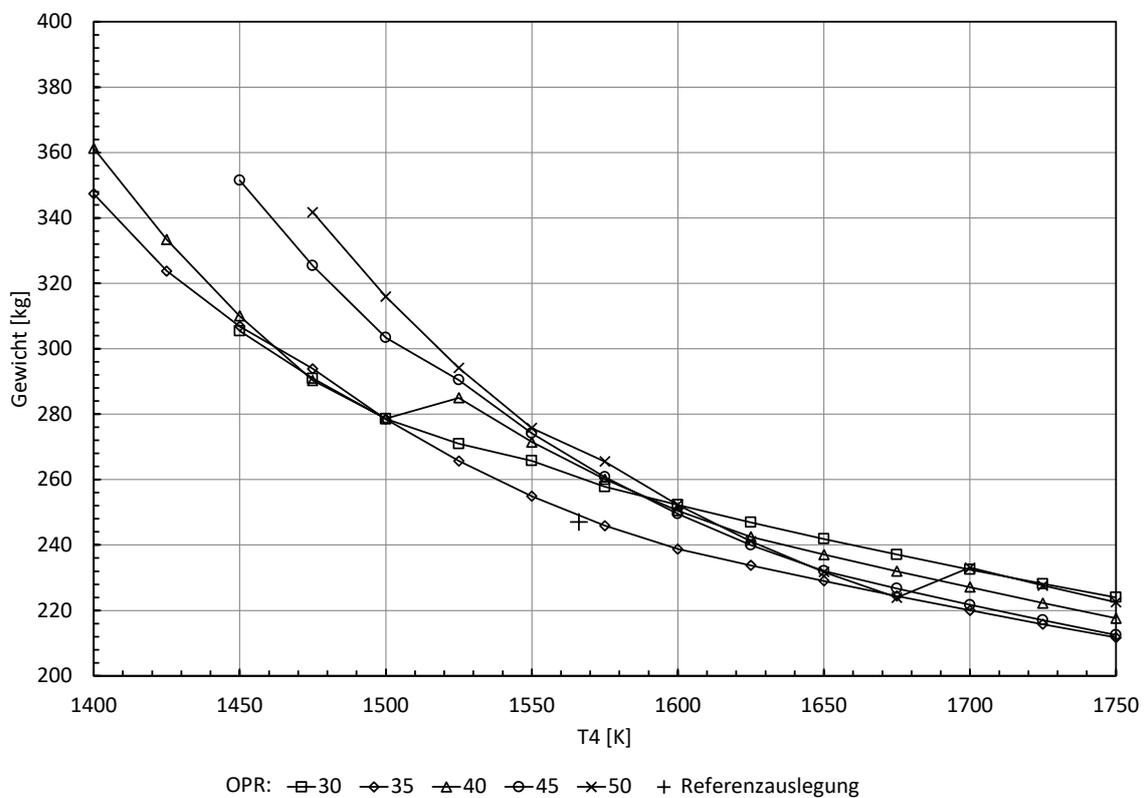


Abb. A.22: Gewichtsverlauf der HPT für verschiedene OPR über T_4

Abb. A.23: Gewichtsverlauf der LPT für verschiedene OPR über T_4 Abb. A.24: Gewichtsverlauf der Hilfsgeräte für verschiedene OPR über T_4

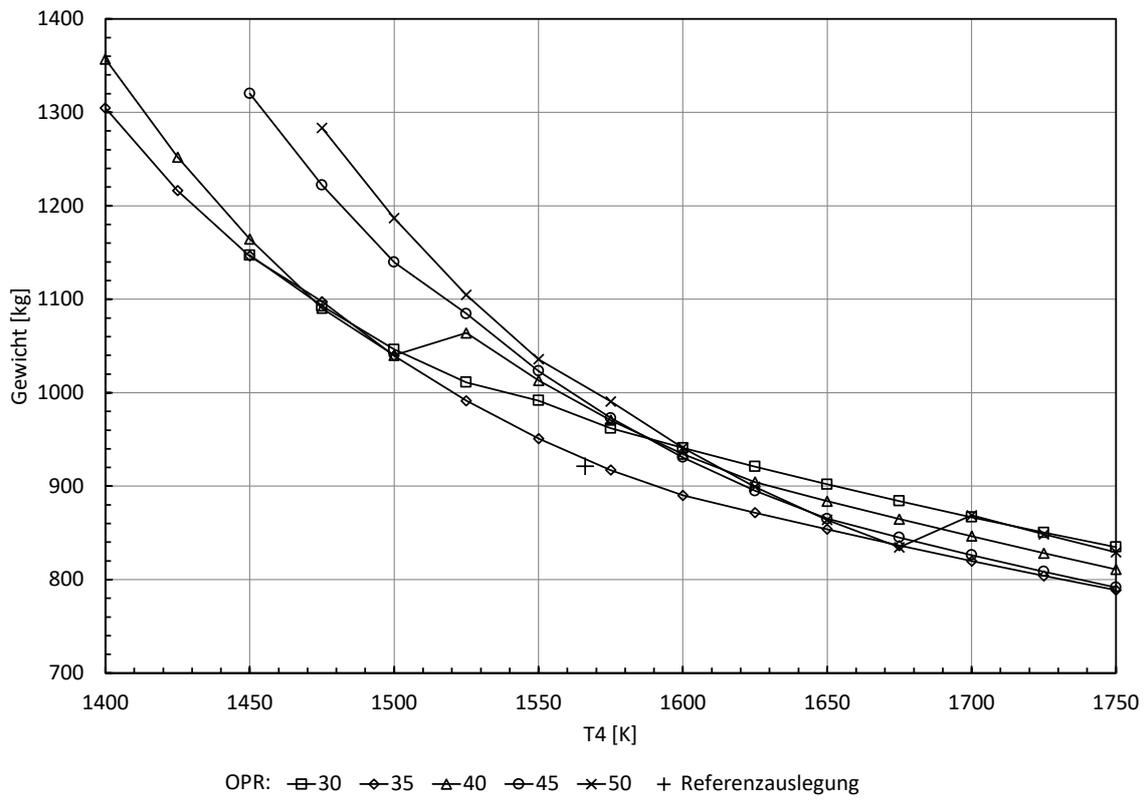


Abb. A.25: Strukturgewicht für verschiedene OPR über T_4