



# Entwicklung, Implementierung und Anwendung eines Verfahrens zur Integration von 3D-CFD-Turbokomponentensimulationen in die Gesamtsystemanalyse von Fluggasturbinen

Dissertation zur Erlangung des Grades Doktor-Ingenieur

der Fakultät für Maschinenbau der Ruhr-Universität Bochum

> vorgelegt von Carsten Hollmann aus Bochum

> > Bochum 2022

Dissertation eingereicht am: Tag der mündlichen Prüfung: Erstgutachter: Zweitgutachter: 03. März 2022 21. April 2022 Prof. Dr.-Ing. Reinhard Mönig Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch

### Vorwort und Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter der Abteilung Triebwerk am Institut für Antriebstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln.

Mein herzlicher Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Mönig für die Betreuung meiner Arbeit, seine hilfreichen Anmerkungen sowie die Übernahme des Erstgutachtens. Weiterhin danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Peitsch herzlich für seine konstruktiven Anmerkungen sowie für die Übernahme des Zweitgutachtens.

Sehr herzlich bedanke ich mich weiterhin bei meinen Kollegen des Instituts für Antriebstechnik, die mich während meiner Zeit beim DLR begleitet haben und mir stets mit moralischer und fachlicher Unterstützung zur Seite standen. Der kollegiale und freundschaftliche Umgang am Institut und insbesondere innerhalb der Abteilung hat wesentlich zum Gelingen der vorliegenden Arbeit beigetragen.

Abschließend bedanke ich mich in besonderem Maße bei meiner gesamten Familie für die moralische Unterstützung bei der Anfertigung dieser Arbeit. Insbesondere gilt mein Dank meiner Ehefrau Britta sowie meinen Eltern, die mich auf meinem bisherigen Weg stets und über alle Maßen unterstützt haben.

### Kurzzusammenfassung

Der Luftfahrtsektor sieht sich aktuell mit großen Herausforderungen konfrontiert. Ambitionierte Umweltziele zur Reduktion von Schadstoff- und Lärmemissionen erfordern entschlossenes und vor allem gemeinsames Handeln von Entwicklern, Herstellern und Betreibern auf verschiedensten Gebieten der Luftfahrtforschung. Auch wenn alternative Antriebskonzepte aktuell intensiv im Rahmen der Forschung betrachtet werden und zunehmend an technologischer Reife gewinnen, wird die Gasturbine auf absehbare Zeit das dominierende Antriebssystem der kommerziellen Luftfahrt sein. Die weitere Effizienzsteigerung einzelner Gasturbinenkomponenten gestaltet sich aufgrund der bereits hohen technologischen Reife allerdings zunehmend schwieriger. Neben der isolierten Betrachtung und Optimierung einzelner Komponenten gewinnt daher die Bewertung des Komponentenverhaltens im Kontext des Gesamtsystems zunehmend an Bedeutung. Um den zur Untersuchung vieler Phänomene erforderlichen hohen Detailgrad in der Simulation hierbei aufrechterhalten zu können, eignet sich der Ansatz der Multi-Fidelity Simulation, durch den einzelne Komponenten und Effekte auf quasi beliebigem Detailgrad abgebildet und die jeweiligen Erkenntnisse in die Analyse des Gesamtsystemverhaltens übertragen und gewinnbringend genutzt werden können.

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung, Implementierung und Anwendung eines solchen Multi-Fidelity-Verfahrens zur Integration von 3D-CFD-Turbokomponentensimulationen in die Gesamtsystemanalyse von Fluggasturbinen. Hierzu erfolgt zunächst eine detaillierte Vorstellung unterschiedlicher Vorgehensweisen sowie deren Diskussion hinsichtlich ihrer jeweiligen Eignung für eine kombinierte Betrachtung von hochauflösenden 3D-CFD-Simulationen und thermodynamischer Gesamtsystemsimulation. Auf die Auswahl einer geeigneten Vorgehensweise folgt die Entwicklung und methodische Formulierung des eigentlichen Verfahrens, dessen Funktionalität im Anschluss anhand eines generischen Anwendungsfalles demonstriert und detailliert diskutiert wird.

Es folgt die Anwendung des entwickelten Verfahrens im Rahmen zweier unterschiedlicher Anwendungsfälle. Zunächst werden die Auswirkungen von Performanceeinbußen einzelner Komponenten auf die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems untersucht. Hierfür wird der Rotorspalt im 3D-CFD-Modell eines Fans variiert und die hochauflösende Simulation mit einem thermodynamischen Gesamtsystemmodell gekoppelt. Dieses Vorgehen erlaubt die Untersuchung des Einflusses eines wachsenden Rotorspaltes auf indikative Leistungsparameter und somit eine Beurteilung der resultierenden Defizite hinsichtlich Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit des Triebwerks. Weiterhin werden die Fähigkeiten der Multi-Fidelity-Simulation eingesetzt, um den zu erwartenden Benefit durch Grenzschichteinsaugung auf der Ebene des Antriebssystems für eine spezifische Flugzeugkonfiguration zu untersuchen. Hierbei wird ebenfalls ein 3D-CFD-Fan Modell mit einem thermodynamischen Gesamtsystemmodell gekoppelt und mit inhomogenen Eintrittsrandbedingungen beaufschlagt. Dieses Vorgehen erlaubt die Untersuchung des Einflusses der Grenzschichtströmung auf die aerodynamische Leistungsfähigkeit des Fans sowie die resultierenden Effekte auf Gesamtsystemebene.

### Inhaltsverzeichnis

Ab	bildu	ingsver	zeichnis	V
Та	belle	nverzei	chnis	Х
No	Nomenklatur			Х
1.	Einl	eitung		1
	1.1.	Einfüh	rung in die Multi-Fidelity-Simulation	4
	1.2.	Rückb	lick und Stand der Technik	6
	1.3.	Zielset	zung und Aufbau der Arbeit	12
2.	Tecl	hnologi	scher Hintergrund	14
	2.1.	Therm	nodynamische Gesamtsystemsimulation durch Leistungssynthese .	14
		2.1.1.	Design-Rechnung	15
		2.1.2.	Off-Design-Rechnung	18
		2.1.3.	Skalierung von Komponentenkennfeldern	20
	2.2.	Aerod	ynamische Simulation von Turbokomponenten	22
		2.2.1.	1D-Mittelschnittverfahren	23
		2.2.2.	2D-Mehrschnittverfahren	25
		2.2.3.	3D-Computational Fluid Dynamics	27
	2.3.	Fidelit	y übergreifender Austausch von Randbedingungen	28
	2.4.	Strate	gien zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation	35
		2.4.1.	Direkte Integration	35
		2.4.2.	Kennfeldberechnung	37
		2.4.3.	Iterative Kennfeldskalierung	40
		2.4.4.	Diskussion und Gegenüberstellung der Kopplungsstrategien	42
3.	Auto	omatisi	erte Kennfeldskalierung zur Kopplung von Gesamtsystem- und	
	Kon	nponen	tensimulation	47
	3.1.	Prozes	skette	48
	3.2.	Strate	gien zur Skaliererberechnung	50
		3.2.1.	Analytische Skaliererberechnung	51
		3.2.2.	Gradientenbasierte Skaliererberechnung	56
		3.2.3.	Optimierungsgestützte Skaliererberechnung	60
	3.3.	Demo	nstration des entwickelten Verfahrens	64
		3.3.1.	Modellierung	64
		3.3.2.	Randbedingungen und einleitende Studien	73
		3.3.3.	Gegenüberstellung der Strategien zur Skaliererberechnung	74

4.	<ul> <li>Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Komponentenverschlechterungen auf die Triebwerksperformance</li> <li>4.1. Definition des Anwendungsfalls</li></ul>	<b>81</b> 81 84
5.	Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance         5.1. Definition des Anwendungsfalls         5.2. Grundlegende Betrachtungen zum Effekt von Grenzschichteinsaugung auf das Antriebssystem         5.3. Modellierung         5.4. Ergebnisse	<b>100</b> 100 102 106 115
6.	Fazit und Ausblick	130
Lit	eraturverzeichnis	134
An	hang	144
Α.	Thermodynamische Triebwerksmodelle	145
B.	Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 3	146
C.	Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 4	158
D.	<b>Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 5</b> D.1. Herleitung zum Verhältnis der Strahlleistungen bei BLI und freier Anströmung	<b>165</b> 165
	D.2. Herleitung zum Verhältnis zwischen von Grenzschichtfluid benetzter Fläche und Gesamtfläche	167

# Abbildungsverzeichnis

2.1.	Beispielhafte Darstellung eines Verdichterkennfeldes inkl. Betriebslinie und Hilfskoordinate $\beta$	19
22	Definition von S1- und S2-Ebenen im Strömungskanal	26
2.2.	Umwandlung von Daten zwischen unterschiedlichen Fidelity-Stufen	$\frac{20}{29}$
2.0.2	Definition von Bingraumfläche und Berechnungsgitter	30
2.4. 2.5	Boispiele für analytische Vorteilungsfunktionen in Polarkoordinaten und	00
2.0.	kartesischen Koordinaten bei einem Radienverhältnis von $\frac{r_{max}}{r_{min}} = 4$	32
2.6.	Schematische Darstellung der Grenzschichtentstehung bei Änströmung einer ebenen Platte	32
2.7.	Verschiedene Totaldruckverteilungen basierend auf der Approximation einer turbulenten Grenzschicht mit einer Grenzschichthöhe von $\frac{\delta}{\Delta r} = 0.3$	
	bei einem Radienverhältnis von $\frac{r_{max}}{r} = 4$	34
2.8.	Vergleich des erwarteten Berechnungsaufwandes für verschiedene Arten der Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation	45
3.1.	Schematischer Ablauf der Kopplung von Gesamtsystem- und Kompo-	
	nentensimulation durch Kennfeldskalierung	48
3.2.	Beispielhafte Skalierung des Totaldruckverhältnisses $\Pi_t$ und des isentro-	
	pen Wirkungsgrades $\eta_{is}$ entsprechend dem Vorgehen bei analytischer	
0.0	Skaliererberechnung	52
3.3. 3.4.	Schematische Darstellung der durchgeführten Optimierung	63
	Modul- und Stationsbezeichnung nach internationalem Standard	66
3.5.	Charakteristik der Fan-Komponente für Nebenstrom- und Kernstrom- bereich	67
3.6.	Schematische Darstellung des CFD-Modells der Fan-Komponente des	
	IAE-V2527-A5 Triebwerks	68
3.7.	Topologie der Zielfunktion $O(\mathbf{s})$ auf zweidimensionalen, durch das Opti- mum umlaufenden Elöchen innerhalb des freizerschenen Deremeterreums	
	für den Betriebenunkt CP	74
20	Angehl henötigter Iterationen gwigehen Cegemtsystem, und Komponen	14
5.0.	tongimulation für die verschiedenen Lestperemeter (CP)	75
2.0	Verlauf der Posiduen über die zur Konvergenz benötigten Iterations	75
5.9.	schritte für den Lastparameter $FN$ (CR)	76
3.10.	Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterati-	
	onsschritte für den Lastparameter $FN$ (CR) $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$	77
3.11.	Anzahl benötigter Iterationen in Abhängigkeit des relativen Nettoschubes bei CR-Umgebungsbedingungen	80
4.1.	Darstellung des Rotorspaltes $\Delta r_{tip}$ im 3D-CFD-Rechennetz des Fans für Spaltmaße von 1.0mm und 5.0mm	83

4.2.	3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und	0.4
4.9	isentropem Wirkungsgrad des Fans (CR)	84
4.3.	Vorhersage des UD-Gesamtsystemmodels zur Veranderung von Netto-	05
4 4	schub und spezifischem Brennstonverbrauch (CR)	85
4.4.	Vorhersage des UD-Gesamtsystemmodels zur Veranderung der mechani-	
	schen Drehzahlen von HDW und NDW (CR)	85
4.5.	Veränderung der Massenströme in Kern- und Nebenstrom (CR)	86
4.6.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	
	tischer Leistungsparameter des NDV (CR)	87
4.7.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
	temperatur und Totaldruck am Eintritt des NDV (CR)	87
4.8.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung	
	im NDV (CR)	88
4.9.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Pump-	
	grenzabstandes in NDV und HDV (CR)	89
4.10.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
	temperatur und Totaldruck am Eintritt des HDV (CR)	89
4.11.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	
	tischer Leistungsparameter des HDV (CR)	90
4.12.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung	
	im HDV (CR)	90
4.13.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
	temperatur und Totaldruck am Eintritt der Brennkammer (CR)	91
4.14.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
	temperatur und Totaldruck am Eintritt der HDT sowie Totaltemperatur	
	am Austritt der NDT (CR)	91
4.15.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Brennstoff-	
	Luft Verhältnisses am Austritt der Brennkammer (CR)	92
4.16	Schematischer Verlauf der Kühl´schen Geraden im Verdichterkennfeld	93
4 17	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Aufheiz-	00
1.11.	verhältnisses im Kerntriebwerk (CR)	94
4 18	Vorhersage des OD-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	01
ч.10.	tischer Leistungsparameter der HDT (CB)	94
1 10	Vorhersage des OD-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	51
4.15.	tischer Leistungsparameter der NDT (CB)	95
1 20	Veränderung von Vertriebewirkungsgrad, thermischen Wirkungsgrad	50
4.20.	und Coseptwirkungsgrad (CB)	06
1 91	Veränderung von Fintritte und Austrittemassenstrem sowie idealer	90
4.21.	$\mathcal{D}_{\text{incomposed}}$ veranderung von Eintritts- und Austrittsmassenström sowie idealer	07
4 99	Veränderung der finalen Faltanskalieren (CD)	91
4.22.	Veränderung der innalen Faktorskaherer $(CR)$	90
4.23.	veranderung der finalen Deitaskallerer $(CR)$	98
5.1.	Verhältnis der Strahlleistungen bei freier und verzögerter Anströmung in	
5.1.	Abhängigkeit des Grades der Verzögerung durch Grenzschichteinsaugung	104
5.2	DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfiguration [88]	106
5.3	Schematische Darstellung des vereinfachten aus der DLR-D165-2035-TR	
5.5.	Konfiguration resultierenden Grenzschichtprofils am Triebwerkseintritt	107

5.4.	Totaldruckverteilung am Eintritt des Fans für relative Grenzschichthöhen $\frac{\delta}{\delta}$ von 5% (links) bzw. 50% (rechts)	108
5 5	$r_{fan}$ (IIIII) Sin (IIIII) Sin (IIIII) Sin (IIIII) (IIIII) Sin (IIII) Sin (IIIII) Sin (IIII) Sin (IIII	100
0.0.	der relativen Grenzschichthöhe $\frac{\delta}{T_{far}}$	109
5.6.	Schematischer Aufbau des DLR-gGTF Triebwerks mit zugehöriger Modul-	
	bzw. Stationsbezeichnung	109
5.7.	2D-Schnittdarstellung des DLR-gGTF Triebwerks	111
5.8.	Aufbau des DLR-gGTF 3D-CFD-Fan-Modells	112
5.9.	Schematische Darstellung der Totaldruckeinstellung im Rahmen der gekoppelten Simulationen unter BLI-Einfluss	114
5.10	Anteil der durch das Grenzschichtfluid benetzten Fläche bezogen auf die	
	Gesamtfläche in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe	116
5.11	Veränderung des gemittelten Totaldrucks am Triebwerkseintritt für	
	Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe	
	(CR)	116
5.12	Veränderung der mittleren Absolutgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt	
	für Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschicht-	
	höhe (CR) $\ldots$	117
5.13	Veränderung der mittleren statischen Temperatur am Triebwerkseintritt	
	für Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschicht-	
	hohe (CR)	117
5.14.	Veranderung der Massenstrome in Kern- und Nebenstrom in Abhangig-	110
F 1 F	Reit der relativen Grenzschichtnone $(CR)$	118
5.15.	des kumulierten Wertes in Abhängigkeit der relativen Crenzschiehthähe	
	(CR)	119
5 16	3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und	115
0.10	isentropem Wirkungsgrad des Fans in Abhängigkeit des relativen Ein-	
	trittsimpulses (CR)	120
5.17	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der mechani-	
	schen Drehzahlen von HDW und NDW in Abhängigkeit des relativen	
	Eintrittsimpulses (CR)	120
5.18	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der reduzier-	
	ten und korrigierten Massenströme in Kern- und Nebenstrombereich des	
	Fans in Abhängigkeit des relativen Eintritt simpulses (CR) $\ \ldots \ \ldots$	121
5.19	3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung der Axialgeschwindigkeit vor dem	
	Rotor in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe $\frac{\delta}{r_{fan}}$ (CR)	123
5.20	Veränderung von Widerstand, Brutto- und Nettoschub in Abhängigkeit	
	des relativen Eintrittsimpulses (CR)	124
5.21	Veränderung von Vortriebswirkungsgrad, thermischem Wirkungsgrad	
	und Gesamtwirkungsgrad in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses	
• • • •	(CR)	124
5.22	Veranderung der idealen Düsenaustrittsgeschwindigkeiten in Kern- und	105
r 00	Nebenstrom in Abhangigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)	125
5.23.	Veranderung des schubspezifischen Brennstoffverbrauchs bei konstantem	100
	Nettoschub in Abhangigkeit des relativen Eintrittsimpulses $(CR)$	120

<ol> <li>5.24.</li> <li>5.25.</li> <li>5.26.</li> <li>5.27.</li> </ol>	Veränderung isentroper Komponentenwirkungsgrade von NDV, HDV, HDT und NDT in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR) . Veränderung der finalen Faktorskalierer (CR)	127 127 128 128
A.1. A.2.	Modellrepräsentation des IAE-V2527-A5 Triebwerks in GTlab Modellrepräsentation des DLR-gGTF Triebwerks in GTlab	$\begin{array}{c} 145\\ 145 \end{array}$
B.1.	Topologie der Zielfunktion $O(s)$ auf zweidimensionalen, durch das Opti- mum verlaufenden Flächen innerhalb des freigegebenen Parameterraums für den Betriebspunkt TO	146
B.2.	Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte	147
B.3.	Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationssch	147 ritte
	für den Lastparameter $EPR$ (CR)	148
B.4.	Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lestneremeter $XN$ (CP)	140
B.5.	Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationssch	149 ritte
	für den Lastparameter $XN$ (CR)	150
B.6.	Anzahl benötigter Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponen-	- <b>-</b> -
$\mathbf{P7}$	tensimulation für die verschiedenen Lastparameter (TO)	151
D.7.	für den Lastparameters $FN$ (TO)	152
B.8.	Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationssch	ritte
D o	für den Lastparameters $FN$ (TO)	153
B.9.	Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter $FPP$ (TO)	154
B.10	Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationssch	ritte
	für den Lastparameter $EPR$ (TO)	155
B.11	. Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte	
D 19	für den Lastparameter $XN$ (TO)	156 
D.12	für den Lastparameter $XN$ (TO)	157
C.1.	3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und	
$C$ $\mathfrak{d}$	isentropem Wirkungsgrad des Fans (TO)	158
U.2.	schub und spezifischem Brennstoffverbrauch (TO)	158
C.3.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der mechani-	100
_	schen Drehzahlen von HDW und NDW (TO)	159
C.4.	Veränderung der Massenströme in Kern- und Nebenström (TO)	159
U.J.	temperatur und Totaldruck am Eintritt des NDV (TO)	159
C.6.	Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	100
	tischer Leistungsparameter des NDV (TO)	160

C.7. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung	
im NDV (TO) $\ldots$	160
C.8. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Pump-	
grenzabstandes in NDV und HDV (TO)	160
C.9. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
temperatur und Totaldruck am Eintritt des HDV (TO)	161
C.10. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	
tischer Leistungsparameter des HDV (TO) $\ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots$	161
C.11. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung	
im HDV (TO) $\ldots$	161
C.12. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
temperatur und Totaldruck am Eintritt der Brennkammer (TO)	162
C.13. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Total-	
temperatur und Totaldruck am Eintritt der HDT sowie Totaltemperatur	
am Austritt der NDT (TO)	162
C.14. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Brennstoff-	
Luft Verhältnisses am Austritt der Brennkammer (TO)	162
C.15. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Aufheiz-	
verhältnisses im Kerntriebwerk (TO)	163
C.16. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	
tischer Leistungsparameter der HDT (TO) $\ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots$	163
C.17. Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteris-	
tischer Leistungsparameter der NDT (TO) $\ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots$	163
C.18. Veränderung von Eintritts- und Austrittsmassenstrom sowie idealer	
Düsengeschwindigkeit (TO) $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$ $\ldots$	164
C.19. Veränderung der finalen Faktorskalierer (TO)	164
C.20. Veränderung der finalen Deltaskalierer (TO)	164
D.1. Geometrische Definitionen zur Berechnung der durch das Grenzschicht-	
fluid benetzten Fläche	167

## Tabellenverzeichnis

3.1.	Ausgewählte Leistungsparameter des IAE-V2527-A5 Triebwerksmodells	
	an charakteristischen Betriebspunkten	65
3.2.	Anzahl der Zellen im 3D-CFD-Modell der IAE-V2527-A5 Fan-Komponente	69
3.3.	Betriebspunkt defintionen für das thermodynamische Modell des IAE-	
	V2527-A5 Triebwerks	70
3.4.	Initiale Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimu-	
	lation für die Betriebspunkte CR und TO	73
4.1.	Betrachtete Spalthöhen zwischen Rotorbeschaufelung des Fans und Innenwand des Gehäuses	82
5.1.	Ausgewählte Anforderungen an die DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfi- guration	107
5.2.	Umgebungsbedingungen und ausgewählte Leistungsparameter des DLR- gGTF Triebwerksmodells an charakteristischen Betriebspunkten	110
5.3.	Anzahl der Zellen im DLR-gGTF 3D-CFD-Fan-Modell	112

### Nomenklatur

### Abkürzungen & Akronyme

Bedeutung
$\underline{\mathbf{A}}$ dvanced $\underline{\mathbf{T}}$ echnology $\underline{\mathbf{R}}$ esearch $\underline{\mathbf{A}}$ ircraft
$\underline{B}$ etriebs <u>l</u> inie
<u>Boundary Layer Ingestion (Grenzschichteinsaugung)</u>
$\underline{Byp}$ ass $\underline{R}$ atio (Nebenstromverhältnis)
<u>C</u> omputational <u>F</u> luid <u>D</u> ynamics (Numerische Strömungsmechanik)
<u>Cr</u> uise
<u>D</u> eutsches <u>Z</u> entrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt e.V.
<u>E</u> uropean <u>A</u> viation <u>S</u> afety <u>A</u> gency (Europäische Agentur für Flugsicherheit)
$\underline{\mathrm{E}}\mathrm{nd}$ - $\underline{\mathrm{o}}\mathrm{f}$ - $\underline{\mathrm{F}}\mathrm{ield}$
<u>Engine</u> <u>Pressure</u> <u>R</u> atio
<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>A</u> dministration
<u>Full Authority Digital Engine Control</u>
<u>F</u> uel to <u>A</u> ir <u>R</u> atio (Brennstoff-Luft-Verhäntnis)
<u>Fuel Heating Value (Heizwert)</u>
$\underline{\mathbf{G}} \underline{\mathbf{e}} \underline{\mathbf{a}} \underline{\mathbf{b}} \underline{\mathbf{o}} \underline{\mathbf{x}} $ (Getriebe)
$\underline{\mathbf{G}}$ eneric $\underline{\mathbf{G}}$ eared $\underline{\mathbf{T}}$ urbo <u>f</u> an
$\underline{G}$ as $\underline{T}$ urbine $\underline{lab}$ oratory
<u>H</u> igh <u>P</u> ressure <u>C</u> ompressor (Hochdruckverdichter)
<u>High Pressure Turbine (Hochdruckturbine)</u>
<u>International Aero Engines</u>
International $\underline{C}$ ivil $\underline{A}$ viation $\underline{O}$ rganization
<u>Inlet Guide V</u> ane
<u>International Standard Atmosphere</u>
$\underline{\mathbf{L}}$ ow-Storage- $\underline{\mathbf{B}}$ royden- $\underline{\mathbf{F}}$ letcher- $\underline{\mathbf{G}}$ oldfarb- $\underline{\mathbf{S}}$ hanno Verfahren
$\underline{\mathbf{L}}$ ow $\underline{\mathbf{P}}$ ressure $\underline{\mathbf{C}}$ ompressor (Niederdruckverdichter)

Abkürzung	Bedeutung		
LPT <u>Low Pressure Turbine (Niederdruckturbine)</u>			
MFS	$\underline{M}$ ulti- $\underline{F}$ idelity- $\underline{S}$ imulation		
NPSS	<u>N</u> umerical <u>P</u> ropulsion <u>System</u> <u>Simulation</u>		
OGV	$\underline{O}$ utlet $\underline{G}$ uide $\underline{V}$ ane		
OPR	<u>Overall Pressure Ratio</u>		
PERFECT	Preliminarry Design and Evaluation of Future Engine Concepts		
PAX	<u>Persons</u> <u>Approximately</u>		
PG	<u>P</u> umpgrenze		
PGA	$\underline{P}ump\underline{g}renz\underline{a}bstand$		
PROOSIS	<u>Propulsion Object Oriented Simulation Software</u>		
RANS	<u>Reynolds Averaged Navier Stokes</u>		
SAE	<u>Society of Automotive Engineers</u>		
STARC-ABL	Single-aisle <u>T</u> urboelectric <u>Airc</u> raft with <u>Aft B</u> oundary <u>Layer</u> propulsion		
TCDS	<u>Type</u> <u>Certification</u> <u>Data</u> <u>Sheet</u>		
ТО	$\underline{\mathrm{T}}\mathrm{ake}$ - $\underline{\mathrm{O}}\mathrm{f}\mathrm{f}$		
TOC	$\underline{\mathrm{T}}\mathrm{op}-\underline{\mathrm{o}}\mathrm{f}-\underline{\mathrm{C}}\mathrm{limb}$		
TuLam	<u>T</u> oughen <u>up</u> <u>Lam</u> inar Technology		
TRACE	$\underline{T}$ urbomachinery $\underline{R}$ esearch $\underline{A}$ erodynamics $\underline{C}$ omputational $\underline{E}$ nvironment		
TSFC	<u>Thrust Specific Fuel</u> Consumption (Schubspezifischer Brennstoffverbrauch)		

#### Formelzeichen

Ist die Einheit eines Formelzeichens im Folgenden mit [\*] gekennzeichnet, kann diese nicht eindeutig angegeben werden und hängt vom Kontext ab, in dem der jeweilige Parameter verwendet wird. Einige Formelzeichen sind in ihrer Bedeutung mehrfach belegt. Die jeweilige Bedeutung bzw. Einheit ist daher dem Kontext der jeweiligen Verwendung zu entnehmen.

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Fläche	$[m^2]$
a	Unveränderliche Randbedingung	[*]
a	Steigung einer Geraden	[—]
b	Veränderliche Randbedingung	[*]
b	y-Achsenabschnitt einer Geraden	[*]
С	Nebenbedingung der Optimierung	[*]
D	Delta Kennfeldskalierer	[—]
EPR	Engine Pressure Ratio	[—]
F	Faktor Kennfeldskalierer	[—]
FAR	Brennstoff-Luft-Verhältnis	[—]
FHV	Heizwert (Fuel Heating Value)	$[Jkg^{-1}]$
FN	Nettoschub (Net Thrust)	[N]
FD	Widerstand (Drag)	[N]
FG	Bruttoschub (Gross Thrust)	[N]
i	Iterationsschritt	[—]
M	Impuls pro Zeiteinheit (Momentum)	[N]
Ma	Machzahl	[—]
m	Kennfeldauflösung	[—]
N	Drehzahl	$[s^{-1}]$
n	Anzahl	[—]
0	Zielfunktion (Objective Function)	[—]
OPR	Overall Pressure Ratio	[—]
P	Leistung	[W]
p	Druck	[Pa]
p	Anzahl freier Parameter	[—]
PGA	Pumpgrenzabstand	[—]
Q	Wärmestrom	[W]

#### Lateinische Formelzeichen

Symbol	Bedeutung	Einheit
R	Spezifische Gaskonstante	$[Jkg^{-1}K^{-1}]$
R	Residuum	[-]
r	Radius	[m]
r	Polarkoordinate in radialer Richtung	[m]
Re	Reynolds-Zahl	[-]
s	Kennfeldskalierer allgemein	[-]
T	Temperatur	[K]
TSFC	Schubspezifischer Brennstoffverbrauch	$[gkN^{-1}s^{-1}]$
v	Geschwindigkeit	$[ms^{-1}]$
W	Massenstrom	$[kgs^{-1}]$
x	Leistungsparameter der Gesamtsystemsimulation	[*]
x	Kartesische Koordinatenrichtung $\mathbf{x}$	[m]
y	Spezifische Schaufelarbeit	$[Jkg^{-1}]$
y	Kartesische Koordinatenrichtung y	[m]
2	Kartesische Koordinatenrichtung z	[m]

#### Griechische Formelzeichen

Symbol	Bedeutung	Einheit
$\kappa$	Isentropenexponent	[-]
Ω	Kumulierter Berechnungsaufwand	[-]
ω	Spezifischer Berechnungsaufwand	[-]
$\Phi$	Winkel	[rad]
$\Phi$	Polarkoordinate in Umfangsrichtung	[rad]
Π	Druckverhältnis	[-]
$\Psi$	Entropiefunktion	[-]
$\Delta$	Delta (Relative oder absolute Differenz)	[*]
δ	Grenzschichthöhe	[m]
$\eta$	Wirkungsgrad	[-]
ρ	Dichte	$[kg  m^{-3}]$
ν	Kinematische Viskosität	$[m^2  s^{-1}]$
τ	Aufheizverhältnis	[-]
σ	Gewichtungsfaktor	[-]

### Indizes

Index	Bedeutung	
ax	In axialer Richtung	
b	Nebenstrom (Bypass)	
bl	Grenzschicht (Boundary Layer)	
bli	Grenzschichtbehaftete Anströmung (Boundary Layer Ingestion)	
с	Kernstrom (Core)	
cells	Zellen	
cfd	Aus 3D-CFD Komponentensimulation	
compr	Kompression (Compression)	
corr	Reduziert und mit ISA-Standardbedingungen korrigiert	
d	Delta	
des	Design-Rechnung	
ext	Externe Iterationen	
f	Faktor	
fan	Fan-Komponente	
fuel	Brennstoff	
ges	Gesamt	
hp	Hochdruck (High Pressure)	
i	Laufindex	
i	Iterationsschritt	
id	Ideal	
is	Isentrop	
isa	Nach der internationalen Standardatmosphäre (International Standard Atmosphere)	
in	Komponenteneintritt	
int	Interne Iterationen	
j	Laufindex	
jac	Jacobi-Matrix	
jet	Strahl	
kb	Kennfeldberechnung	
krit	Kritischer Zustand	
lam	Laminar	
lp	Niederdruck (Low Pressure)	
m	Laufindex	
m	Aus Kennfeld (Map)	

Index	Bedeutung
m	Mittlere Größe (z.B. Radius)
max	Maximal
mech	Mechanisch
min	Minimal
per	Aus der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation
n	Laufindex
nozzle	Düse
od	Off-Design
р	Laufindex
per	Aus 0D-Gesamtsystemsimulation
pitch	Teilung
pol	Polytrop
prop	Propulsiv
q	Laufindex
ref	Referenzzustand
rel	Relativ
S	Statische Größe
S	Laufindex
t	Totale Größe
t	Laufindex
therm	Thermisch
tip	Schaufelspitze
tur	Turbulent
u	In Umfangsrichtung
$\infty$	Fernfeldzustand der Strömung

### 1. Einleitung

Sowohl im wirtschaftlichen als auch sozialen Kontext moderner Gesellschaften nimmt der Luftfahrtsektor seit langem einen hohen Stellenwert ein und wird auch weiterhin weltweit an Bedeutung gewinnen. In der Vergangenheit hat sich gezeigt, dass das Luftverkehrsaufkommen gemessen in Personenkilometern stetig und weitgehend unbeeinflusst von wirtschaftlichen Krisen zunimmt. Natürlich lassen sich bei der weltweiten Betrachtung des Wachstums starke regionale Unterschiede feststellen, welche unmittelbar an die wirtschaftliche Entwicklung spezifischer Länder und Regionen gebunden sind [1]. Betrachtet man vereinfacht das weltweite Mittel, so fand seit 1987 innerhalb zeitlicher Perioden von 15 Jahren jeweils eine Verdoppelung des Luftverkehrsaufkommens statt, was schließlich zu der Prognose eines mittleren Wachstums von weltweit ca. 4.4%pro Jahr im Zeitraum 2018 bis 2037 führt [2]. Dieser deutliche Anstieg des weltweiten Luftverkehrsaufkommens führt bei gleichbleibendem Technologiestand unweigerlich zu einer proportional wachsenden Umweltbelastung durch den Luftverkehr, was im Wesentlichen auf die entsprechende Zunahme des Treibstoffverbrauchs, der damit verbundenen Schadstoffemissionen sowie auf die verursachten Lärmemissionen zurückzuführen ist [1, 3]. Um der wachsenden Umweltbelastung aktiv entgegenzusteuern, wurden seitens der Europäischen Union mit dem Flightpath 2050 [4] langfristige und hoch ambitionierte Ziele für die zukünftige Entwicklung des europäischen Luftfahrtsektors bis zum Jahr 2050 definiert. Neben infrastrukturellen Verbesserungen zielen die als notwendig erachteten Fortschritte auch insbesondere auf eine effizientere und umweltverträglichere Gestaltung der Antriebssysteme als Haupttreiber von Schadstoff- und Lärmemissionen.

Auch wenn sich aktuelle Forschungsaktivitäten zunehmend auf die volle oder teilweise Elektrifizierung von Flugzeugantrieben für zivile Anwendungen fokussieren, wird die Gasturbine als Technologie für leistungsfähige und effiziente Antriebssysteme noch lange unverzichtbar sein [5]. Aufgrund der langen und intensiven Entwicklungshistorie der Gasturbinentechnik befinden sich moderne Gasturbinen sowohl im Bereich der stationären Energieerzeugung als auch im Bereich der Flugantriebe auf einem insgesamt hohen Technologielevel. Fortschrittliche Simulationsverfahren, stetig wachsende Rechenkapazitäten sowie die Entwicklung neuer Bauweisen, Fertigungstechnologien und Werkstoffe haben in der Vergangenheit entscheidend dazu beigetragen, Gasturbinen leistungsfähiger, effizienter und umweltfreundlicher zu machen, weshalb diese Themenfelder unverändert Gegenstand aktueller Forschungsarbeiten sind.

Durch bereits hoch ausgereifte Komponententechnologien wird es jedoch zunehmend schwieriger, eine weitere Erhöhung der globalen Effizienz von Gasturbinen durch die alleinige Steigerung von Komponentenwirkungsgraden zu erzielen und so in ausreichender Weise zur Erreichung der o.g. Ziele beizutragen. Natürlich finden nach wie vor stetige Weiterentwicklungen auf Komponentenebene statt, für die hochauflösende Simulationen spezifischer Komponenten unabdingbar sind. Die Fortschritte werden bei gleichzeitig wachsendem Entwicklungsaufwand jedoch zunehmend kleiner. Weiterhin kann durch das bisherige, häufig auf spezifische Komponenten und Auslegungsdisziplinen fokussierte Vorgehen nicht unmittelbar beurteilt werden, ob die auf Komponentenebene erzielten Verbesserungen im Kontext des Gesamtsystems den gewünschten Effekt zeigen oder mit den Herausforderungen und Zielsetzungen anderer Auslegungsdisziplinen vereinbar sind. Gasturbinen sind komplexe Systeme, bestehend aus einer Vielzahl verschiedener Komponenten, die in ständiger Interaktion miteinander stehen und sich zu jeder Zeit wechselseitig beeinflussen. So kann die Veränderung der Geometrie oder des Betriebsverhaltens einer einzelnen Komponente unvorhergesehene Betriebspunktverschiebungen in anderen Komponenten nach sich ziehen, die sich im schlechtesten Falle sogar nachteilig auf das globale Betriebsverhalten der Gasturbine auswirken können. Neben der Weiterentwicklung zuverlässiger Simulationsverfahren für spezifische Komponenten und Disziplinen ist es daher erforderlich, Möglichkeiten zur disziplin- und komponentenübergreifenden Simulation zu schaffen, um eine optimale Abstimmung der verschiedenen Komponenten aufeinander zu ermöglichen und so das verbleibende Entwicklungspotential im Bereich der Fluggasturbinen vollends ausschöpfen zu können.

Hinzu kommt das generelle Bestreben, eine zunehmende Prozessdigitalisierung in allen Phasen des Lebenszyklus von Gasturbinen zu erreichen. Um Arbeitsabläufe effizienter zu gestalten und kostentreibende Prüfstandsversuche auf ein Minimum zu reduzieren, ist die flächendeckende Digitalisierung in den Bereichen Entwicklung, Zertifizierung und After-Sales Betreuung das erklärte Ziel aller Gasturbinenhersteller. Neben dem softwaretechnischen Framework und hochgradig zuverlässigen Simulationsverfahren ist auch die Ermöglichung von Komponentensimulationen im Kontext größerer Baugruppen oder dem Gesamtsystem eine zentrale Herausforderung zur Erreichung dieses Ziels. Nur so können jene Wechselwirkungen, die bisher nur in realen Prüfstandsversuchen untersucht werden konnten, zufriedenstellend in digitalen Prozessen abgebildet und für unterschiedlichste Anwendungen nutzbar gemacht werden. Der Forschungsschwerpunkt verlagert sich daher neben der generellen Untersuchung alternativer Antriebskonzepte und stetigen Weiterentwicklung einzelner Komponenten auch immer mehr auf eine Verbesserung des eigentlichen Auslegungs- und Analyseprozesses durch die Ermöglichung einer möglichst reibungslosen Kommunikation zwischen verschiedenen Simulationsverfahren, Detailstufen (engl. Fidelity-Level) und Auslegungsdisziplinen.

Um die Herausforderungen der Zukunft zu meistern, wurden bereits 1991 grundlegende Anforderungen an zukünftige Softwaresysteme zur Gasturbinenauslegung von Claus et al. [6] formuliert. Diese etablierten sich in der Folge als Leitlinien zur Entwicklung der im Rahmen des gleichnamigen Forschungsprogrammes aufgebauten Simulationsumgebung NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) [7, 8] und können gleichwohl auf andere Softwaresysteme zur Auslegung und Analyse von Gasturbinen übertragen werden. Grundlegende Motivation hierzu war die nach wie vor gültige Tatsache, dass die Einführung neuer Technologien im Luftfahrtsektor mit erheblichen Kosten einhergeht, die zu einem wesentlichen Anteil auf die Notwendigkeit der Durchführung ausgiebiger Prüfstandsversuche im Rahmen von Entwicklung und Zertifizierung zurückzuführen sind. Zur Reduktion der Entwicklungskosten wurde das Ziel formuliert, die komplexen Wechselwirkungen zwischen einzelnen Triebwerkskomponenten zukünftig nicht mehr nur durch aufwändige Versuche, sondern auch durch eine Kopplung geeigneter Modelle und Simulationsverfahren abbilden zu können. Hierdurch sollten die Anzahl benötigter Prüfstandsversuche und damit die zur Markteinführung neuer Technologien erforderlichen Kosten und Zeiträume erheblich reduziert werden.

I. Fähigkeit zur Multi-Fidelity-Simulation: Mit wachsendem Detailgrad der Gasturbinensimulation steigt unmittelbar die benötigte Rechenkapazität. Gesamtsystemsimulationen auf einem hohen Detaillevel waren und sind, u. a. aus diesem Grund, nicht Stand der Technik. Hinzu kommt, dass die Analyse des Gesamtsystems auf einem hohen Detaillevel für viele Fragestellungen nicht erforderlich ist. Häufig stehen die genauere Auflösung spezieller physikalischer Effekte oder Geometrievariationen in einer spezifischen Komponente im Fokus der Betrachtungen. Hilfreich ist es also, den Detailgrad der Gesamtsystemsimulation lediglich lokal für einzelne Komponenten und auch nur soweit zu erhöhen, wie es zur Abbildung der zu untersuchenden physikalischen Effekte notwendig ist. Hierdurch wird unnötig hoher Rechenaufwand bestmöglich vermieden und gleichzeitig ermöglicht, die gewonnenen Erkenntnisse zum Verhalten spezifischer Komponenten im Gesamtsystemkontext bewerten zu können.

**II. Interdisziplinäre Analysefähigkeit:** Nicht nur die Berücksichtigung verschiedener Detailstufen spielt im Rahmen der Gasturbinensimulation eine wichtige Rolle. Die Auslegung von Gasturbinenkomponenten erfolgt stets unter der Berücksichtigung unterschiedlicher Disziplinen wie Aerodynamik, Strukturmechanik oder Aeroakustik, welche mitunter widersprüchliche Zielsetzungen bei der Auslegung einer spezifischen Komponente verfolgen. Eine gekoppelte Betrachtung der verschiedenen Disziplinen vermeidet Fehlentscheidungen und hilft, von Beginn an den bestmöglichen Kompromiss zwischen den betrachteten Disziplinen zu finden.

III. Integration in eine fortschrittliche Simulationsumgebung: Claus et al. betonten, dass die Entwicklung eines objektorientierten Softwaresystems hinsichtlich der o.g. Ziele erhebliche Vorteile gegenüber der zum damaligen Zeitpunkt weit verbreiteten prozeduralen Programmierung bietet. Dies ist vor allem dem Wunsch nach einer erhöhten Modularität der Programmsysteme geschuldet, welche durch objektorientierte Programmierung umgesetzt werden kann. Benutzerfreundlichkeit sowie eine moderne Softwarearchitektur, die sich durch einen modularen Aufbau sowie einfache Erweiterbarkeit und Wartbarkeit auszeichnet, sind daher grundlegende Anforderungen an moderne Simulationsumgebungen.

IV. Parallelisierung der Berechnungen: Neben der generellen Forderung nach einer wachsenden Rechenleistung gilt es, die vorhandenen Kapazitäten bestmöglich auszunutzen. Die Parallelisierung von Berechnungen sollte daher, wann immer möglich, eingesetzt und optimiert werden, um die Berechnungszeit auf ein Minimum zu reduzieren und die Kapazitäten moderner Prozessorarchitekturen bestmöglich auszunutzen.

Das Institut für Antriebstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) ist seit 2013 intensiv mit der Entwicklung der modernen Simulationsplattform GTlab (Gas Turbine Laboratory) [9] für den Entwurf und die Analyse von Gasturbinen befasst. Die Virtual-Engine-Platform basiert auf einer modernen, objektorientierten und vor allem flexibel erweiterbaren Softwarearchitektur. Die hierdurch geschaffene Infrastruktur dient für die vorliegende Arbeit als Basis für die integrierte Entwicklung, Implementierung und Anwendung geeigneter Methoden zur Multi-Fidelity-Simulation (MFS). Dies erfolgt mit dem Ziel den Wert des Verfahrens zu demonstrieren und es für die Anwendung in zukünftigen Auslegungs- und Analyseprozessen zu etablieren.

#### 1.1. Einführung in die Multi-Fidelity-Simulation

MFS wird im Kontext von stationären Gasturbinen und Flugzeugtriebwerken auf verschiedene Art und Weise eingesetzt. Generelles Ziel ist es, Teile eines größeren Betrachtungsraumes gezielt durch hochauflösende Verfahren hinsichtlich bestimmter physikalischer Aspekte zu analysieren und die hierdurch gewonnenen Erkenntnisse im Gesamtkontext dieses größeren Betrachtungsraumes zu nutzen. Der übergeordnete Betrachtungsraum kann je nach Anwendungsfall auf wenige Komponenten beschränkt sein oder aber auch das Gesamtsystem umfassen. Da sich die vorliegende Arbeit mit der Integration von hochauflösenden Komponentenverfahren in die Gesamtsystemsimulation befasst, wird im Folgenden allerdings stets davon ausgegangen, dass die durch eine höherwertige Komponentensimulation gewonnenen Erkenntnisse in die Gesamtsystemster werden.

Für die Gesamtsystemsimulation von Fluggasturbinen wird standardmäßig eine thermodynamische Modellierung des zugrundeliegenden Kreisprozesses eingesetzt. Diese Art der Modellierung ermöglicht schnelle Rechenzeiten und damit die Untersuchung bzw. Vorhersage des Gasturbinenverhaltens über einen weiten Betriebsbereich. Die Geometrie bzw. der Aufbau einzelner Komponenten wird bei einer 0D-thermodynamischen Betrachtung des Gesamtsystems nicht unmittelbar berücksichtigt. Komponentenspezifische Strömungseffekte, welche mit multidimensionalen Simulationsverfahren oder Prüfstandsmessungen erfasst werden können, werden bei der Berechnung folglich nicht direkt, sondern nur indirekt miteinbezogen. Dies erfolgt üblicherweise durch die Verwendung komponentenspezifischer Kennfelder, welche das Betriebsverhalten einer Komponente über einen weiten Arbeitsbereich beschreiben. Aufgrund ihres direkten Einflusses auf die Vorhersagegüte des thermodynamischen Gesamtsystemmodelles kommt der möglichst exakten Ermittlung dieser Kennfelder durch den Einsatz hochauflösender Simulationsverfahren oder die Durchführung von Prüfstandsversuchen daher besondere Bedeutung zu.

Voraussetzung für die Ermittelung eines Komponentenkennfeldes ist, dass digitale oder physische Modelle der Komponenten zur Simulation bzw. Vermessung vorliegen. Wird ein neues Triebwerk ausgelegt, so ist dies jedoch insbesondere in der frühen Entwurfsphase üblicherweise nicht der Fall und die Modellierung des Kreisprozesses erfolgt zunächst auf Basis empirischer Annahmen und generischer Komponentenkennfelder. Diese werden den spezifischen Anforderungen an die jeweilige Komponente entsprechend skaliert und können mit steigender Reife der Auslegung angepasst bzw. ersetzt werden, sobald höherwertigere Informationen zum Betriebsverhalten einzelner Komponenten vorliegen.

Die thermodynamische Gesamtsystemsimulation wird üblicherweise für die Betrachtung eines großen Betriebsbereiches eingesetzt. Entsprechend muss stets sichergestellt sein, dass die verwendeten Komponentenkennfelder diesen Betriebsbereich auch hinreichend abdecken, um eine Extrapolation des Betriebsverhaltens und hierdurch entstehende Unsicherheiten in der Vorhersage nach Möglichkeit zu vermeiden. Gleichzeitig sollte die Auflösung der Kennfelder möglichst hoch sein, um Fehler durch Interpolation so gering wie möglich zu halten. Eine Berechnung oder Vermessung dieser Kennfelder ist, abhängig von der Größe des Betriebsbereichs bzw. der gewünschten Auflösung, aufwändig, dementsprechend teuer und stets strikt an die aktuelle Komponentengeometrie gekoppelt. Auch kleine Geometrievariationen durch Komponentenoptimierung oder betrieblich bedingte Alterungserscheinungen erfordern streng genommen die Erzeugung einer neuen Charakteristik, um ihre Auswirkungen korrekt im Gesamtsystem abbilden zu können.

Für den Fall einer annähernd unveränderlichen Geometrie ist es durchaus lohnenswert, das komponentenspezifische Betriebsverhalten einmalig über einen weiten Betriebsbereich so hochwertig wie möglich zu ermitteln und die erfassten Daten in Form eines Kennfeldes innerhalb der Gesamtsystemanalyse zu nutzen. Werden allerdings bspw. Alterungserscheinungen von Komponenten untersucht oder es erfolgt die Neubzw. Weiterentwicklung einer Komponente, führt dies unweigerlich zur Untersuchung zahlreicher Geometrievariationen. Außerdem stehen bei dieser Art von Betrachtungen häufig nur wenige, charakteristische Betriebspunkte im Fokus, an denen nicht nur das spezifische Komponentenverhalten, sondern auch die Reaktion des Gesamtsystems auf die Veränderung einer Komponente von Interesse ist. Für diese Art von Anwendungen ist es daher sinnvoll, Verfahren einzusetzen, welche eine gekoppelte Betrachtung von thermodynamischer Gesamtsystem- und hochauflösender Komponentensimulation an diskreten Betriebspunkten erlauben und gleichzeitig die wiederkehrende Berechnung eines unnötig großen Betriebsbereichs vermeiden.

Die MFS kann folglich gewinnbringend eingesetzt werden, wenn die Evaluation unterschiedlicher Auslegungsvarianten oder geometrischer Veränderungen einer Komponente auf Gesamtsystemebene untersucht werden soll. Dies gilt ebenso für die Untersuchung veränderter aerodynamischer Randbedingungen, welche das Betriebsverhalten einer Komponente beeinflussen können. Durch diese Vorgehensweise lässt sich das Betriebsverhalten spezifischer Komponenten nicht mehr nur isoliert, sondern auch unter Berücksichtigung des Gesamtsystems betrachten und bspw. im Rahmen von Auslegungsprozessen optimieren. Außerdem werden durch die Evaluation im Gesamtsystem nicht nur der Einfluss auf die globale Triebwerksperformance, sondern auch die mitunter kritische Beeinflussung des Verhaltens anderer Triebwerkskomponenten erfasst. Durch die Einbindung höherwertiger Verfahren in die Gesamtsystemsimulation gewinnt diese insbesondere gegenüber der Verwendung generischer Komponentenkennfelder an Aussagegüte, sofern eine hohe Qualität der verwendeten Simulationswerkzeuge und Modelle gegeben ist. Außerdem ermöglicht die MFS eine, auf den jeweiligen Anwendungsfall maßgeschneiderte, Anpassung des Detailgrades der Simulation auf Komponentenebene, wodurch der benötigte Rechenaufwand für eine individuelle Fragestellung minimiert werden kann. [10]

Die Untersuchung von Geometrievariationen zur möglichst optimalen Gestaltung von Komponenten im Sinne des Gesamtsystems ist sowohl in der gesamten Auslegungsphase eines Triebwerkes als auch im Rahmen betriebsbegleitender Anpassung bzw. Optimierungen einzelner Komponenten von Interesse. Auch Alterung und Verschleiß sowie Beschädigungen durch äußere Einflüsse haben allerdings Einfluss auf die Geometrie und Leistungsfähigkeit der Triebwerkskomponenten mit teils kritischen Auswirkungen hinsichtlich eines sicheren und wirtschaftlichen Betriebs des Triebwerkes. Ebenfalls relevant ist die Untersuchung des Einflusses betriebsbedingter Geometrieveränderungen, welche durch die betriebsbedingte Variation der thermischen und mechanischen Belastung einzelner Bauteile bzw. Komponenten zu Tage tritt. Entsprechend vielseitig zeigen sich die Anwendungsmöglichkeiten der MFS während des gesamten Lebenszyklus im Hinblick auf verschiedenste Fragestellungen.

#### 1.2. Rückblick und Stand der Technik

Die folgende Literaturübersicht bietet einen Überblick über die von verschiedenen Forschungseinrichtungen und Autoren veröffentlichten Arbeiten zur MFS im Bereich von Fluggasturbinen. Wie im vorhergehenden Kapitel beschrieben, gibt es unterschiedliche Ansätze zur MFS. Im Fokus stehen nachfolgend diejenigen, bei denen die thermodynamische Gesamtsystemsimulation als Kopplungsgrundlage verwendet und der Detailgrad in einzelnen Komponenten zur Untersuchung spezifischer Fragestellungen erhöht wurde. Der Vollständigkeit halber sei zunächst jedoch ebenfalls auf verschiedene Arbeiten verwiesen, welche sich mit der direkten Kopplung höherwertiger Komponentensimulationen befassen und eine möglichst hochwertige Erfassung isolierter Baugruppen oder in Einzelfällen auch ganzer Gasturbinen im Fokus haben.

Hervorgehoben seien hierzu die an der Stanford University durchgeführten Arbeiten verschiedener Autoren, deren Aktivitäten sich mit der direkten Kopplung von 3D-CFD (Computational Fluid Dynamics) RANS-Simulationen (Reynolds Averaged Navier Stokes) für Verdichter und Turbinen mit 3D-CFD LE-Simulationen (Large-Eddy) für die Brennkammer befassen. Die in den Jahren 2001-2007 vorgestellten Arbeiten konzentrieren sich insbesondere auf die Entwicklung geeigneter Schnittstellendefinitionen zwischen den hochauflösenden Simulationsverfahren mit dem Ziel, die komponentenübergreifenden Wechselwirkungen möglichst akkurat abzubilden. Die Demonstration des Verfahrens erfolgte anhand der gekoppelten Simulation eines vollständigen Triebwerkes. Zur Minimierung des Berechnungsaufwandes wurden alle Komponenten als Einzelpassage mit periodischen Randbedingungen modelliert. Die aufgrund der hochauflösenden Simulationsverfahren entstandenen Rechenzeiten lagen jedoch trotz des Einsatzes beachtlicher Rechenkapazitäten im Bereich mehrerer Tage bis Wochen. Hierdurch ist der Einsatzbereich dieses Verfahrens auf sehr spezifische Anwendungsfälle begrenzt. Eine Eignung zur Untersuchung des Einflusses von Geometrievariationen in einzelnen Komponenten ist bei Rechenzeiten in dieser Größenordnung nicht gegeben. Es findet sich weiterhin kein Hinweis darauf, dass die mechanische Kopplung aller durch eine Welle verbundenen Turbokomponenten durch eine Sicherstellung des Leistungsgleichgewichtes im Simulationsprozess berücksichtigt wurde. Dies lässt im Zweifel einen weiteren Anstieg der Berechnungsdauer aufgrund zusätzlicher Iterationen erwarten. [11 - 16]

Ein vergleichbarer Ansatz wurde 2002 durch Turner et al. [17] vorgestellt und befasst sich mit der gekoppelten 3D-CFD Simulation aller Triebwerkskomponenten auf Basis eines Geometriemodelles des von General Electric produzierten GE90 Triebwerkes. Nachdem in [18] zunächst eine separate Betrachtung der Kerntriebwerkskomponenten auf 3D-CFD Level erfolgte, stand in der Folge die aerodynamisch gekoppelte Simulation des Kerntriebwerks im Fokus. Das Leistungsgleichgewicht zwischen den Komponenten wurde aus Vereinfachungsgründen allerdings zunächst vernachlässigt. In [19] wurden die Betrachtungen schließlich auf das Gesamttriebwerk ausgeweitet. Da im Rahmen der gekoppelten Simulation jedoch Probleme auftraten, einen zwischen allen Komponenten konsistenten Betriebspunkt zu ermitteln, wurde für nachfolgende Arbeiten beschlossen, von der direkten Kopplung hin zu einer Kopplung auf Basis eines thermodynamischen Gesamtsystemmodelles zu wechseln. Diese Arbeiten finden nachfolgend Erwähnung. Eine weitere Arbeit zur direkten Kopplung hochauflösender Komponentensimulationen wurde 2018 von Texeira et al. [20] vorgestellt. Neben der hochauflösenden Abbildung der Turbokomponenten erfolgte die Modellierung der Brennkammer allerdings auf vergleichsweise niedrigem Niveau. Die Funktionalität der komponentenübergreifenden Simulation wurde für eine Mikrogasturbine demonstriert, was Anzahl und Größe der einzelnen Komponenten und somit das Rechengebiet im Vergleich zu o.g. Beispiel deutlich verkleinert. Das Leistungsgleichgewicht zwischen Turbine und Verdichter wurde im Rahmen der gekoppelten Simulation berücksichtigt. Auch hier zeigte sich, dass ein Einsatz beträchtlicher Rechenleistung erforderlich ist, um Lösungen in der zeitlichen Größenordnung eines Tages zu generieren. Hinzu kommt, dass benötigte Zeit bzw. Rechenleistung deutlich ansteigen, wenn statt einer Mikrogasturbine die Untersuchung einer Triebwerkskonfiguration mit vielstufigen Axialkomponenten und entsprechend höherer Komplexität erfolgt.

Ähnliche Untersuchungen, allerdings auf einem insgesamt niedrigeren Detaillevel, wurden im Zeitraum 2015-2018 durch Petrovic & Wiedermann [21–23] vorgestellt. Die Abbildung der Turbokomponenten erfolgte auf 2D-Level. Für die Modellierung der Brennkammer wurde hingegen ein 1D-Ansatz gewählt. Im Rahmen der Studie konnte das Betriebsverhalten einer ein- bzw. zweiwelligen Gasturbinenkonfiguration erfolgreich abgebildet, untersucht und mit Messdaten validiert werden. Auch wenn keine konkrete Angabe zum Berechnungsaufwand angegeben wurde, kann aufgrund des vergleichsweise niedrigen Detailgrades der einzelnen Komponentensimulationen davon ausgegangen werden, dass die Rechenzeiten im Bereich von wenigen Minuten pro Betriebspunkt lagen. Bei den untersuchten Gasturbinenkonfigurationen handelt es sich um stationär betriebene Maschinen zur Erzeugung mechanischer Wellenleistung bei konstanter mechanischer Drehzahl. Der Datentransfer zwischen den Simulationswerkzeugen sowie die Steuerung des Berechnungsablaufes wurden über eigens zu diesem Zweck implementierte Fortran-Routinen realisiert.

Erste Untersuchungen zur MFS auf Basis der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation wurden 1998 durch die NASA als Vorstudien zu den ambitionierten Zielen des NPSS-Forschungsprogramms [7, 8] veröffentlicht. Basierend auf einem im Rahmen des EEE-Forschungsprogramms (Energy Efficient Engine) [24] ausgelegten zweiwelligen Turbofantriebwerks führten Hall et al. [25, 26] eine gekoppelte 3D-CFD Berechnung des Niederdrucksystems durch. Diese wurde anschließend mit einer thermodynamischen Simulation des Kerntriebwerks (Hochdrucksystem) gekoppelt. Das Betriebsverhalten des Kerntriebwerks wurde hierzu in Form eines sog. Performance-Decks bereitgestellt, welches zuvor erstellt wurde und Betriebspunktdaten des Kerntriebwerks über einen weiten Betriebsbereich enthielt. Eine direkte und vor allem automatisierte Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation bestand folglich nicht. Die Untersuchungen brachten verschiedene Probleme mit sich. Durch die gekoppelte 3D-CFD Berechnung mehrerer Komponenten lag die Berechnungszeit eines einzigen Betriebspunktes des Niederdrucksystems, trotz der für heutige Verhältnisse groben Berechnungsnetze, bereits bei ca. 10 Stunden. Hinzu kam die notwendige Iteration zwischen Hoch- und Niederdrucksystem, welche letztlich zu einer Simulationszeit von mehreren Tagen für einen einzelnen Betriebspunkt im Gesamtsystem führte. Darüber hinaus wurde für die aerodynamisch gekoppelte Betrachtung das Leistungsgleichgewicht zwischen Fan, Verdichter und Turbine auf der Niederdruckwelle vorerst vernachlässigt. Eine Berücksichtigung dessen ist zur Ermittlung eines zwischen allen Komponenten konsistenten Betriebspunktes essentiell. Dies hätte jedoch zwangsläufig weitere Iterationen und damit eine entsprechend höhere Berechnungsdauer zur Folge gehabt, was aufgrund der ohnehin immensen Rechenzeiten nicht in Kauf genommen wurde.

Die ersten Arbeiten zur direkten Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation wurden 2000 von Follen & Buchon [10] im Rahmen einer Kooperation zwischen der NASA und dem Triebwerkshersteller Pratt & Whitney vorgestellt. In dieser Arbeit wurde die sonst 0-dimensionale Abbildung des Hochdruckverdichters (HDV) innerhalb eines thermodynamischen Triebwerkmodelles durch eine 1-dimensionale Berechnung mit Hilfe eines Mittelschnittverfahrens ersetzt. Die Kommunikation zwischen Verdichter- und Gesamtsystemmodell wurde durch eine sukzessive Skalierung des in der Gesamtsystemsimulation verwendeten Verdichterkennfeldes realisiert, wodurch die auf Basis der Mittelschnittrechnung generierten Vorhersagen zu charakteristischen Leistungsparametern des Verdichters innerhalb der Gesamtsystemsimulation abgebildet werden konnten. Nachdem die generelle Integration geglückt war, folgten je eine Veränderung der entnommenen Zapfluftmenge sowie der Spalthöhe zwischen Rotoren und Gehäuse im 1D-Meanline Modell des HDV, was erheblichen Einfluss auf die Performance des HDV und aufgrund der Kopplung auch auf diejenige des Gesamtsystems am betrachteten Betriebspunkt hatte. Bereits durch die Integration einer Komponentensimulation auf vergleichsweise niedrigem Detaillevel konnte folglich gezeigt werden, dass die 0D-Komponentensimulation ohne erhebliche Zusatzinformationen nicht in der Lage ist, Geometrievariationen oder Anderungen im Betriebsverhalten hinreichend genau abzubilden und es für solche Untersuchungen daher sinnvoll ist, die Aussagegüte durch eine lokale Erhöhung der Modellierungstiefe zu verbessern. Eine weiterführende Detailstudie zum Einfluss der o.g. Effekte auf den Betrieb von HDV und Gesamtsystem erfolgte nicht.

An die o.g. Arbeiten von Turner et al. zur direkten Kopplung knüpften Reed et al. [27] sowie Turner et al. [28] ab 2003 mit weiteren Multi-Fidelity Studien auf Basis des GE90 Triebwerks an. Der ursprüngliche Ansatz einer direkten Kopplung von hochauflösenden 3D-CFD Komponentensimulationen der einzelnen Komponenten wurde durch die Kopplung auf Basis eines thermodynamischen Gesamtsystemmodelles ersetzt. Das Gesamtsystemmodell wurde hierzu zunächst für die Vorhersage komponentenspezifischer Randbedingungen (z.B. mechanische Drehzahlen und Eintrittsmassenstrom) an einem festgelegten Betriebspunkt verwendet. Basierend auf diesen Randbedingungen wurden anschließend partielle Kennfelder für alle Turbokomponenten in einem diskreten Bereich um den für die jeweilige Komponente vorhergesagten Betriebspunkt erzeugt. Diese wurden anschließend in die Gesamtsystemsimulation integriert und für eine aktualisierte Vorhersage der Triebwerksperformance genutzt. Die Erzeugung der Kennfelder erfolgte zunächst unter Verwendung der hochauflösenden 3D-CFD Simulationsverfahren. Dieses Vorgehen wurde in der Folge jedoch modifiziert, da die Kennfeldgenerierung auf diese Weise einen enormen Berechnungsaufwand und entsprechend hohe Simulationszeiten mit sich brachte.

Für die Generierung der Turbokomponentenkennfelder wurde in der Folge auf deutlich weniger rechenintensive 1D-Mittelschnittverfahren zurückgegriffen, wodurch der Prozess stark beschleunigt werden konnte. Hierzu wurde ebenfalls zunächst die thermodynamische Gesamtsystemsimulation für einen festgelegten Betriebspunkt ausgeführt. Unter Verwendung hierdurch generierter Randbedingungen erfolgte anschließend eine lose gekoppelte Ausführung der hochauflösenden Komponentensimulationen in der dem Gaspfad entsprechenden Reihenfolge. Die für eine Komponente ermittelten Austrittsgrößen wurden in Form radialer Verteilungen als Eingangsgrößen für die jeweils darauffolgende Komponentensimulation verwendet. Die Ausführung der hochauflösenden Komponentensimulationen erfolgte lediglich einmalig und nicht iterativ, wodurch kein Leistungsgleichgewicht zwischen den Komponenten sichergestellt werden konnte. Ausgehend von den auf diese Weise für alle Komponenten ermittelten Betriebspunkten wurde anschließend die komponentenspezifische Kennfeldgenerierung auf Basis schneller 1D-Mittelschnittverfahren durchgeführt. In einem letzten Schritt wurden die ermittelten Kennfelder in die Gesamtsystemsimulation integriert und diese erneut ausgeführt, um den Betriebspunkt aller Komponenten unter Berücksichtigung des höherwertig abgebildeten Komponentenverhaltens zu ermitteln.

Durch die Verwendung von 1D-Mittelschnittverfahren zur Kennfeldgenerierung konnte die für einen einzelnen Betriebspunkt erforderliche Berechnungszeit erheblich reduziert werden. Um die Entstehung von Inkonsistenzen zu vermeiden, setzt dieses Vorgehen allerdings voraus, dass die zur Kennfeldgenerierung eingesetzten 1D-Verfahren in der Lage sind, Änderungen der Komponentenperformance in hinreichender Übereinstimmung zur hochauflösenden 3D-CFD Simulation vorhersagen zu können. Es Bedarf folglich einer sorgfältigen Kalibrierung der auf den unterschiedlichen Fidelity-Stufen eingesetzten Simulationswerkzeuge. Ist keine ausreichende Kalibrierung gegeben, lassen die hierdurch entstehenden Unsicherheiten die Ausführung hochauflösender Komponentensimulationen zur Bestimmung des Referenzbetriebspunktes wenig sinnvoll erscheinen und könnten durch einen alleinigen Einsatz von 1D-Mittelschnittverfahren ersetzt werden. Es bleibt weiterhin offen, ob die Kalibrierung modellspezifisch ist und ggf. für jeden Anwendungsfall erneut durchgeführt werden muss. Hinzu kommt, dass im Rahmen der hochauflösenden Komponentensimulationen kein Leistungsgleichgewicht berücksichtigt wurde. Die der Kennfeldberechnung zugrundeliegenden komponentenspezifischen Betriebspunkte würden sich in dieser Form folglich nicht im Gesamtsystem einstellen. Diese Unsicherheit kann durch die folgende Kennfelderzeugung und die darauf basierende interpolationsbasierte Betriebspunktverschiebung innerhalb der Gesamtsystemsimulation teilweise kompensiert werden. Wie gut dies gelingt, hängt jedoch primär von der Vorhersagegüte der zur Kennfelderzeugung verwendeten Simulationswerkzeuge ab. Wie von Claus et al. [29] beschrieben, lässt sich zusammenfassend feststellen, dass für das beschriebene Vorgehen letztlich keine vollständige Konvergenz zwischen den verschiedenen Fidelity-Stufen vorliegt. Hierzu wäre eine iterative Ausführung der hochauflösenden Komponentensimulationen erforderlich. Trotz der genannten Probleme lässt sich feststellen, dass mit einer lediglich partiellen Kennfeldgenerierung in der Umgebung eines zuvor durch die Gesamtsystemsimulation bestimmten Referenzbetriebspunktes ein innovativer Ansatz präsentiert wurde, der nachfolgend im Rahmen weiterer Arbeiten auf dem Gebiet der MFS aufgegriffen wurde.

Weitere Arbeiten zur MFS auf Basis eines thermodynamischen Gesamtsystemmodelles entstanden im Zeitraum 2005-2007 an der Cranfield University. Im Fokus der Untersuchungen von Pachidis et al. [30–33] stand die hochauflösende Abbildung des charakteristischen Betriebsverhaltens eines Triebwerkseinlaufs bei variierenden Umgebungsbedingungen sowie dessen Integration in die Gesamtsystemsimulation. Ein in Anlehnung an das CFM56-5B2 Triebwerk des Herstellerkonsortiums CFM International gestaltetes Gesamtsystemmodell wurde hierzu mit einem passenden 3D-CFD Modell des Einlaufs gekoppelt. Als Kopplungsstrategie wurde sowohl eine direkte Kopplung zwischen beiden Modellen als auch eine auf dem hochauflösenden Einlaufmodell basierende Kennfeldgenerierung untersucht. Beide Kopplungsverfahren wurden nicht vollständig automatisiert, wodurch ein händischer Austausch von Randbedingungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation in jedem Iterationsschritt erforderlich war. Insgesamt konnte aufgezeigt werden, dass sich die Triebwerksperformance durch Integration des hochauflösenden Einlaufmodelles signifikant ändert. Grund hierfür ist, dass das vereinfachte Einlaufmodell, welches innerhalb der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation verwendet wird, das Betriebsverhalten des Einlaufs nicht hinreichend genau beschreibt. Dies gilt insbesondere für vom Auslegungspunkt abweichende Randbedingungen. Weitergehende Untersuchungen zum Einfluss der Einlaufgeometrie auf das Betriebsverhalten des Gesamtsystems wurden nicht durchgeführt.

Aufbauend auf diesen Arbeiten wurde 2007 eine neue Methodik zur automatisierten Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation von Pachidis et al. [34] vorgestellt. Es erfolgte die Kopplung von 2D-Simulationsverfahren für Einlauf, Niederdruck- und Hochdruckverdichter mit einem thermodynamischen Gesamtsystemmodell. Dies wurde allerdings nicht durch Kennfeldberechnung oder eine externe Steuerung des Berechnungsablaufes, sondern durch eine direkte Integration der höherwertigen Simulationsverfahren in die thermodynamische Gesamtsystemsimulation realisiert. Die Berechnungsmodule für den Einlauf und die Verdichter wurden hierzu innerhalb des Gesamtsystemmodells gegen modifizierte Varianten ausgetauscht, bei denen die Berechnung der thermodynamischen Zustandsänderung auf Basis analytischer Zusammenhänge bzw. Kennfelder durch eine Ausführung der höherwertigen Komponentensimulation ersetzt wurde. Die innerhalb der Gesamtsystemsimulation definierten Schnittstellen zur modulübergreifenden Kommunikation von Ein- und Austrittsgrößen konnten hierdurch beibehalten werden, sodass der prinzipielle numerische Ablauf der Gesamtsystemsimulation unverändert blieb. Dieses Vorgehen wurde 2011 durch Pilet et al. [35] aufgegriffen und auf die Integration eines 3D-CFD Fan-Modells in die thermodynamische Gesamtsystemsimulation übertragen.

Die bisher vorgestellten Untersuchungen konzentrierten sich auf die methodische Realisierung einer Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation auf Basis unterschiedlicher Kopplungsstrategien. Sowohl für das Vorgehen einer partiellen Kennfeldberechnung als auch für die Kennfeldskalierung und direkte Integration konnte die prinzipielle Funktionalität jeweils aufgezeigt werden. Die durch eine Integration höherwertiger Verfahren entstehenden Abweichungen aufgrund eines veränderten Komponentenverhaltens im Vergleich zu einer rein thermodynamischen Simulation wurden entsprechend dokumentiert. Auf Basis der vorgestellten Kopplungsstrategien erfolgte jedoch keine detaillierte Untersuchung des Einflusses geometrischer Variabilitäten oder veränderlicher aerodynamischer Randbedingungen auf die Komponenten- bzw. Gesamtsystemperformance.

Eine Untersuchung zum Einfluss geometrischer Variabilitäten wurde 2015 durch Reitenbach et al. [36] vorgestellt. Gegenstand der Studie war die Ermittlung eines optimalen Leitschaufel-Verstellgesetzes für einen Hochdruckverdichter unter Berücksichtigung des Gesamtsystemverhaltens. Hierzu wurde ein an das IAE-V2527 Triebwerk des Herstellers IAE (International Aero Engines) angelehntes thermodynamisches Gesamtsystemmodell mit einem 2D-Modell des Hochdruckverdichters gekoppelt. Im Folgenden wurden Optimierungen durchgeführt, innerhalb derer die Verstellwinkel der ersten vier Statorreihen variiert wurden. Zielsetzung der Multi-Objective Optimierung war es, den Treibstoffverbrauch des Gesamtsystems zu senken bzw. den Pumpgrenzabstand des Verdichters zu maximieren. Aus der auf diese Weise ermittelten Pareto-Front konnte anschließend eine für das Gesamtsystem möglichst optimale und gleichzeitig sichere Betriebsstrategie des Verdichters extrahiert werden. Das Betriebsverhalten des Verdichters für unterschiedliche Verstellwinkel wurde im Rahmen der Optimierungen über die Erzeugung partieller Kennfelder realisiert, die anschließend in die Gesamtsystemsimulation integriert wurden (vgl. [27, 28]). Die Optimierung wurde ausgehend von einem bestehenden Verstellgesetz durchgeführt, welches mit der Zielsetzung eines maximalen Verdichterwirkungsgrades ermittelt wurde. Entsprechend konnte durch die Studie gezeigt werden, dass es bei der Optimierung einzelner Komponenten stets sinnvoll ist, die durch die Gesamtsystemsimulation abgebildeten Wechselwirkungen zu anderen Komponenten zu berücksichtigen.

Eine weitere Untersuchung von Geometrievariabilitäten erfolgte 2016 durch Templalexis et al. [37]. Realisiert wurde die Kopplung eines zweistufigen 2D Fan-Modells mit einem thermodynamischen Gesamtsystemmodell auf Basis des durch Pachidis et al. [34] vorgestellten Vorgehens der direkten Integration. In den folgenden Parameterstudien wurden die Schaufelzahlen in jeweils einer Schaufelreihe des 2D Fan-Modells variiert. Für jede Schaufelanzahl wurde eine gekoppelte Simulation bei konstanten Umgebungsbedingungen und gleichbleibender Schubanforderung durchgeführt. Entsprechend konnte der Einfluss der Schaufelzahlen auf den schubspezifischen Brennstoffverbrauch des Triebwerkes für einen gegebenen Lastzustand ermittelt werden.

Untersuchungen zur komponentenspezifischen Optimierung im Kontext des Gesamtsystems wurden 2017 durch Aulich et al. [38] vorgestellt. So wurde eine Variation der Gehäusekontur im Schaufelspitzenbereich des Fans durchgeführt und im Kontext einer multidisziplinären Betrachtungsweise bewertet. Die Optimierung der Gehäusekontur wurde hierbei auf Grundlage von 3D-CFD Modellen des Fans durchgeführt. Unter anderem wurde das durch die veränderte Gehäusegeometrie resultierende Betriebsverhalten des Fans anschließend im Kontext des Gesamtsystems im Hinblick auf unterschiedliche Betriebspunkte bewertet. Der Transfer des veränderten Betriebsverhaltens des Fans in die Gesamtsystemsimulation erfolgte indirekt durch Kennfelder, welche auf Grundlage der jeweiligen 3D-CFD Fan-Modelle ermittelt wurden. Eine unmittelbare Kopplung zwischen Komponentensimulation und Gesamtsystemsimulation wurde nicht durchgeführt. So konnte bspw. der Einfluss der veränderten Gehäusekontur des Fans auf den Pumpgrenzabstand von Hochdruck- und Niederdruckverdichter in Bezug auf charakteristische Betriebspunkte untersucht und die Wichtigkeit der kombinierten Betrachtungsweise von komponentenspezifischer Optimierung und dem resultierenden Einfluss auf das Gesamtsystem demonstriert werden.

Eine Weiterentwicklung der Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation auf Basis der iterativen Kennfeldskalierung wurde 2017 durch den Autor vorgestellt [39]. Es wurden erstmalig analytische Berechnungsvorschriften für Kennfeldskalierer formuliert, welche im Anschluss um einen Dämpfungsansatz erweitert wurden, um numerische Oszillationen bei der Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation zu unterbinden. Die Funktionalität des Verfahrens wurde anhand der Kopplung eines 3D-CFD Fan-Modells mit einem thermodynamischen Gesamtsystemmodell erfolgreich demonstriert. Darauf aufbauend wurde das Verfahren hin zu einer optimierungsbasierten Skaliererberechnung weiterentwickelt [40]. Hierdurch konnten die durch das Gesamtsystem abgebildeten komponentenübergreifenden Wechselwirkungen in die konvergenzorientierte Kennfeldskalierung miteinbezogen werden. Basierend auf diesem Ansatz erfolgte erstmalig die Untersuchung geometrischer Variabilitäten auf Basis hochauflösender 3D-CFD-Verfahren. Hierzu wurde der Rotorspalt innerhalb eines 3D-CFD Fan Modells variiert und der hieraus resultierende Einfluss auf die Gesamtsystemperformance mit Hilfe gekoppelter Simulationen ermittelt.

Die vorliegende Arbeit basiert auf den von Hollmann et al. präsentierten Methoden zur Integration hochauflösender Simulationsverfahren in die Gesamtsystemanalyse. Die Methodenentwicklung wird detailliert und in erweiterter Form dargestellt und diskutiert. Die Funktionalität des Verfahrens wird anhand eines generischen Anwendungsfalles umfangreich demonstriert. Im Anschluss erfolgt eine erweiterte Präsentation und Diskussion der im Rahmen der o.g. Studie zur Spaltvariation generierten Ergebnisse. Zusätzlich wird mit der Untersuchung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance ein gänzlich neuer Anwendungsfall der MFS präsentiert.

#### 1.3. Zielsetzung und Aufbau der Arbeit

Wie die vorangegangene Literaturübersicht aufzeigt, steht der Ansatz der MFS seit geraumer Zeit im Fokus zahlreicher Forschungsarbeiten. Das bereits 1991 durch Claus et al. [6] formulierte Ziel eines standardisierten Einsatzes bei der Auslegung und Analyse von Gasturbinen ist jedoch nach wie vor nicht erreicht. Auch wenn zahlreiche Ansätze zur Integration höherwertiger Komponentensimulationen in die Gesamtsystemanalyse präsentiert wurden, beschränkt sich die überwiegende Mehrheit dieser Arbeiten lediglich auf eine Demonstration der generellen Funktionalität. Konkrete Untersuchungen zum Einfluss geometrischer Variabilitäten sowie deren Analyse im Kontext des Gesamtsystems sind nur vereinzelt vorhanden und basieren auf Komponentensimulationen niedriger (1D) oder mittlerer (2D) Detailstufe.

Im Bereich der Turbomaschinensimulation nimmt die Anwendung von 1D- bzw. 2D-Verfahren insbesondere im Bereich des Konzept- und Vorentwurfs eine wichtige Rolle ein, was vor allem auf die schnellen Rechenzeiten und die hieraus resultierende Möglichkeit einer interaktiven Entwurfsarbeit zurückzuführen ist. Die Bedeutung der Fähigkeit, qualitative Trends von Komponenteneigenschaften in Abhängigkeit der Designgrößen korrekt abbilden zu können, überwiegt in diesem Anwendungsspektrum meist die Notwendigkeit einer quantitativ exakten Vorhersage komponentenspezifischer Leistungsparameter.

Gilt es allerdings die Interaktion zwischen Strömung und Komponentengeometrie detailliert zu untersuchen oder charakteristische Leistungsparameter einer Komponente möglichst exakt zu quantifizieren, so wird aufgrund ihrer physikalisch hochwertigeren Modellierung üblicherweise auf hochauflösende 3D-CFD-Verfahren zurückgegriffen. Die ohnehin parallel erfolgende Entwicklung leistungsstärkerer Rechnerarchitekturen sowie der damit verbundene Anstieg der individuell zugänglichen Rechenleistung verschiebt den Zeitpunkt des Übergangs zwischen Verfahren mittlerer und hoher Genauigkeit zusätzlich zu immer früheren Reifegraden der Komponentenentwürfe. Nicht zuletzt das Streben nach einer weitreichenden Prozessdigitalisierung wird ebenfalls dazu beitragen, dass die Verwendung hochauflösender Simulationsverfahren im Lebenszyklus von Gasturbinen auch zukünftig weiter an Bedeutung gewinnen wird. Der für hochauflösende Komponentensimulationen zu erwartende Berechnungsaufwand ist anwendungsspezifisch und hängt von der Größe des Betrachtungsraumes, dem Detailgrad des Modells, dem verwendeten Verfahren sowie der verfügbaren Rechenleistung und deren Ausnutzung ab. Unabhängig hiervon gilt es jedoch eine Prozesslandschaft zu schaffen, die eine unkomplizierte Kopplung hochauflösender Modelle mit der Gesamtsystemsimulation erlaubt und Methoden beinhaltet, die den iterativen Ablauf des Kopplungsprozesses möglichst schnell zur Konvergenz führen.

Nach der Erläuterung theoretischer Hintergründe erfolgt in Kap. 2 daher eine Diskussion der im Rahmen obiger Literaturübersicht identifizierten Ansätze zur Kopplung von thermodynamischer Gesamtsystem- und aerodynamischer Komponentensimulation. Untersucht werden die unterschiedlichen Kopplungsstrategien hinsichtlich ihrer Eignung für den Einsatz hochauflösender 3D-CFD-Verfahren sowie ihres Potentials, den insgesamt benötigten Berechnungsaufwand bestmöglich reduzieren zu können.

Auf Basis dieser Diskussion erfolgt die Auswahl eines Ansatzes, welcher in Kap. 3 detailliert analysiert, weiterentwickelt sowie in eine physische Implementierung innerhalb der Virtual-Engine-Platform GTlab überführt wird. Die Weiterentwicklung des Verfahrens konzentriert sich auf die Realisierung eines möglichst effizienten und gleichzeitig stabilen Berechnungsablaufes. Im Anschluss an die abstrakte Formulierung des Verfahrens wird seine Funktionalität anhand eines generischen Anwendungsfalles demonstriert. Hierzu wird das 3D-CFD Modell eines Fans mit dem thermodynamischen Gesamtsystemmodell eines zivilen Zweistromtriebwerkes gekoppelt. Die Prozesskette wird für unterschiedliche Umgebungsbedingungen und Betriebspunktdefinitionen durchlaufen, wodurch die methodische Funktionalität des Verfahrens sichergestellt und eine Untersuchung des Konvergenzverhaltens ermöglicht wird.

In Kap. 4 wird das implementierte Verfahren unter Verwendung hochauflösender Komponentensimulationen erstmalig zur Untersuchung des Einflusses altersbedingter Geometrieänderungen innerhalb einer spezifischen Triebwerkskomponente auf die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems eingesetzt. Als exemplarischer Alterungsmechanismus wird hierzu die Spalthöhe zwischen Rotorbeschaufelung und Gehäuse innerhalb eines 3D-CFD Fan-Modells variiert. Das Fan-Modell wird anschließend mit der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation eines modernen Hochbypass-Triebwerkes gekoppelt, um den Einfluss eines wachsenden Rotorspaltes auf die Triebwerksperformance an unterschiedlichen Betriebspunkten zu erfassen.

Kap. 5 befasst sich im Anschluss mit der Untersuchung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung (engl. Boundary Layer Ingestion - BLI) auf die Triebwerksperformance. Die in das Triebwerk eingesaugte Grenzschicht wird hierzu in Form einer inhomogenen Totaldruckverteilung modelliert, welche anschließend als Eintrittsrandbedingung für ein 3D-CFD Fan-Modell verwendet wird. Hierdurch werden die Auswirkungen der durch die Totaldruckstörung hervorgerufenen aerodynamischen Fehlanströmung der Rotorstufe auf charakteristische Leistungsparameter des Fans ermittelt. Durch die Kopplung des 3D-CFD Fan-Modelles mit dem thermodynamischen Gesamtsystemmodell eines modernen Getriebefan-Triebwerkes kann das veränderte Betriebsverhalten des Fans weiterhin in die Gesamtsystemanalyse miteinbezogen werden. Das beschriebene Vorgehen ermöglicht somit erstmalig eine integrierte Analyse des Effektes von Grenzschichteinsaugung auf die Leistungsfähigkeit von Fluggasturbinen.

Die Arbeit schließt mit einem Fazit und Ausblick in Kap. 6.

### 2. Technologischer Hintergrund

# 2.1. Thermodynamische Gesamtsystemsimulation durch Leistungssynthese

Wie eingangs erläutert, repräsentiert die thermodynamische Gesamtsystemsimulation von Fluggasturbinen die Grundlage des im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Vorgehens zur MFS. Sie wird zur Vorhersage des stationären und zeitabhängigen (transienten) thermodynamischen Verhaltens von Gasturbinen im gesamten Betriebsbereich eingesetzt und findet in allen Phasen des Lebenszyklus in unterschiedlicher Art und Weise Anwendung. Da die vorliegende Arbeit lediglich stationäre Simulationen betrachtet, wird die transiente Gesamtsystemsimulation im Folgenden nicht weiter berücksichtigt. Die Berechnung des stationären thermodynamischen Betriebsverhaltens erfolgt auf Basis der Ermittlung thermodynamischer Zustandsänderungen unter Anwendung entsprechender Stoffgesetze und unter Einhaltung der elementaren Erhaltungssätze für Masse, Impuls und Energie innerhalb der betrachteten Systemgrenzen.

Das Angebot an kommerziell zugänglichen Softwarelösungen zur thermodynamischen Gesamtsystemsimulation von Gasturbinen ist groß. Moderne Systeme zeichnen sich durch eine objektorientierte und modulare Implementierung sowie vielfältige Möglichkeiten zur Programmerweiterung aus. Als prominente Softwarelösungen, die sowohl im kommerziellen als auch akademischen Bereich breite Anwendung finden, sei an dieser Stelle beispielhaft auf die Programme GasTurb [41], PROOSIS [42] und NPSS [8] verwiesen. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden alle thermodynamischen Simulationen des Gesamtsystems mit dem Leistungssyntheseprogramm DLRp2 (DLR Performance Program, ehem. GTlab-Performance) [43] durchgeführt, welches seit 2010 als eigenständiger Performance-Code am Institut für Antriebstechnik des DLR entwickelt wird. Seit 2016 ist DLRp2 direkt an die DLR eigene Simulationsplattform für Gasturbinen GTlab [9] angebunden und wird zur Durchführung unterschiedlichster Auslegungs- und Analyseprozessen eingesetzt.

Für die Leistungssynthese wird das Triebwerk virtuell in seine einzelnen Komponenten (bspw. Einlauf, Verdichter, Turbine, Düse, Welle, Sekundärluftsystem etc.) zerlegt. Jede Komponente wird auf Modellebene durch ein eigenständiges Berechnungsmodul repräsentiert, welches eine thermodynamische Modellierung der spezifischen Zustandsänderung (Kompression, Expansion, Verbrennung etc.) zwischen Ein- und Austritt der Komponente enthält, die auf analytischen Zusammenhängen beruht. Ein Überblick über grundlegende Berechnungsmethoden für verschiedene Triebwerkskomponenten wird in [44, 45] gegeben. Jedes Berechnungsmodul ist folglich befähigt, den Zustand an seiner jeweiligen Austrittsebene in Abhängigkeit der Eintrittsgrößen sowie betriebspunktspezifischer Leistungsparameter wie bspw. Druckverhältnis, Wirkungsgrad, Druckverlust oder Bleedentnahmen zu ermitteln. Für die Simulation einer konkreten Triebwerkskonfiguration werden die benötigten Berechnungsmodule, dem Gaspfad des Realtriebwerks entsprechend, miteinander verbunden und so in Beziehung gesetzt. Durch die Verknüpfung von Austritts- und Eintrittsebene zweier Module entsteht eine virtuelle Strömungsfläche innerhalb des Triebwerkes, welche im Rahmen der Leistungssynthese als Station bezeichnet wird. Jede Station trägt eine nach [46] definierte charakteristische Bezeichnung und fungiert im Zuge der Berechnung vor allem als intermodulare Schnittstelle zur modulübergreifenden Weitergabe thermodynamischer Zustandsgrößen in Strömungsrichtung. Durch die konfigurationsspezifische Anordnung und Verknüpfung der verschiedenen Berechnungsmodule ergibt sich folglich der thermodynamische Kreisprozess als Synthese der Zustandsänderungen aller beteiligten Komponenten.

Da in der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation keine Parameterverteilungen in radialer Richtung sowie Umfangsrichtung ermittelt bzw. berücksichtigt werden, sind die auf einer spezifischen thermodynamischen Station berechneten Zustandsgrößen stets als repräsentative Mittelwerte auf dem gesamten Strömungsquerschnitt zu interpretieren. Da auch in axialer Richtung lediglich die Reihenfolge der miteinander verknüpften Berechnungsmodule, nicht aber die tatsächliche geometrische Ausdehnung der betrachteten Komponente Berücksichtigung findet, ergibt sich folglich eine quasi nulldimensionale Betrachtung der Gasturbine. Es wird somit deutlich, dass z.B. Geometrieänderungen innerhalb einzelner Komponenten nicht direkt aufgelöst und somit lediglich mittelbar in der Kreisprozessrechnung berücksichtigt werden können, wofür eine vorhergehende Quantifizierung des Einflusses auf komponentenspezifische Leistungsparameter erforderlich ist.

Je nach Anwendung unterscheidet man bei der Gesamtsystemsimulation mit Design und Off-Design-Rechnung zwischen zwei grundlegend verschiedenen Berechnungsmethoden, die im Folgenden kurz erläutert werden.

#### 2.1.1. Design-Rechnung

Die Design-Rechnung dient zur grundlegenden Dimensionierung des Triebwerkskreisprozesses. Sie ist immer an einen einzigen Betriebspunkt, den sog. Auslegungspunkt, gebunden und ist die Ausgangsposition für alle von diesem Betriebspunkt abweichenden Untersuchungen. Für zivile Anwendungen wird üblicherweise der Lastzustand des Triebwerkes im Reiseflug (Cruise) als Auslegungspunkt gewählt, da hier ein möglichst effizienter Betrieb des Triebwerkes sichergestellt werden soll. Je nach Zielsetzung oder der Menge verfügbarer Referenzdaten können aber auch thermisch oder aerodynamisch hoch belastete Punkte wie Take-Off oder Top-of-Climb zur Dimensionierung geeignet sein.

Zur Durchführung der Design-Rechnung müssen zunächst die charakteristischen Kreisprozessparameter einer jeden Komponente sowie die im betrachteten Betriebspunkt vorliegenden Umgebungsbedingungen (Totaldruck, statischer Druck und Totaltemperatur) vollständig definiert werden. Hierauf aufbauend können die thermodynamischen Zustandsgrößen an allen Triebwerksstationen in der dem Gaspfad entsprechenden Modulreihenfolge ermittelt werden. Rezirkulierende Fluidströme bedürfen ggf. einer gesonderten Behandlung. Ist die Auswertung aller Komponenten abgeschlossen, stehen als Ergebnisse nicht nur die thermodynamischen Eintritts- und Austrittsgrößen jeder Triebwerkskomponente sowie die zugrundeliegenden Leistungsparameter wie Druckverhältnisse oder Wirkungsgrade zur Verfügung, sondern auch globale Leistungsparameter des Triebwerkes wie Wellenleistungen, Treibstoffverbrauch oder Brutto- und Nettoschub. Darüber hinaus lassen sich basierend auf den berechneten Ergebnissen auch Größen ermitteln, die einen direkten Rückschluss auf die Wirtschaftlichkeit und Effizienz des Triebwerkes zulassen. Als Beispiele hierfür seien der schubspezifische Brennstoffverbrauch sowie der Vortriebs- und thermische Wirkungsgrad genannt.

Für die Definition der Umgebungsbedingungen wird bei der Leistungssynthese von Triebwerken üblicherweise auf ein geeignetes Atmosphärenmodell zurückgegriffen, welches einen Zusammenhang zwischen Flughöhe und statischen Umgebungsbedingungen (Druck und Temperatur) bereitstellt. Durch die zusätzliche Angabe der Flugmachzahl Ma können, unter Anwendung der Isentropenbeziehungen für Temperatur T, Druck pund Dichte  $\rho$  (Gl. 2.1 - 2.3), alle relevanten Totalgrößen ermittelt werden. Als Beispiel für ein geeignetes Atmosphärenmodell sei an dieser Stelle auf die von der ICAO (International Civil Aviation Organization) definierte Normatmosphäre nach DIN ISO 2533 [47] verwiesen, welche standardmäßig in DLRp2 und somit für alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen Verwendung findet.

$$\frac{T_s}{T_t} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}Ma^2\right)^{-1} \tag{2.1}$$

$$\frac{p_s}{p_t} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}Ma^2\right)^{\frac{-\kappa}{\kappa - 1}} \tag{2.2}$$

$$\frac{\rho_s}{\rho_t} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}Ma^2\right)^{\frac{-1}{\kappa - 1}} \tag{2.3}$$

Der in allen Isentropenbeziehungen enthaltene Isentropenexponent  $\kappa$  ist (wie andere Gaseigenschaften auch) abhängig von der statischen Temperatur  $T_s$ . Die temperaturabhängige Ermittlung charakteristischer Gaseigenschaften erfolgt bei der Leistungssynthese von Gasturbinen daher üblicherweise durch die Verwendung eines Gasmodells, welches einen Zusammenhang zwischen statischer Temperatur und charakteristischen Zustandsgrößen wie Isentropenexponent  $\kappa$ , spezifischer Gaskonstante R, Entropiefunktion  $\Psi$  und spezifischer Wärmekapazität  $c_p$  bereitstellt.

Ebenfalls großen Einfluss auf die spezifischen Gaseigenschaften hat die chemische Zusammensetzung des Arbeitsfluids, welche im heißen Teil des Triebwerkes zum einen vom verwendeten Brennstoff und zum anderen vom lokalen Mischungsverhältnis zwischen Brennstoff- und Luftmassenstrom (FAR - Fuel to Air Ratio) abhängt. Ein in der Gesamtsystemsimulation verbreiteter Ansatz ist daher die Modellierung der Gaseigenschaften durch eine zusätzliche Abhängigkeit vom Brennstoff-Luft Verhältnis, um das Verhalten des Arbeitsfluides an allen Stationen des Gaspfades möglichst realitätsnah wiedergeben zu können. Die Modellierung der Gaseigenschaften in Abhängigkeit des Brennstoff-Luft Verhältnisses ist für die breite Masse an Anwendungsfällen hinreichend genau und entspricht dem Standardvorgehen für Berechnungen mit DLRp2. Treten mehrere aufeinanderfolgende Verbrennungsprozesse im Gaspfad der betrachteten Triebwerkskonfiguration auf, so nimmt die Vorhersagegüte dieses Ansatzes jedoch ab und ein Übergang zu einer detaillierten Gasmodellierung ist empfehlenswert.

Die Berechnung von statischen Größen an einer Station innerhalb des Gaspfades erfordert stets die Kenntnis über die lokal vorliegende Querschnittsfläche oder Machzahl. Da diese Informationen häufig nur an vereinzelten Stationen verfügbar sind oder auf
Annahmen beruhen, erfolgt die Berechnung der Zustandsänderungen innerhalb des Kreisprozesses auf der Basis von Totalgrößen. Die Kreisprozessdefinition ist daher prinzipiell unabhängig von der eigentlichen Triebwerksgeometrie.

Erfolgt im Rahmen der Design-Rechnung dennoch die Definition einer Fläche oder Machzahl an einer Station des Gaspfades, so kann diese Information zur Ermittlung statischer Größen genutzt werden. Basierend auf der Definition der Machzahl (Gl. 2.4) und unter Voraussetzung der Kontinuität des Massenstroms w (Gl. 2.5) sowie einer rein axial gerichteten Strömung ( $v = v_{ax}$ ), ergibt sich ein direkter Zusammenhang zwischen Fläche und Machzahl, welcher zur Berechnung der jeweils fehlenden Größe verwendet werden kann. Die statischen Größen folgen aus der Anwendung der o.g. Isentropenbeziehungen (Gl. 2.1-2.3). Die im Rahmen der Design-Rechnung berechneten Flächen werden für folgende Off-Design-Untersuchungen i. d. R. als invariabel angenommen und erlauben in der Folge eine Ermittlung von statischen Größen und Machzahlen an den jeweiligen Stationen für Untersuchungen abseits des Auslegungspunktes.

$$Ma = \frac{v}{\sqrt{\kappa RT_s}} \tag{2.4}$$

$$w = \rho_s v_{ax} A = const. \tag{2.5}$$

Die Berücksichtigung geometrischer Größen in der Leistungssynthese von Triebwerken ist somit nicht ausgeschlossen. Sofern Machzahlen oder Ringraumflächen aber nicht als Zielgrößen einer Designiteration genutzt werden, bei der andere Kreisprozessparameter zur Variation freigegeben sind, hat deren Berechnung keinerlei Einfluss auf den eigentlichen Kreisprozess. Die Totalgrößen an allen Triebwerksstationen bleiben folglich konstant.

Einzige Ausnahme hinsichtlich der Triebwerksgeometrie bildet die Berechnung der Düsenfläche(n), welche stets Teil der Design-Rechnung in DLRp2 ist und keine Angabe zusätzlicher Informationen erfordert. Für zivile Anwendungen wird die Zustandsänderung innerhalb der Düse üblicherweise als isentrope Entspannung in einer konvergenten Düse modelliert. Die Berechnung der Austrittsfläche erfolgt auf Basis der Annahme einer angepassten Düse mit einer Expansion des Arbeitsfluides auf den statischen Umgebungsdruck.

In jedem Falle muss jedoch berücksichtigt werden, dass die Ermittlung statischer Größen bzw. Flächen in der Gesamtsystemsimulation auf Basis der Annahme einer rein axialen Strömungsrichtung des Arbeitsmediums erfolgt. Dies kann im Falle von ausgeprägten radialen oder umfangsgerichteten Geschwindigkeitskomponenten dazu führen, dass die Absolutgeschwindigkeit des Fluides unterschätzt und die ermittelten statischen Größen und Flächen entsprechend überschätzt werden.

Auch wenn geometrische Größen im Rahmen der Design-Rechnung nicht zwangsläufig eine Rolle spielen, ist der durch die modulspezifischen Designparameter festgelegte Kreisprozess sinnbildlich gleichzusetzen mit einer spezifischen Triebwerksgeometrie. Jede Kombination von Kreisprozessparametern einer Design-Rechnung repräsentiert folglich ein charakteristisches Triebwerksdesign, welches im Anschluss an die Design-Rechnung fixiert und für Untersuchungen des Betriebsverhaltens abseits vom Auslegungspunkt (Off-Design) verwendet werden kann.

#### 2.1.2. Off-Design-Rechnung

Im Rahmen der Gesamtsystemsimulation von Flugtriebwerken werden jegliche Betriebspunkte, die nicht mit dem Auslegungspunkt des betrachteten Modells übereinstimmen, als Off-Design-Punkte bezeichnet. Wie in Kap. 2.1.1 erläutert, basiert die Off-Design-Rechnung auf einer zuvor dimensionierten Triebwerkskonfiguration und ermöglicht die Ermittlung des konfigurationsspezifischen Betriebsverhaltens über einen weiten Betriebsbereich.

Die Ermittlung des thermodynamischen Triebwerkszustandes erfolgt jedoch, anders als bei der Design-Rechnung, nicht auf Basis festgelegter Kreisprozessparameter. Vielmehr wird ein konkreter Lastzustand des Triebwerkes definiert, für den die komponentenspezifischen Kreisprozessparameter bei gleichzeitiger Gewährleistung physikalischer Konsistenz ermittelt werden müssen. Die Betriebspunktdefinition im Off-Design erfolgt durch die Festlegung der Umgebungsbedingungen (vgl. Kap. 2.1.1), sowie durch Angabe eines spezifischen Lastparameters, welcher den Lastzustand des Triebwerkes charakterisiert. Beispiele für typische Lastparameter sind die mechanische oder aerodynamische Wellendrehzahl, der Brennstoffmassenstrom oder das Brennstoff-Luft Verhältnis. Indirekt lassen sich im Rahmen der Gesamtsystemsimulation aber auch eigentliche Ergebnisgrößen wie die Turbineneintrittstemperatur oder der Nettoschub als Lastparameter zur Betriebspunktdefinition definieren, was sich für vielerlei Anwendungsfälle als vorteilhaft erweist.

Bei einer Abweichung vom Auslegungspunkt führen die in der Design-Rechnung definierten Kreisprozessparameter in Kombination mit dem gegebenen Lastzustand zu einer Verletzung der elementaren Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie. Um für den gegebenen Betriebspunkt eine physikalisch konsistente Lösung zu finden, müssen die komponentenspezifischen Leistungsparameter folglich so angepasst werden, dass für den gegebenen Lastzustand alle Erhaltungsgleichungen erfüllt sind. Diese Anpassung kann nicht willkürlich stattfinden, sondern muss das Betriebsverhalten der jeweiligen Komponente korrekt abbilden. Für die Durchführung von Off-Design-Untersuchungen muss daher insbesondere das Betriebsverhalten der Turbokomponenten durch entsprechende Komponentenkennfelder definiert werden, die den Zusammenhang jeweils charakteristischer Leistungsparameter über einen weiten Betriebsbereich beinhalten.

Abb. 2.1 auf der nächsten Seite zeigt hierzu ein exemplarisches Verdichterkennfeld, welches den Zusammenhang zwischen Totaldruckverhältnis  $\Pi_t$ , isentropem Wirkungsgrad  $\eta_{is}$ , reduziertem Massenstrom  $W_{corr}$  sowie der reduzierten Drehzahl  $N_{corr}$  beinhaltet. Zusätzlich enthält die Kennfelddarstellung beispielhafte Verläufe einer typischen Betriebslinie (*BL*), der Pumpgrenze (*PG*) sowie der im Bereich der Leistungssynthese gängigen Hilfskoordinate  $\beta$ . Komponentenkennfelder können durch Prüfstandsvermessung oder Simulation gewonnen werden. Die Verwendung von reduzierten Größen für Massenstrom und Drehzahl, welche unter Zuhilfenahme von Totaldruck und -temperatur am Komponenteneintritt berechnet werden (Gl. 2.6 und 2.7), resultiert aus dem Prinzip der Mach 'schen Ähnlichkeit und ermöglicht anschließend eine vom Umgebungszustand weitgehend unabhängige Verwendung des ermittelten Kennfelds [48].

$$W_{corr} = W \sqrt{\frac{T_{t,in}}{T_{ref}}} \frac{p_{ref}}{p_{t,in}}$$
(2.6)



Abbildung 2.1.: Beispielhafte Darstellung eines Verdichterkennfeldes inkl. Betriebslinie und Hilfskoordinate  $\beta$ 

$$N_{corr} = N \sqrt{\frac{T_{ref}}{T_{t,in}}} \tag{2.7}$$

Die  $\beta$ -Linien verlaufen im Kennfeld näherungsweise orthogonal zu den Linien konstanter reduzierter Drehzahl und hüllen die Drehzahllinien vollständig ein. Die Hilfsgröße  $\beta$ wird im Bereich der Leistungssynthese in Kombination mit der reduzierten Drehzahl häufig zur Parametrisierung von Kennfeldern verwendet, um bei einer tabellarischen Verwendung eindeutigen Zugang zu allen Kennfeldgrößen in jedem Betriebspunkt zu gewährleisten. Die Notwendigkeit dieser Parametrisierung resultiert aus der Gefahr eines nahezu vertikalen oder horizontalen Verlaufs einzelner Drehzahllinien im Bereich der Pump- bzw. Sperrgrenze, welcher sonst zu Mehrdeutigkeiten in der Abhängigkeit zwischen  $W_{corr}$  und  $\Pi_t$  in diesen Bereichen und hierdurch zu numerischen Instabilitäten führen kann. Betriebspunkte zwischen den diskreten Stützstellen der parametrisierten Kennfeldtopologie werden im Rahmen der Off-Design-Rechnung mit Hilfe geeigneter Interpolationsroutinen ermittelt. Da die Auflösung von Kennfeldern aufgrund der aufwändigen Erzeugung häufig nicht der Genauigkeit entspricht, mit der bspw. Betriebslinien in der Gesamtsystemsimulation abgefahren werden, müssen die durch Interpolation entstehenden Ungenauigkeiten in den nicht durch Stützstellen abgedeckten Kennfeldbereichen in Kauf genommen werden. Kennfelddaten können in der Gesamtsystemsimulation auch extrapoliert werden, wovon jedoch ausdrücklich abgeraten wird.

Die Anpassung der Kreisprozessparameter im Rahmen der Off-Design-Rechnung erfolgt durch eine iterative Verschiebung der komponentenspezifischen Betriebspunkte innerhalb der jeweiligen Kennfelder mit dem Ziel, den geforderten Lastzustand unter Einhaltung aller relevanten Erhaltungsgleichungen zu erfüllen. Ausgangspunkt dieser Iteration ist häufig der zuvor berechnete Betriebspunkt bzw. der Auslegungspunkt des Modells, um basierend auf sinnvollen Startwerten eine stabile Berechnung und schnelle Konvergenz zu ermöglichen. Aus dem geforderten Lastzustand sowie den zu erfüllenden Erhaltungsgleichungen lassen sich modellspezifische Schließungsbedingungen formulieren, die für eine gültige Lösung gleichzeitig mit hinreichender Genauigkeit erfüllt sein müssen. Freie Parameter einerseits sowie die geforderten Schließungsbedingungen andererseits bilden somit ein hochgradig nichtlineares Gleichungssystem, für dessen Lösung entsprechende numerische Verfahren (z.B. Newton-Raphson Verfahren, vgl. Kap. 3.2.2) in der einschlägigen Literatur zu finden sind. Im Sinne einer eindeutigen Lösbarkeit des Gleichungssystems muss die Anzahl von Schließungsbedingungen stets der Anzahl freier Parameter entsprechen. Die Schließungsbedingungen umfassen mindestens die folgenden vier Punkte:

- Erfüllung des vorgegebenen Lastzustandes
- Sicherstellung der Massenkontinuität innerhalb des Gaspfades
- Leistungsgleichgewicht zwischen allen Komponenten, die mechanisch über eine Welle miteinander gekoppelt sind
- Impulserhaltung über die Düsenfläche(n)

#### 2.1.3. Skalierung von Komponentenkennfeldern

Die Skalierung von Komponentenkennfeldern ist ein wichtiges Werkzeug innerhalb der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation und wird mit unterschiedlichen Zielsetzungen sowohl bei Design als auch bei Off-Design-Berechnungen eingesetzt. Hierzu werden Kennfeldskalierer für die unterschiedlichen Kennfelddimensionen eingesetzt, welche zur Laufzeit mit den Originalwerten des Kennfelds verrechnet werden und somit eine Manipulation des komponentenspezifischen Betriebsverhaltens erlauben. Je nach Art der Verrechnung (Addition oder Multiplikation mit dem entsprechenden Kennfeldwert) unterscheidet man zwischen Deltaskalierern D und Faktorskalierern F. Jeder Kennfeldskalierer ist stets einer bestimmten physikalischen Kennfeldgröße zugeordnet. Entsprechend der in Abb. 2.1 auf der vorherigen Seite gezeigten Kennfelddarstellung ist für diesen Fall folglich eine (auch gleichzeitige) Skalierung des Kennfeldes in folgenden Dimensionen möglich:

- Reduzierte Drehzahl $N_{corr}$
- Totaldruckverhältnis $\Pi_t$
- Reduzierter Massenstrom  $W_{corr}$
- Isentroper Wirkungsgrad $\eta_{is}$

Im Rahmen der Design-Rechnung wird die Kennfeldskalierung zur Dimensionierung des Triebwerksmodells und als vorbereitende Maßnahme für potentiell folgende Off-Design-Studien eingesetzt. Die Komponentenkennfelder finden bei der Design-Rechnung keine direkte Anwendung, da die Leistungsparameter aller Komponenten entsprechend

vordefiniert sind (vgl. Kap. 2.1.1). Es muss jedoch unbedingt sichergestellt werden, dass eine an das Design anschließende und auf Komponentenkennfeldern basierende Berechnung des Auslegungspunktes im Off-Design-Modus dieselben Ergebnisse liefert wie die Design-Rechnung.

Da im Rahmen der thermodynamischen Triebwerksmodellierung aus Ermangelung an Messdaten oder hochwertigen Simulationsergebnissen häufig auf generische Kennfelder zurückgegriffen werden muss, stimmen die im Auslegungspunkt definierten Leistungsparameter der einzelnen Komponenten in der Regel jedoch nicht mit den entsprechenden Kennfelddaten an diesem Betriebspunkt überein. Der Verzicht auf eine Kennfeldskalierung würde folglich dazu führen, dass Design und Off-Design-Berechnung verschiedene thermodynamische Triebwerkszustände für einen identischen Betriebspunkt liefern und damit zu einem inkonsistenten Modell führen. Damit die Skalierung durchgeführt werden kann, muss in der Designrechnung neben der Angabe der eigentlichen Kreisprozessparameter daher auch die exakte Lage des Auslegungspunktes im jeweiligen Komponentenkennfeld angegeben werden. Dies erfolgt über die Festlegung der Kennfeldkoordinaten  $N_{corr,des}$  und  $\beta_{des}$  im Auslegungspunkt. Basierend auf diesen Angaben können im Zuge der Design-Rechnung alle Komponentenkennfelder so skaliert werden, dass eine Übereinstimmung von Design und Off-Design-Rechnung im Auslegungspunkt gewährleistet ist.

Die Berechnungsvorschriften zur Ermittlung der Designskalierer für die o.g. Kennfeldgrößen sind in Gl. 2.8-2.11 angegeben und entsprechen der Definition in DLRp2. Die berechneten Designskalierer sind strikt an den entsprechenden Designzustand des Triebwerksmodells gebunden und werden für alle Off-Design-Rechnungen stets unverändert auf die entsprechenden Kennfelder beaufschlagt.

$$F_{N_{corr,des}} = \frac{1.0}{N_{rel,m}} \tag{2.8}$$

$$F_{\Pi_{t},des} = \frac{\Pi_{t,des} - 1.0}{\Pi_{t,m} - 1.0}$$
(2.9)

$$F_{W_{corr,des}} = \frac{W_{corr,des}}{W_{corr,m}} \tag{2.10}$$

$$F_{\eta_{s,des}} = \frac{\eta_{s,des}}{\eta_{s,m}} \tag{2.11}$$

Üblicherweise bieten Programme zur Leistungssyntheserechnung weiterhin die Möglichkeit, verwendete Komponentenkennfelder im Off-Design zur Laufzeit mit weiteren Skalierern zu beaufschlagen. Diese Funktion kann genutzt werden, um das Betriebsverhalten einzelner Komponenten gezielt zu modifizieren. Grund hierfür kann bspw. die gezielte Reproduktion von Messdaten im Rahmen von ANSYN (Analysis by Synthesis) Untersuchungen oder eine Berücksichtigung flughöhenabhängiger Reynoldszahleffekte für bestimmte Betriebspunkte sein. Die aus dem Kennfeld abgelesenen Leistungsparameter einer Komponente ergeben sich bei Off-Design-Rechnungen somit aus der Überlagerung des bereits im Design skalierten Kennfeldes mit dem entsprechenden Off-Design-Skalierer. Typischerweise erfolgt die Skalierung von Parametern wie reduziertem Massenstrom oder Totaldruckverhältnis durch Anwendung von Faktoren. Für relative Größen wie dem isentropen (oder auch polytropen) Wirkungsgrad eignet sich hingegen eine Modifikation durch Deltaskalierer (Gl. 2.15). Die zur Laufzeit berechneten Kennfeldgrößen im Off-Design ergeben sich folglich nach den in Gl. 2.12-2.15 angegebenen Berechnungsvorschriften.

$$N_{corr} = F_{N_{corr,des}} * F_{N_{corr,od}} * N_{corr,m}$$

$$(2.12)$$

$$\Pi_t(N_{corr},\beta) = \left[ \left( F_{\Pi_{t,des}} \cdot (\Pi_{t,m} - 1.0) + 1.0 \right) \right] \cdot F_{\Pi_{t,od}}$$
(2.13)

$$W_{corr}(N_{corr},\beta) = F_{W_{corr,des}} \cdot F_{W_{corr,od}} \cdot W_{corr,m}$$
(2.14)

$$\eta_s(N_{corr},\beta) = D_{\eta_{is,des}} + D_{\eta_{is,od}} + \eta_{is,m} \tag{2.15}$$

Die Aufprägung von Skalierungsfaktoren führt zu einer Verzerrung der ursprünglichen Kennfeldtopologie und damit zu einem veränderten Betriebsverhalten der betreffenden Komponente im gesamten Kennfeldbereich. Jede Kombination von Kennfeldskalierern einer Komponente repräsentiert innerhalb der Gesamtsystemsimulation also sinnbildlich eine individuelle Komponentengeometrie mit spezifischem Betriebsverhalten. Es sei an dieser Stelle bereits darauf hingewiesen, dass die Skalierung einer einzelnen Komponente stets das Betriebsverhalten des Gesamtsystems beeinflusst. Für einen konstanten globalen Betriebspunkt hat eine jede Kennfeldskalierung durch die über alle Komponenten ermittelten Gleichgewichtszustände (vgl. Kap. 2.1.2) somit immer eine Verschiebung aller komponentenspezifischen Betriebspunkte zur Folge.

# 2.2. Aerodynamische Simulation von Turbokomponenten

Der im Rahmen einer MFS in die Gesamtsystemanalyse eingebrachte Mehrwert durch eine hochauflösende Betrachtung einzelner Komponenten basiert auf der Anwendung höherwertiger Simulationsverfahren. Die Betrachtungen im Rahmen dieser Arbeit fokussieren sich auf die modellbasierte Vorhersage der aerodynamischen Leistungsfähigkeit von Turbokomponenten, weshalb die folgenden Abschnitte einen kurzen Überblick über die verschiedenen Verfahren und Detailstufen der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten geben.

Anders als die 0D-Gesamtsystemsimulation, bei der die Interaktion von verschiedenen Komponenten sowie die globale Triebwerksperformance im Fokus steht, liegt das Augenmerk der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten auf der Erfassung komponenteninterner Strömungsvorgänge als Ergebnis der Wechselwirkung zwischen Arbeitsfluid und Komponentengeometrie. Hierbei gibt es unterschiedliche Vorgehensweisen, welche die komplexen physikalischen Vorgänge in Turbomaschinenströmungen mehr oder weniger genau erfassen und deren Einsatzgebiet je nach Fragestellung variiert.

Grundlage der mathematisch-physikalischen Modellierung von Turbomaschinenströmungen sind die Navier-Stokes-Gleichungen, welche in ihrer allgemeingültigen Formulierung das Verhalten von instationären, kompressiblen und reibungsbehafteten Strömungen im dreidimensionalen Raum beschreiben. Sie bilden ein System von partiellen nichtlinearen Differentialgleichungen 2. Ordnung, welches aus der Anwendung der elementaren Erhaltungssätze für Impuls, Masse und Energie resultiert. Da für die Mehrheit der heutigen Anwendungsfälle keine analytische Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen vorliegt, erfolgt üblicherweise eine Approximation der exakten Lösung durch Anwendung geeigneter numerischer Verfahren und häufig auf Basis vereinfachender Annahmen, welche vom jeweiligen Anwendungsfall abhängen. Hierzu zählen beispielsweise die Annahme einer achsensymmetrischen und/oder adiabaten Strömung, eines stationären Strömungszustandes sowie die Vernachlässigung der inneren Reibung durch Viskosität.

Die Vereinfachung der Navier-Stokes-Gleichungen sowie die daraus resultierende Reduktion der Komplexität des Gleichungssystems ermöglichen es in vielen Fällen überhaupt erst, eine numerische Lösung unter Anwendung der verfügbaren Rechenleistung in zeitlich vertretbarem Rahmen zu ermitteln. Dennoch bedeutet jede vereinfachende Annahme stets eine Entfernung von der physikalisch korrekten Beschreibung des vorliegenden Problems und damit eine ggf. deutliche Abweichung zwischen berechnetem und realem Strömungsverhalten. Im Hinblick auf die Simulation von Turbomaschinen gilt es daher stets, für eine gegebene Fragestellung den bestmöglichen Kompromiss zwischen möglichst hochwertiger Modellierung und benötigter Rechenzeit bzw. -leistung zu finden, was sich in der Entwicklung der verschiedenen Simulationsverfahren und ihren jeweiligen Anwendungsgebieten widerspiegelt.

Jedes Verfahren zur Strömungssimulation in Turbomaschinen basiert auf einer räumlichen Diskretisierung des Betrachtungsraumes in Form eines Berechnungsgitters, mit dem Ziel den charakteristischen Strömungszustand an jedem Gitterknoten für gegebene Randbedingungen zu ermitteln. Grundlegend unterscheiden sich die verschiedenen Verfahren allerdings in der Annahme zeitlicher und vor allem räumlicher Variabilität physikalischer Größen zur Beschreibung des Strömungszustandes. Entsprechend den jeweiligen Annahmen bzgl. der räumlichen Variabilität lassen sich die Berechnungsansätze in ein-, zwei- und dreidimensionale Verfahren einteilen. Bzgl. der zeitlichen Variabilität unterscheidet man ferner zwischen stationären und instationären Verfahren. Da für die vorliegende Arbeit ausschließlich stationäre Berechnungen durchgeführt wurden, werden zeitliche Variabilitäten in der Folge nicht weiter beachtet.

Die folgenden Abschnitte geben einen kurzen und groben Überblick über die verschiedenen Detailstufen der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten sowie die jeweils zugrundeliegenden Annahmen und daraus resultierenden Herausforderungen für ihre Kopplung mit der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation.

#### 2.2.1. 1D-Mittelschnittverfahren

Das 1D-Mittelschnitt-Verfahren ist ein einfaches und schnelles Verfahren, welches sowohl zur Auslegung neuer als auch zur Nachrechnung bestehender Turbomaschinenkonfigurationen eingesetzt wird. Es beruht auf der vereinfachenden Annahme einer adiabaten, stationären und reibungsfreien Strömung, welche sowohl in radialer Richtung als auch in Umfangsrichtung invariabel ist und repräsentiert damit die niedrigste Detailstufe (Low-Fidelity) der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten. Aufgrund schneller Antwortzeiten, im Bereich weniger Sekunden, eignet sich das Verfahren bspw. zur interaktiven Generierung und Analyse initialer Geometrien im Rahmen des Konzeptentwurfs, welche anschließend als Ausgangsposition für eine tiefergehende Komponentenauslegung mit 2D- oder 3D-Verfahren verwendet werden können. Die Berechnung des Strömungsfeldes erfolgt entlang der Maschinenachse auf einer einzigen repräsentativen Stromlinie, welche den Strömungskanal an jeder axialen Position auf Höhe des mittleren Radius  $r_m$  durchläuft. Der mittlere Radius kann je nach Definition als Flächenmittel oder Streckenmittel verstanden werden. Zentraler Aspekt des Mittelschnittverfahren ist die Anwendung der Euler'schen Turbinengleichung, welche aus der Erhaltung des Drehimpulses resultiert. Sie erlaubt es, die in einer Schaufelreihe verrichtete spezifische Schaufelarbeit y analytisch mit den Umfangskomponenten der Strömungsgeschwindigkeit ( $v_u$ ) vor und hinter einer Schaufelreihe in Beziehung zu setzen (Gl. 2.16). Hieraus können folglich Rückschlüsse auf die aus der Durchströmung der Schaufelreihe resultierende Veränderung der Geschwindigkeitskomponenten innerhalb des Arbeitsfluides sowie die hierzu erforderlichen Schaufelwinkel gezogen werden.

$$y = 2\pi N (r_{m,out} v_{u,out} - r_{m,in} v_{u,in})$$
(2.16)

Verluste jeglicher Art werden beim Mittelschnittverfahren (wenn überhaupt) durch entsprechende Korrelationen berücksichtigt. Typische Verlustgrößen wie Profil-, Spaltund Sekundärverluste, aber auch die Minderumlenkung von Schaufelgittern, werden hierzu mit charakteristischen Zuströmgrößen und geometrischen Profilkennwerten in Verbindung gesetzt und entsprechend des aktuellen Betriebspunktes ermittelt. Dies ermöglicht sowohl bei der Neuauslegung als auch bei der Nachrechnung von bestehenden Geometrien, eine Annäherung an reale, verlustbehaftete Strömungen. Als Standardwerk für entsprechende Korrelationen hinsichtlich der Profilverluste und Minderumlenkung von Verdichtergittern sei an dieser Stelle beispielhaft auf [49] verwiesen.

Im Rahmen der Auslegungsrechnung können die entsprechenden Korrelationen verwendet werden, um charakteristische Schaufelparameter wie Metallumlenkung, Sehnenlänge oder Staffelungswinkel im Mittelschnitt so zu bestimmen, dass die geforderte Umlenkung einer jeden Schaufelreihe unter realen Bedingungen möglichst erfüllt wird. Durch zusätzliche Annahmen zum axialen Abstand zwischen den einzelnen Schaufelreihen, lässt sich so die axiale Ausdehnung der Turbomaschine ermitteln. Basierend auf dem thermodynamischen Zustand des Arbeitsmediums vor und hinter jeder Stufe können weiterhin unter Anwendung der Kontinuitätsgleichung entsprechende Querschnittsflächen ermittelt werden, die in Verbindung mit dem zuvor beschriebenen axialen Verlauf des mittleren Radius den Ringraum definieren.

Die Mittelschnittrechnung liefert entsprechend der Annahme einer konstanten Parameterverteilung in radialer Richtung und Umfangsrichtung den charakteristischen Strömungszustand am Ein- und Austritt einer jeden Schaufelreihe in Form eines einzigen repräsentativen Mittelwertes pro Parameter. Aufgrund der korrelationsbasierten Abbildung der Profilumströmung liegen keine Informationen zum Strömungsverhalten innerhalb des Schaufelkanals vor. Da die Berechnung auf einer einzelnen Stromlinie erfolgt, können die Ergebnisse an Ein- und Austritt der einzelnen Schaufelpassagen direkt zur Ermittlung charakteristischer Stufen- und Maschinenkennwerte wie Wirkungsgrade und Druckverhältnisse genutzt werden, ohne dass hierzu eine vorherige Mittelung der Ergebnisse notwendig ist. Die Ergebnisse an Ein- und Austritt der Komponenten können somit potentiell direkt innerhalb der Gesamtsystemsimulation genutzt werden. Im Gegensatz zu einer rein thermodynamischen Betrachtung liefert das 1D-Mittelschnittverfahren allerdings gleichzeitig erste Einblicke in die Strömungsvorgänge innerhalb der Komponente und ermöglicht, neben einer Beurteilung der Gesamtperformance, auch eine grundlegende Analyse charakteristischer Belastungskenngrößen innerhalb der einzelnen Schaufelpassagen.

Durch die isolierte Betrachtung des Mittelschnitts kann die über den Radius stark variierende An- und Abströmung einer Schaufelreihe nicht hinreichend genau modelliert werden. Mit Hilfe vereinfachender Annahmen kann allerdings, basierend auf den im Mittelschnitt ermittelten Schaufelwinkeln, eine erste Abschätzung zu den erforderlichen Schaufelwinkeln an Nabe, Gehäuse oder weiteren radialen Positionen durchgeführt werden. Die eigentliche Auslegung einer modernen Beschaufelungsgeometrie wird jedoch erst durch die Anwendung von Mehrschnittverfahren bzw. 3D-CFD-Verfahren ermöglicht, welche die komponenteninterne Strömung realitätsnäher abbilden können.

#### 2.2.2. 2D-Mehrschnittverfahren

2D-Mehrschnittverfahren repräsentieren im Rahmen der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten die mittlere Genauigkeitsstufe (Mid-Fidelity). Auch bei diesen Verfahren wird im Allgemeinen von einem adiabaten, stationären und reibungsfreien Strömungsfeld ausgegangen, welches in Umfangsrichtung invariabel ist. Im Vergleich zum 1D-Mittelschnittverfahren wird allerdings eine zusätzliche Variabilität der Strömungsgrößen in radialer Richtung berücksichtigt. 2D-Mehrschnittverfahren können zur Auslegung und Nachrechnung von Komponentengeometrien verwendet werden. Die Auslegungsrechnung ermöglicht jedoch üblicherweise keine direkte Ermittlung der Ringraumgeometrie, da diese in Form eines Rechennetzes als Eingangsgröße für die Berechnung eines Betriebspunktes benötigt wird. Im Rahmen der Auslegung liegt der Fokus daher auf einer automatisierten Ermittlung von Schaufelgeometrien an unterschiedlichen radialen Höhen zur Umsetzung einer möglichst optimal auf die verschiedenen Stufen angepassten Arbeitsverteilung. Die Anpassung der Ringraumgeometrie kann bspw. in Form übergeordneter Optimierungen automatisiert werden.

Zur Berechnung des zweidimensionalen Strömungsfeldes in Turbokomponenten finden üblicherweise entweder Finite-Elemente Verfahren oder Stromlinienkrümmungsverfahren Anwendung, wobei im Folgenden lediglich das Stromlinienkrümmungsverfahren in seinen Grundzügen betrachtet wird. Das Verfahren basiert auf dem von Wu [50] vorgestellten Ansatz zur Approximation eines dreidimensionalen Strömungsfeldes innerhalb einer Turbomaschine durch die Berechnung der Strömung auf zwei sich schneidenden und miteinander in Beziehung stehenden zweidimensionalen Ebenen im Strömungskanal (vgl. Abb. 2.2 auf der nächsten Seite):

- S1-Ebenen werden als Ebenen mit einer Ausdehnung entlang der Maschinenachse sowie in Umfangsrichtung definiert, welche zu Beginn einer Schaufelpassage einen konstanten Radius r aufweisen. Im weiteren axialen Verlauf der Schaufelpassage können sie sich jedoch in radialer Richtung beliebig verformen.
- **S2-Ebenen** werden als Ebenen mit einer Ausdehnung entlang der Maschinenachse sowie in radialer Richtung zwischen Nabe und Gehäuse definiert, welche zu Beginn einer Schaufelpassage einen konstanten Winkel  $\phi$  aufweisen. Im weiteren axialen Verlauf können sie sich beliebig in Umfangsrichtung verformen.



Abbildung 2.2.: Definition von S1- und S2-Ebenen im Strömungskanal

Durch die Annahme einer rotationssymmetrischen Strömung erfolgt die Berechnung des Strömungsfeldes bei 2D-Mehrschnittverfahren auf einer einzigen S2-Ebene, welche den Schaufelkanal jeder Schaufelreihe in zwei gleichgroße Massenstromanteile aufteilt und das Umfangsmittel der Strömung repräsentiert ( $S2_m$ -Ebene). Zur Auflösung des Strömungsfeldes in radialer Richtung werden mehrere S1-Ebenen über der radialen Ausdehnung des Strömungskanals betrachtet, welche die  $S2_m$ -Ebene schneiden und aufgrund der Umfangssymmetrie als Stromlinien interpretiert werden können. Zur letztendlichen Berechnung des zweidimensionalen Strömungsfeldes müssen die Erhaltungsgleichungen sowohl entlang der Stromlinien als auch in radialer Richtung für gegebene Randbedingungen gelöst werden. Für eine detaillierte Beschreibung des hierzu erforderlichen Vorgehens sei an dieser Stelle auf [51] verwiesen.

Wie schon beim 1D-Mittelschnittverfahren, werden Verluste auch bei 2D-Mehrschnittverfahren durch Korrelationen abgebildet. Da die radiale Invariabilität der Strömungsgrößen bei diesem Verfahren berücksichtigt wird und somit eine bessere Auflösung des Strömungsfeldes erzielt wird, können Realphänomene der Strömung jedoch deutlich besser durch diese berücksichtigt werden. Die Rechenzeiten liegen für einzelne Betriebspunkte im Bereich von Sekunden oder wenigen Minuten, was im Vergleich zu 1D-Mittelschnittverfahren eine deutliche Steigerung darstellt. Aufgrund der qualitativ hochwertigeren Abbildung der Strömung stellt dies für viele Anwendungen jedoch eine lohnende Investition dar. Da 2D-Mehrschnittverfahren somit einen guten Kompromiss aus schneller Berechnung und physikalisch hochwertiger Modellierung bieten, werden sie häufig im Bereich des Vorentwurfs von Flugzeugtriebwerken eingesetzt und bilden eine gute Ausgangsposition für einen weiterführenden Detailentwurf und höherwertige Analysen mit Hilfe von hochauflösenden 3D-CFD-Verfahren. Ergebnis ist schließlich die Approximation des zweidimensionalen Strömungsfeldes innerhalb einer Turbokomponente, welches radiale Parameterverteilungen an unterschiedlichen axialen Positionen der betrachteten Komponente beinhaltet. Sollen die berechneten Ergebnisse für die Verwendung im Rahmen einer Gesamtsystemsimulation nutzbar gemacht werden, müssen folglich zunächst repräsentative Mittelwerte an Einund Austritt der Komponente durch eine Mittelung der Ergebnisse in radialer Richtung berechnet werden.

#### 2.2.3. 3D-Computational Fluid Dynamics

Die aerodynamische Simulation von Turbokomponenten durch 3D-CFD-Verfahren stellt im Allgemeinen die höchste Genauigkeitsstufe der aerodynamischen Strömungssimulation dar (High-Fidelity) und beruht auf einer numerischen Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen im dreidimensionalen Raum. Hierzu wird das zugrundeliegende Rechengebiet zunächst räumlich diskretisiert (vernetzt). Anschließend wird das durch die Navier-Stokes-Gleichungen gegebene System von partiellen Differentialgleichungen, basierend auf dieser Diskretisierung, lokal durch algebraische Gleichungen approximiert und unter Verwendung gegebener Randbedingungen gelöst [52].

Der Oberbegriff 3D-CFD steht stellvertretend für ein breites Forschungsgebiet mit einer unüberschaubaren Menge an unterschiedlichen Anwendungen und zugrundeliegenden numerischen Berechnungsverfahren. So können sich die verwendeten Lösungsverfahren bspw. in der Art der Diskretisierung, ihrer grundlegenden mathematischen Modellierung, der zugrundeliegenden Gittertopologie, aber auch im Detailgrad ihrer physikalischen Modellierung oder einer Vielzahl anderer Aspekte unterscheiden. Hierdurch ergibt sich unter den verschiedenen 3D-CFD-Verfahren eine enorme Streuung hinsichtlich physikalischer Akkuranz, Stabilität und benötigter Rechenleistung. Generell muss die Eignung eines bestimmten Verfahrens folglich stets in Abhängigkeit des jeweiligen Anwendungsfalles geprüft werden. Da bereits ein grundlegender Überblick über gängige 3D-CFD-Verfahren den Rahmen dieser Arbeit bei weitem übersteigen würde, sei zu diesem Zweck vereinfachend auf [52] und [53] verwiesen.

Im Rahmen der Turbomaschinensimulation werden 3D-CFD-Verfahren üblicherweise zur detaillierten Betrachtung der Strömungsvorgänge innerhalb einzelner Komponenten an wenigen diskreten Betriebspunkten eingesetzt. Gegenstand dieser Betrachtungen kann bspw. die automatisierte Optimierung von Schaufel- oder Kanalgeometrien, die Beurteilung des Einflusses von Geometrieveränderungen durch z.B. Alterung oder Schäden auf die Komponentenperformance oder schlichtweg die Vorhersage der Komponentenperformance bei konstanter Geometrie an verschiedenen Betriebspunkten sein. Die hochauflösende Komponentensimulation wird auch zur Ermittlung von Komponentencharakteristika über einen großen Betriebsbereich eingesetzt. Dies erfolgt jedoch üblicherweise nicht im Rahmen der Auslegung, sondern aufgrund des hohen erforderlichen Berechnungsaufwandes erst für weitgehend finale Komponentengeometrien.

Verluste durch bspw. Reibung oder Turbulenz werden nicht, wie bei 1D- oder 2D-Verfahren üblich, mit Hilfe von Korrelationen abgebildet, sondern direkt in den zugrundeliegenden Erhaltungsgleichungen berücksichtigt. Da eine vollständige Auflösung turbulenter Strömungen mit Hilfe der direkten numerischen Simulation (DNS) einen äußerst hohen Rechenaufwand erfordert, wird für diesen Zweck meistens auf die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) in Kombination mit geeigneten Turbulenzmodellen zurückgegriffen, was eine deutlich zeiteffizientere Berechnung zulässt und daher für alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten 3D-CFD-Simulationen eingesetzt wurde.

Ergebnis einer 3D-CFD-Simulation ist das dreidimensionale Strömungsfeld innerhalb einer Turbokomponente, welches den Strömungszustand an jedem Knoten des zugrundeliegenden Rechennetzes beinhaltet und so einen der Netzauflösung entsprechend detaillierten Einblick in die komponenteninternen Strömungsvorgänge erlaubt. Entsprechend einer vorliegenden Parameterverteilung in alle drei Raumrichtungen, muss zur Ermittlung charakteristischer Leistungskenngrößen eine Mittelung in radialer Richtung sowie Umfangsrichtung auf der Ein- und Austrittsfläche der Komponente durchgeführt werden.

## 2.3. Fidelity übergreifender Austausch von Randbedingungen

Werden Komponenten- und Gesamtsystemsimulation im Rahmen der MFS iterativ miteinander gekoppelt, muss ein gegenseitiger Austausch von Randbedingungen ermöglicht werden. Weiterhin ist es notwendig, Simulationsergebnisse unterschiedlicher Auflösung miteinander in Beziehung zu setzen und eine Vergleichbarkeit zwischen den generierten Datensätzen herstellen zu können.

Werden Ergebnisdaten von Verfahren unterschiedlicher Auflösung miteinander verglichen, ist es üblich, die Daten der höheren Dimension auf die niedrigere zu reduzieren. Möchte man bspw. die Ergebnisdaten einer höherwertigen Komponentensimulation mit der Vorhersage einer 0D-thermodynamischen Gesamtsystemsimulation hinsichtlich bestimmter Leistungsparameter vergleichen, ist es notwendig, aus den entsprechend mehrdimensionalen Ergebnissen der höherwertigen Komponentensimulation repräsentative Mittelwerte für thermodynamische Zustandsgrößen wie bspw. Temperatur oder Druck zu ermitteln. Aus diesen können anschließend typische Leistungskenngrößen wie Druckverhältnisse und Wirkungsgrade ermittelt werden, die für einen Vergleich mit den Vorhersagen der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation herangezogen werden können. Je nach Auflösung der Komponentensimulation müssen daher Mittelungen in eine oder mehrere Raumrichtungen durchgeführt werden, um die benötigten Mittelwerte auf den Ein- bzw. Austrittsflächen des verwendeten Modells zu extrahieren. Die Durchführung einer Ergebnismittelung ist stets an eine definierte Koordinatenrichtung gebunden, weshalb für die Eliminierung einer Dimension immer exakt eine Mittelung in der betreffenden Koordinatenrichtung notwendig ist. Bei der Betrachtung von Strömungsdaten wird üblicherweise auf eine Massenstrom-, Impuls- oder Flächenmittelung zurückgegriffen.

Für den Abgleich von 3D-CFD-Strömungsdaten mit Ergebnissen aus der Gesamtsystemsimulation ist es notwendig, zunächst die axiale Position x der betreffenden Strömungsfläche zu definieren (z.B. Ein- oder Austritt der Komponente). Anschließend kann basierend auf dieser Strömungsfläche jeweils eine Mittelung in Umfangsrichtung  $\phi$ und radialer Richtung r durchgeführt werden, um repräsentative 0D-Mittelwerte an der axialen Position der betrachteten Strömungsfläche zu ermitteln. Bei 2D-Throughflow Rechnungen ist entsprechend lediglich eine Mittelung in radialer Richtung erforderlich, da für jede axiale Position im Strömungskanal lediglich eine Parametervertei-



Abbildung 2.3.: Umwandlung von Daten zwischen unterschiedlichen Fidelity-Stufen

lung in radialer Richtung vorliegt. Wurde die Komponentensimulation mit Hilfe eines Mittelschnitt-Verfahrens durchgeführt, ist keine Mittelung notwendig, da die Daten an jeder axialen Strömungsposition sowohl in Umfangsrichtung als auch in radialer Richtung als konstant angenommen werden (Abb. 2.3).

Wurde die Mittelung eines Datensatzes durchgeführt, ist ohne zusätzliche Informationen kein Rückschluss mehr auf die ursprüngliche Parameterverteilung in der betreffenden Koordinatenrichtung möglich. Um die Verteilung eines Parameters aus einer niedrigeren Dimension auf eine höhere zu erweitern, sind folglich Annahmen bzgl. dieser Verteilung notwendig. Dieser Fall tritt bspw. auf, wenn Ergebnisse aus der 0D-Gesamtsystemsimulation als Randbedingungen für eine 3D-CFD oder 2D- Simulation verwendet werden, hierbei allerdings davon ausgegangen wird, dass die Verteilung der betrachteten Parameter in einer oder mehreren Raumrichtungen nicht konstant ist.

Ein Beispiel hierfür ist die Annahme, dass sich am Eintritt der betrachteten Komponenten eine Grenzschicht aufgebaut hat und Parameter wie Totaldruck und Strömungsgeschwindigkeit daher Gradienten in radialer Richtung aufweisen. Auch die Vorgabe von Verteilungen für Strömungswinkel in radialer Richtung und Umfangsrichtung am Eintritt einer Komponente stellt einen klassischen Anwendungsfall dar. Da die thermodynamische Gesamtsystemsimulation lediglich einen für die Eintrittsebene der Komponente repräsentativen Mittelwert liefert, kann die gewünschte Parameterverteilung jedoch nur durch zusätzliche Annahmen erzeugt werden. Hierzu können je nach Anwendungsfall zum einen beliebige mathematische Verteilungsfunktionen, aber zum anderen auch physikalische Methoden wie z.B. die Approximation einer turbulenten oder laminaren Plattengrenzschicht dienen.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Verfahren entwickelt und implementiert, dass die Erstellung von nahezu beliebigen Parameterverteilungen erlaubt und somit den Übergang von einem konstanten Parameterverlauf auf 1D- bzw. 2D-Parameterverteilungen ermöglicht, welche als Eingangsgrößen für höherwertige Komponentensimulationen verwendet werden können. Hierbei ist sowohl die Definition analytischer Verteilungsfunktionen in Abhängigkeit unterschiedlicher Raumkoordinaten, als auch die Berechnung von Totaldruck- bzw. Geschwindigkeitsverteilungen durch Modellierung einer laminaren oder turbulenten Plattengrenzschicht unterschiedlicher räumlicher Ausprägung möglich.

Zur Definition einer Parameterverteilung muss zunächst die gewünschte Strömungs-

ebene im Ringraum sowie die Auflösung des zugrundeliegenden Berechnungsgitters definiert werden. Die Definition der Ringraumfläche erfolgt über die Angabe der axialen Position x, der Werte für Innen- und Außendurchmesser  $(r_{min} \text{ und } r_{max})$  sowie eines minimalen und maximalen Winkelmaßes  $(\phi_{min} \text{ und } \phi_{max})$ . Die Ausdehnung des Kreissegments in den Polarkoordinaten r und  $\phi$  kann somit nach Gl. 2.17 und 2.18 berechnet werden. Außerdem kann über die Definition der Parameter  $\Delta x$  und  $\Delta y$ eine Translation der Rotationsachse in der yz-Ebene des kartesischen Koordinatensystems definiert werden. Dies ist erforderlich um die Ringraumfläche exakt auf das Koordinatensystem eines jeden Modells abstimmen zu können, für welches die generierte Parameterverteilung anschließend als Randbedingung verwendet werden soll. Für die nachfolgenden Erläuterungen zur Ermittlung der Parameterverteilung hat die Translation der Ringraumfläche in der yz-Ebene keine weitere Relevanz.

$$\Delta r = r_{max} - r_{min} \tag{2.17}$$

$$\Delta \phi = \phi_{max} - \phi_{min} \tag{2.18}$$

Basierend auf dem durch  $\Delta y$  und  $\Delta z$  definierten Versatz im kartesischen Koordinatensystem wird die Lage einer Rotationsachse x' festgelegt. Ausgehend von x' als Bezugsachse wird zur Definition der Ringraumfläche eine Ebene in den Polarkoordinaten r und  $\phi$  aufgespannt, in welcher das definierte Kreissegment abgebildet wird (Abbildung 2.4). Ebenfalls wird die Lage der Rotationsachse x' zur Definition einer Hilfsebene in den kartesischen Koordinaten y' und z' verwendet. Nachfolgend wird die Fläche des Kreissegments strukturiert vernetzt. Die Netzauflösung wird über die Anzahl der Zellen in radialer Richtung  $n_r$  und Umfangsrichtung  $n_{\phi}$  definiert. Die Gitterlinien werden sowohl in radialer Richtung r als auch in Umfangsrichtung  $\phi$  äquidistant im festgelegten Kreissegment verteilt. Abbildung 2.4 zeigt beispielhaft ein Berechnungsgitter mit fünf Zellen in jeder Dimension. Die Gitterknoten, welche über die Laufindizes i in radialer Richtung und j in Umfangsrichtung adressiert werden, dienen im Folgenden als diskrete Stützstellen für die Berechnung der jeweiligen Parameterverteilungen. Entsprechend der beschriebenen Struktur des Berechnungsgitters erfolgt die programminterne Handhabung stets in Polarkoordinaten.



Abbildung 2.4.: Definition von Ringraumfläche und Berechnungsgitter zur Erstellung zweidimensionaler Parameterverteilungen

Grundlage für die Berechnung einer Parameterverteilung ist die Vorgabe der eigentlichen Verteilungsfunktion. Diese kann für einen bestimmten Parameter entweder in Abhängigkeit von Polarkoordinaten oder kartesischen Koordinaten definiert werden und wird in der Folge an jedem Knoten des zugrundeliegenden Berechnungsgitters ausgewertet (Gl. 2.19).

$$x \to \begin{cases} f(r,\phi) \\ f(y',z') \end{cases}$$
(2.19)

Für die automatisierte und effiziente Auswertung wird auf die C++ Mathematical Expression Toolkit Library (ExprTk [54]) zurückgegriffen. Wurde an einem Gitterknoten der entsprechende Wert für die Verteilungsfunktion ermittelt, wird er nachfolgend mit einem für den jeweiligen Parameter definierten Referenzwert multipliziert, was letztlich den finalen Parameterwert am betrachteten Gitterknoten liefert. Dieses Vorgehen bietet den Vorteil, dass dimensionslose Parameterverteilungen definiert werden können, die erst zur Laufzeit mit dem entsprechenden Referenzwert multipliziert werden, welcher sich im Rahmen unterschiedlicher Anwendungsfälle im Rahmen eines iterativen Prozesses verändern kann. Somit ist es möglich, nahezu beliebige Parameterverteilungen zu erzeugen, die innerhalb einer definierten Prozesskette qualitativ konstant bleiben, sich quantitativ aber dynamisch an aktuelle Ergebnisse anpassen können.

Wird eine Verteilungsfunktion in Polarkoordinaten definiert, kann diese direkt für alle Gitterknoten ausgewertet werden, da jedem Knoten, entsprechend der erläuterten Gitterstruktur, eindeutige Werte für r und  $\phi$  zugeordnet werden können. Der Parameterwert an einer diskreten Gitterposition (i, j) ergibt sich also nach Gl. 2.20. Beispiele für Verteilungsfunktionen in Polarkoordinaten sowie die resultierenden Ergebnisse auf einer ringförmigen Strömungsfläche sind in den Teilabbildungen a) und b) in Abbildung 2.5 auf der nächsten Seite gezeigt.

Wird eine Parameterverteilung hingegen in den kartesischen Koordinaten y' und z' definiert, so wird aus den Polarkoordinaten r und  $\phi$  eines jeden Gitterknotens (i, j) das entsprechende Wertepaar in kartesischen Koordinaten ermittelt und die Funktion an dieser Position ausgewertet (Gl. 2.21). Beispiele für Verteilungsfunktionen in kartesischen Koordinaten sind in den Teilabbildungen c) und d) in Abbildung 2.5 auf der nächsten Seite gezeigt.

$$x|_{(i,j)} = f(r,\phi)|_{(i,j)}$$
(2.20)

$$x|_{(i,j)} = f(y',z')|_{(i,j)} = f(r \cdot \cos(\phi), r \cdot \sin(\phi))|_{(i,j)}$$
(2.21)

Die Angabe von analytischen Verteilungsfunktionen bietet hinsichtlich der Definition von Parameterverteilungen ein größtmögliches Maß an Freiheit und kann bspw. eingesetzt werden, um durch Messungen ermittelte Parameterverteilungen qualitativ und quantitativ nachzubilden. Die resultierende Verteilung hat jedoch nicht zwangsläufig einen physikalisch sinnvollen Hintergrund.

Für einen im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Anwendungsfall ist speziell die Erzeugung einer physikalisch sinnvollen Totaldruckverteilung als Konsequenz einer sich aufbauenden Grenzschicht von Interesse. Da hierzu keine Referenzdaten vorliegen, die für eine Nachmodellierung hätten genutzt werden können, wurde das bisher vorgestellte Verfahren um die Möglichkeit erweitert, eine solche Totaldruckverteilung



Abbildung 2.5.: Beispiele für analytische Verteilungsfunktionen in Polarkoordinaten und kartesischen Koordinaten bei einem Radienverhältnis von  $\frac{r_{max}}{r_{min}} = 4$ 

basierend auf einem physikalischen Grenzschichtmodell zu ermitteln. Hierzu wird auf die Approximation einer laminaren bzw. turbulenten Plattengrenzschicht zurückgegriffen.

Wird eine ebene Platte in tangentialer Richtung x mit der Fernfeldgeschwindigkeit  $u_{\infty}$  überströmt, so wird derjenige Teil der Strömung mit einem ausreichendem Abstand in Normalenrichtung y nicht von der Reibung zwischen Fluid und Platte beeinflusst. Folglich behält das Fluid in diesem Bereich seine Fernfeldgeschwindigkeit bei und viskose Reibungsverluste können für die Beschreibung der Strömung vernachlässigt werden. [55]

Anders verhält es sich jedoch in direkter Nähe zur Plattenoberfläche, wo viskose Reibungseffekte einen erheblichen Einfluss auf die Strömung haben. Für reibungsbehaftete Fluide gilt die Haftbedingung. Diese besagt, dass die Geschwindigkeit der Fluidteilchen in unmittelbarer Nähe eines umströmten Körpers exakt der Geschwindigkeit der Körperoberfläche entspricht, da die Fluidteilchen an dieser haften. Für die Strömung über einer unbewegten, ebenen Platte ergibt sich folglich eine Geschwindigkeit von v = 0 auf der Plattenoberfläche (y = 0) für alle Positionen in tangentialer Richtung x (Abbildung 2.6). Aufgrund der viskosen Reibungsverluste in Wandnähe bildet sich ein Geschwindigkeitsgradient senkrecht zur Platte, welcher sich aufgrund der anwachsenden Verluste durch Reibung in Abhängigkeit der zurückgelegten Strecke in x-Richtung ändert. [56]



Abbildung 2.6.: Schematische Darstellung der Grenzschichtentstehung bei Anströmung einer ebenen Platte

Die Definition einer exakten Grenzschichtdicke ist nicht ohne weiteres möglich, da die Reibungsverluste asymptotisch in y Richtung abnehmen und die Geschwindigkeit daher theoretisch erst im Unendlichen den Wert der Fernfeldgeschwindigkeit  $v_{\infty}$  erreicht [56]. Im Folgenden wird daher auf eine Definition der Grenzschichtdicke zurückgegriffen, welche in der einschlägigen Literatur sehr verbreitet ist. Als Grenzschichtdicke  $\delta$  an einer bestimmten Position x wird derjenige Abstand senkrecht zur Plattenoberfläche definiert, an welchem die Strömungsgeschwindigkeit 99% der Fernfeldgeschwindigkeit erreicht hat. Da der Faktor von 99% willkürlich festgelegt wurde, werden basierend hierauf häufig die physikalisch greifbareren Definitionen der Verdrängungsdicke oder Impulsverlustdicke als Maße für die Grenzschichtdicke eingeführt, welche hier im Folgenden jedoch keine Verwendung finden.

Eine wichtige Größe bei der Berechnung der Grenzschichtdicke nach o.g. Kriterium ist die Reynolds-Zahl für eine bestimmte Strömungslauflänge  $Re_x$ . Sie repräsentiert das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften und verwendet als charakteristische Länge die von der Strömung auf der betrachteten Platte zurückgelegte Strecke in x-Richtung (Gl. 2.22). Weiterhin wird die Reynoldszahl als Kriterium zur Beurteilung des Strömungszustandes eines Fluids herangezogen. Für die Anströmung einer ebenen Platte wird der Umschlag von laminarer in turbulente Strömung ab einer kritischen Reynoldszahl von  $5 \cdot 10^5$  angegeben (Gl. 2.23) [56].

$$Re_x = \frac{\rho v_\infty x}{\eta} = \frac{v_\infty x}{\nu} \tag{2.22}$$

$$Re_{x,krit} = \frac{v_{\infty}x_{krit}}{\nu} = 5 \cdot 10^5 \tag{2.23}$$

Entsprechend [57] und [58] kann im Falle der Umströmung einer ebenen Platte die Grenzschichtdicke  $\delta$  an einer beliebigen tangentialen Position x für laminare bzw. turbulente Strömung nach Gl. 2.24 und 2.25 approximiert werden. Die Geschwindigkeitsverteilung in y Richtung an einer festen Position x wird wie in [58] angegeben mit Hilfe von Gl. 2.26 für laminare und Gl. 2.27 für turbulente Strömung modelliert.

$$\delta_{lam}(x) \approx \frac{5 \cdot x}{\sqrt{Re_x}} \sim x^{1/2} \tag{2.24}$$

$$\delta_{tur}(x) \approx \frac{0.37 \cdot x}{Re_x^{1/5}} \sim x^{4/5}$$
 (2.25)

$$v(x,y)_{lam}|_{x} = v_{\infty} \cdot \left(1 - \left[\frac{\delta_{lam}(x) - y}{\delta_{lam}(x)}\right]^{2}\right)$$
(2.26)

$$v(x,y)_{turb} = v_{\infty} \cdot \left(\frac{y}{\delta_{tur}(x)}\right)^{1/7}$$
(2.27)

Um für einen gegebenen Zustand der freien Fernfeldströmung (definiert durch  $p_{t,\infty}$ ,  $T_{t,\infty}$  und  $Ma_{\infty}$ ) eine Totaldruckverteilung im Grenzschichtbereich ermitteln zu können, wird die Annahme getroffen, dass der Grenzschichtströmung der statische Druck der Fernfeldströmung  $p_{s,\infty}$  (gegeben durch Gl. 2.2 auf Seite 16) aufgeprägt wird. Da das Fluid bei der Überströmung der ebenen Platte außerdem keine Arbeit verrichtet, bleibt auch die Totaltemperatur innerhalb der Grenzschicht konstant und entspricht dem Wert der Fernfeldströmung (Gl. 2.28 und 2.29 auf der nächsten Seite).

$$\frac{\partial p_s}{\partial y} = \frac{\partial p_s}{\partial x} = 0 \tag{2.28}$$

$$\frac{\partial T_t}{\partial y} = \frac{\partial T_t}{\partial x} = 0 \tag{2.29}$$

Unter diesen Annahmen kann an einer definierten Position x nun eine Verteilung der statischen Temperatur sowie der Mach-Zahl in y- Richtung berechnet werden (Gl. 2.30 und 2.31). Um die bei der Berechnung benötigte spezifische Wärmekapazität  $c_p$ , den Isentropenexponenten  $\kappa$  sowie die spezifische Gaskonstante R möglichst akkurat bestimmen zu können, wird bei der Auswertung von Gl. 2.30 und 2.31 auf ein geeignetes Gasmodell zurückgegriffen. Aus der berechneten Machzahlverteilung innerhalb der Grenzschicht ergibt sich entsprechend der in Gl. 2.2 auf Seite 16 angegebenen Isentropenbeziehung schließlich die gesuchte Totaldruckverteilung  $p_t(y)$  an einer Plattenposition x nach Gl. 2.32.

$$T_s(y)|_x = T_{t,\infty} - \frac{v(y)^2|_x}{2c_p}$$
(2.30)

$$Ma(y)|_{x} = \frac{v(y)|_{x}}{\sqrt{\kappa RT_{s}(y)|_{x}}}$$

$$(2.31)$$

$$p_t(y) = p_{s,\infty} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma(y)^2|_x\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$
(2.32)

Die mit Hilfe des vorgestellten Ansatzes generierte Druckverteilung wird im folgenden auf die definierte Ringraumfläche projiziert, wodurch sich eine in Abb. 2.7 a) gezeigte Parameterverteilung für den Totaldruck in Abhängigkeit einer vorgegebenen Grenzschichthöhe  $\delta$  ergibt. Um weitere Arten der Fehlanströmung mit dem vorgestellten Ansatz bedienen zu können, kann auch eine rotationssymmetrische Ringraumströmung definiert werden. Eine exemplarische Totaldruckverteilung für diesen Fall ist in Abb. 2.7 (b) gegeben. Für beide Fälle kann die berechnete Grenzschicht weiterhin gespiegelt werden, sofern die Strömung beidseitig durch reibungsbehaftete Oberflächen begrenzt sein sollte (Abb. 2.7 (c) und (d)).



Abbildung 2.7.: Verschiedene Totaldruckverteilungen basierend auf der Approximation einer turbulenten Grenzschicht mit einer Grenzschichthöhe von  $\frac{\delta}{\Delta r} = 0.3$  bei einem Radienverhältnis von  $\frac{r_{max}}{r_{min}} = 4$ 

Die Approximation einer Grenzschicht ist für den Fall der Anströmung einer ebenen Platte je nach Anwendungsfall eine Vereinfachung. Trotzdem bietet dieser Ansatz die Möglichkeit, basierend auf bekannten Anströmungsbedingungen eine physikalisch sinnvolle Totaldruckverteilung zu generieren, die für viele Anwendungsfälle in erster Näherung ausreichend ist. Eine konkrete Anwendung des hier vorgestellten Verfahrens erfolgt in Kap. 5 auf Seite 100.

# 2.4. Strategien zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation

Im Folgenden werden, basierend auf der einschlägigen Literatur, verschiedene Ansätze erläutert, um Gesamtsystem- und Komponentensimulation miteinander zu koppeln und in Übereinstimmung zu bringen. Für die verschiedenen Kopplungsverfahren wird stets angenommen, dass das Gesamtsystem auf der niedrigsten Detailstufe (0Dthermodynamisch) simuliert wird, was dem aktuellen Stand der Technik entspricht. Die Komponentensimulation hingegen wird auf einer entsprechend höheren Auflösung (1D-Mittelschnitt/2D-Mehrschnitt/3D-CFD) durchgeführt. Auf die Vor- und Nachteile der verschiedenen Kopplungsverfahren sowie ihre potentielle Eignung hinsichtlich verschiedener Detailstufen der Komponentensimulation wird in den entsprechenden Abschnitten explizit eingegangen.

Ziel einer jeden Kopplungsstrategie ist es, das durch eine höherwertige Strömungssimulation vorhergesagte Betriebsverhalten einer spezifischen Komponente in die Gesamtsystemsimulation zu übertragen, die resultierenden Auswirkungen auf die globale Triebwerksperformance zu erfassen und so die Vorhersagegüte des thermodynamischen Triebwerksmodells in diskreten Betriebspunkten zu erhöhen. Zur dynamischen Anpassung des Betriebsverhaltens von Turbokomponenten innerhalb der Gesamtsystemsimulation eignen sich verschiedene Schnittstellen, welche die nachfolgend vorgestellten Kopplungsstrategien motivieren.

#### 2.4.1. Direkte Integration

Wie in Kap. 2.1 beschrieben, verfügen moderne Programme zur Gesamtsystemsimulation üblicherweise über einen modularen Aufbau, welcher die Modellierung beliebiger Triebwerkskonfigurationen ermöglicht. Jedes Modul verfügt über interne Berechnungsvorschriften zur Ermittlung der thermodynamischen Zustandsänderung basierend auf charakteristischen Leistungsparametern und einem gegebenen Eintrittszustand.

Die Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation durch direkte Integration zielt auf die Implementierung benutzerdefinierter Module, welche wie gewohnt zur Modellierung einer spezifischen Komponente innerhalb des Triebwerksmodells eingesetzt werden können. Die analytische Berechnung der thermodynamischen Zustandsänderung wird allerdings durch den Aufruf eines entsprechend höherwertigen Simulationsverfahrens ersetzt. Zustandsgrößen an der Eintrittsstation des Moduls sowie die anliegende Wellendrehzahl werden als Eingangsgrößen für die Berechnung verwendet und definieren den Betriebspunkt der Turbokomponente. Die Ausführung der höherwertigen Komponentensimulation liefert, nach einer ggf. erforderlichen Mittelung der Ergebnisse, schließlich diejenigen Leistungsparameter der Komponente, welche bei der konventionellen Gesamtsystemsimulation aus einer entsprechenden Charakteristik ausgelesen worden wären (vgl. Kap. 2.1.2) sowie den entsprechenden thermodynamischen Austrittszustand. Der ermittelte Austrittszustand wird den nachfolgenden Modulen im Anschluss auf der Austrittstation des Moduls bereitgestellt und die Berechnung des Gesamtsystems kann dem Gaspfad entsprechend fortgesetzt werden.

Dieses Vorgehen erfordert zunächst die grundlegende Möglichkeit, das verwendete Programm zur Gesamtsystemsimulation um neue Module erweitern und die enthaltenen Berechnungsvorschriften zur Ermittlung des Austrittszustandes flexibel implementieren zu können. Da die Ausführung der höherwertigen Komponentensimulation innerhalb eines Moduls gekapselt ist, welches die toolspezifischen intermodularen Schnittstellen bedient, muss der interne Berechnungsablauf der Gesamtsystemsimulation zur iterativen Berechnung eines Off-Design-Punktes bei diesem Verfahren nicht angepasst werden. Vorteilhaft ist also, dass die Konvergenz zwischen höherwertiger Komponentensimulation und Gesamtsystemanalyse nicht extern überwacht und gesteuert werden muss, sondern automatisch durch die innerhalb der Gesamtsystemsimulation implementierten numerischen Verfahren erzielt wird. Wurde ein höherwertiges Berechnungsverfahren in einem benutzerdefinierten Modul implementiert, kann dieses in beliebigen Konfigurationen wiederverwendet werden und ermöglicht eine flexible Untersuchung variierender Modelle der betreffenden Komponente im Kontext des Gesamtsystems.

Ein potenzieller Nachteil der direkten Integration ist allerdings die Tatsache, dass bei der iterativen Berechnung eines Off-Design-Betriebspunktes im Gesamtsystem üblicherweise gradientenbasierte numerische Verfahren zum Einsatz kommen. Diese erfordern die Approximation der Jacobi-Matrix des zugrundeliegenden nichtlinearen Gleichungssystems durch die Berechnung finiter Differenzentherme (vgl. Kap. 3.2.2) und somit den vielfachen Aufruf der modulinternen Rechenlogik einer jeden Triebwerkskomponente des Gesamtsystemmodells. Um den numerischen Berechnungsaufwand zu reduzieren, wird die Jacobi-Matrix üblicherweise nicht in jedem Iterationsschritt der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Anzahl der berechneten Jacobi-Matrizen pro Betriebspunkt ist im Allgemeinen abhängig von der verwendeten Software bzw. den implementierten mathematischen Verfahren, dem betrachteten Betriebspunkt sowie den zugrundeliegenden Startwerten der Iteration.

Die Ausführung der höherwertigen Komponentensimulation erfolgt bei jeder Berechnung der Jacobi-Matrix stets so oft, wie freie Parameter zur Lösung des Gleichungssystems definiert wurden. Insbesondere für komplexe Gesamtsystemmodelle mit entsprechend vielen freien Parametern sowie bei Komponentensimulationen hohen Detailgrades, führt dies schnell zu einem erheblichen Berechnungsaufwand und einer entsprechend hohen Berechnungsdauer für einen einzigen Betriebspunkt. Sollte nicht nur ein Modul, sondern gleich mehrere Komponenten durch höherwertige Simulationsverfahren abgebildet werden, führt dies unmittelbar zu einem entsprechend deutlichen Anstieg des gesamten Berechnungsaufwandes. Hinzu kommen außerdem die im Rahmen der Gesamtsystemsimulation durchgeführten internen Iterationsschritte auf Basis der ermittelten Jacobi-Matrizen, welche jeweils eine weitere Ausführung aller höherwertigen Komponentensimulationen pro Iteration erfordern.

Die Größenordnung des Berechnungsaufwandes für einen auskonvergierten Betriebspunkt  $\Omega$  lässt sich für die direkte Integration folglich in Abhängigkeit des jeweiligen Berechnungsaufwandes einer jeden höherwertig modellierten Komponente  $\omega$ , der Anzahl durchgeführter Berechnungen der Jacobi-Matrix  $n_{jac}$ , der Anzahl freier Parameter innerhalb der Gesamtsystemsimulation p sowie der benötigten Anzahl interner Iterationen zur Lösung des Gleichungssystems  $n_{int}$  angeben. Für eine Anzahl von q höherwertig simulierten Komponenten im Gesamtsystem ergibt sich der Berechnungsaufwand pro Betriebspunkt nach Gl. 2.33.

$$\Omega = (n_{jac}p + n_{int})\sum_{i=1}^{q} \omega_i$$
(2.33)

Ein weiterer Nachteil der direkten Integration ist, dass die Reproduktion von Ergebnissen für einen bestimmten Betriebspunkt nur durch erneute Ausführung der gekoppelten Simulation möglich ist, was aus o.g. Gründen mitunter sehr zeitaufwändig sein kann. Hinzu kommt, dass insbesondere im Bereich der hochauflösenden Simulation von Turbokomponenten mehrere Werkzeuge zum Aufsetzen, Ausführen und Auswerten einer Rechnung erforderlich sind. Eine weitere Herausforderung ist die Behandlung von Fehlern oder nicht konvergenter Lösungen externer Tools, da auftretende Probleme nach ihrer Identifikation in die übergeordnete Gesamtsystemsimulation eskaliert und dort entsprechend verarbeitet werden müssen. Falls dies nicht erfolgt, besteht die Gefahr, dass dem Benutzer der Eindruck einer konvergierten Lösung vermittelt wird, obwohl die Berechnung einzelner Komponenten ggf. fehlgeschlagen ist.

Rückblickend auf die in Kap. 2.2 vorgestellten Detailstufen der aerodynamischen Simulation von Turbokomponenten lässt sich festhalten, dass eine direkte Integration höherwertiger Simulationsverfahren in die thermodynamische Gesamtsystemsimulation bei Verwendung von 1D-Mittelschnitt- oder 2D-Mehrschnittverfahren möglich erscheint. Der bei einer Anbindung hochauflösender Verfahren durch die notwendige Gradientenapproximation entstehende Berechnungsaufwand führt, je nach Anwendungsfall und Auflösung der verwendeten Modelle, schnell zu unpraktikablen Rechenzeiten. Möchte man auch bei hochauflösenden Komponentensimulationen dennoch auf eine Kopplung durch direkte Integration zurückgreifen, ist es ggf. eine Alternative, bei der Gradientenberechnung auf ein geeignetes Ersatzmodell zurückzugreifen, um so die Anzahl hochauflösender Simulationen zu reduzieren.

Unabhängig von der Fidelity-Stufe besteht insbesondere bei der gleichzeitigen Abbildung mehrerer Komponenten durch höherwertige Verfahren jedoch insgesamt die Gefahr, dass die Gesamtsystemsimulation träge und für den Benutzer schwierig zu kontrollieren wird. Dies kann vermieden werden, wenn Gesamtsystemsimulation und höherwertige Komponentensimulation getrennt ausgeführt und die erforderlichen Daten über geeignete Schnittstellen ausgetauscht werden.

#### 2.4.2. Kennfeldberechnung

Eine weitere Möglichkeit zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation ist die Ermittlung von Komponentenkennfeldern mit Hilfe höherwertiger Berechnungsverfahren und deren anschließende Verwendung innerhalb der Gesamtsystemsimulation. Hierbei muss zwischen der Berechnung eines globalen Kennfelds und der Ermittlung von Teilkennfeldern, welche sich auf einen zuvor definierten kleinen Betriebsbereich beschränken, unterschieden werden.

Wurde eine Turbokomponente mit Hilfe höherwertiger Verfahren ausgelegt oder nachmodelliert und das zugehörige Betriebsverhalten soll innerhalb der Gesamtsystemsimulation genutzt werden, so ist es gängige Praxis, eine möglichst hochauflösende Kennfeldberechnung für einen großen Betriebsbereich durchzuführen. Die Ergebnisdaten können anschließend in geeigneter Form parametrisiert (vgl. Kap. 2.1.2) und im Berechnungsmodul der entsprechenden Komponente innerhalb der Gesamtsystemsimulation hinterlegt werden. Das berechnete Kennfeld ist strikt an die der Kennfeldberechnung zugrundeliegenden Komponentengeometrie gebunden und verliert streng genommen bei kleinsten Veränderungen seine Gültigkeit. Eine direkte Kopplung der verschiedenen Fidelity-Stufen findet hierbei folglich nicht statt, da die Ermittlung des globalen Kennfeldes insbesondere bei hochauflösenden Rechenverfahren aufwändig ist und in der Regel im Rahmen eines alleinstehenden Prozesses unabhängig von der Gesamtsystemsimulation erfolgt.

Dieses Vorgehen ist geeignet, um Kennfelder basierend auf finalen Komponentengeometrien zu ermitteln und innerhalb der Gesamtsystemsimulation bereitzustellen, nicht aber zur Untersuchung des Einflusses geometrischer Komponentenvariationen im Gesamtsystemkontext, da diese eine stetig wiederkehrende Kennfeldberechnung erfordern würden. Weiterhin sind bei Untersuchungen von Geometrie- oder Randbedingungsvariationen zunächst meist wenige diskrete Betriebspunkte und nicht der gesamte Betriebsbereich von Interesse. Die Ermittlung eines Kennfelds, welches weite Teile des Betriebsbereiches einer Komponente enthält, stellt für diese Anwendungen somit einen unnötig hohen Berechnungsaufwand dar und ist zeitlich unpraktikabel.

Sollen unterschiedliche Fidelity-Stufen an einem diskreten Betriebspunkt miteinander gekoppelt werden, kann hierzu allerdings eine wiederkehrende Berechnung von Kennfeldern in einem möglichst kleinen Betriebsbereich (Mini-Maps) durchgeführt werden. Hierzu wird in der ersten Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation das für die betrachtete Komponente im Gesamtsystemmodell hinterlegte Kennfeld als Grundlage für die Vorhersage des ungefähren Betriebspunktes der betrachteten Komponente verwendet. Ausgehend von dieser Vorhersage wird ein möglichst kleiner Betriebsbereich in der unmittelbaren Umgebung definiert, für den eine Kennfeldberechnung mit dem entsprechend höherwertigen Verfahren durchgeführt wird. Nach einer anschließenden Parametrisierung der generierten Kennfelddaten wird das in der Gesamtsystemsimulation verwendete Komponentenkennfeld durch die generierte Mini-Map ersetzt und die Betriebspunktberechnung auf Gesamtsystemebene erneut durchgeführt.

Da das nun veränderte Betriebsverhalten der höherwertig simulierten Komponenten eine Betriebspunktverschiebung in allen Komponenten des Gesamtsystems verursacht, muss für die Gesamtsystemsimulation überprüft werden, ob der Betriebspunkt der höherwertig betrachteten Komponente nach wie vor in dem von der Mini-Map abgedeckten Betriebsbereich liegt. Falls nicht, wurde das Betriebsverhalten extrapoliert und die Mini-Map-Berechnung sollte für einen angepassten Betriebsbereich wiederholt werden. Ein Beispiel hierfür kann in einer Studie von Turner et al. [28] gefunden werden.

Entsprechend dem in Kap. 2.1.2 erläuterten Vorgehen wird der Betriebspunkt aller Komponenten im Rahmen der Gesamtsystemsimulation iterativ und unter Anwendung von Interpolationsverfahren zur Auswertung der hinterlegten Kennfelder ermittelt. Bei einer hinreichend genauen Vorhersage des Komponentenbetriebspunktes durch die Gesamtsystemsimulation ist es wahrscheinlich, dass dieser auch nach Verwendung der Mini-Map noch innerhalb des berechneten Kennfeldbereiches liegt. Durch die erneute Verschiebung im Rahmen der Gesamtsystemsimulation ist es aber ebenfalls wahrscheinlich, dass der Betriebspunkt nicht exakt auf einer der für die Kennfeldberechnung verwendeten Stützstellen liegt. Ist dies der Fall, wurde der Betriebspunkt in der Gesamtsystemsimulation folglich durch Interpolation zwischen den bestehenden Stützstellen ermittelt. Hierdurch entsteht ein Fehler, der mit wachsender Entfernung des Betriebspunktes von tatsächlichen Stützstellen des Kennfelds zunimmt. Dieser Fehler wird bei der Anwendung dieses Verfahrens meist toleriert und kann von vornherein durch eine möglichst hohe Auflösung der Mini-Map gering gehalten werden. Da eine hohe Auflösung jedoch stets einen entsprechenden Anstieg des benötigten Berechnungsaufwandes bedeutet, gilt es stets einen für den Anwendungsfall passenden Kompromiss zwischen Berechnungsaufwand und Kennfeldauflösung zu finden. Nichts desto trotz lässt sich feststellen, dass für den Fall einer auftretenden Interpolation streng genommen keine vollständige Konvergenz zwischen Gesamtsystem- und höherwertiger Komponentensimulation vorliegt.

Zur Eliminierung dieses Fehlers müsste das beschriebene Verfahren solange wiederholt werden, bis die Betriebspunktverschiebung einen zuvor definierten Grenzwert unterschreitet und eine Stützstelle der berechneten Charakteristik hinreichend genau getroffen wird. Dies erweist sich jedoch aufgrund der wiederkehrenden Mini-Map-Berechnung und des entsprechend hohen erforderlichen Berechnungsaufwandes als äußerst ineffizient. Hinzu kommt, dass der durch Interpolation entstehende Fehler gegenüber anderen modellbasierten Unsicherheiten vernachlässigt werden kann.

Der bei der Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation durch Mini-Map-Berechnung entstehende Berechnungsaufwand ist von mehreren Faktoren abhängig. Zum einen spielt der Berechnungsaufwand jeder höherwertig modellierten Komponente  $\omega$  auch hier eine wesentliche Rolle. Zum anderen hat die Größe des in der Mini-Map abgebildeten Betriebsbereichs sowie dessen Auflösung einen erheblichen Einfluss. Geht man davon aus, dass der Fehler durch Interpolation nicht toleriert wird und die Mini-Map-Berechnung daher  $n_{kb}$  mal wiederholt werden muss, so ergibt sich der Berechnungsaufwand für eine gekoppelte Rechnung bei einer Anwendung des Verfahrens auf q Komponenten und einer Auflösung von m Betriebspunkten pro Mini-Map nach Gl. 2.34.

$$\Omega = n_{kb}m\sum_{i=1}^{q}\omega_i \tag{2.34}$$

Die Anzahl der insgesamt berechneten Betriebspunkte m ergibt sich bei der Berechnung eines entsprechend Kap. 2.1.2 definierten Kennfelds für Turbokomponenten in Abhängigkeit der Anzahl analysierter Drehzahllinien sowie der jeweiligen Anzahl an Betriebspunkten pro Drehzahllinie. Eine sinnvolle Definition dieser Parameter muss stets unter Kenntnis des jeweiligen Anwendungsfalls erfolgen. Ähnlich wie die Gradientenapproximation bei der direkten Integration (vgl. Kap. 2.4.1, bedingt also auch die Berechnung der Mini-Map eine gewisse Anzahl an Ausführungen einer jeden höherwertigen Komponentensimulation, die in jedem Falle für einen betrachteten Betriebspunkt durchgeführt werden.

Vorteilhaft bei der Kopplung durch Kennfeldberechnung ist, dass moderne Programme zur Gesamtsystemsimulation üblicherweise Schnittstellen bieten, über welche Komponentenkennfelder einfach und flexibel ausgetauscht werden können. Wurde eine Mini-Map berechnet, gestaltet sich der Datentransfer in die Gesamtsystemsimulation also erwartungsgemäß einfach. Zur automatisierten Berechnung eines Kennfelds in einem definierten Betriebsbereich sowie zur anschließenden Aufbereitung und Parametrisierung der Daten in einem von der Gesamtsystemsimulation lesbaren Format müssen allerdings entsprechende Werkzeuge vorhanden sein oder implementiert werden.

Hinsichtlich der Ergebnisreproduktion bietet die Mini-Map-Berechnung den großen

Vorteil, dass das berechnete Kennfeld für den betrachteten Betriebspunkt bzw. zusätzlich für alle Betriebspunkte innerhalb des enthaltenen Betriebsbereichs gültig ist und beliebig oft wiederverwendet werden kann. Dies gilt nur, sofern keine Veränderungen des zugrundeliegenden Modells vorgenommen wurden.

#### 2.4.3. Iterative Kennfeldskalierung

Ein weiterer Ansatz zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation ist die iterative Kennfeldskalierung. Die Skalierung von Komponentenkennfeldern innerhalb des Gesamtsystemmodells eignet sich, um das Betriebsverhalten einzelner Komponenten zur Laufzeit gezielt zu modifizieren (vgl. Kap. 2.1.3). Die Aufprägung von Skalierern in verschiedenen Kennfelddimensionen und die dadurch resultierende Verzerrung des Kennfeldes bedingt also eine veränderte Vorhersage der Komponentenperformance des Gesamtsystemmodells für einen konstanten globalen Betriebspunkt. Im Kontext der Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation kann dies folglich genutzt werden, um das Kennfeld einer spezifischen Komponente so zu modifizieren, dass die Vorhersage der komponentenspezifischen Leistungsparameter mit der Vorhersage einer entsprechend höherwertigen Komponentensimulation an einem definierten Betriebspunkt möglichst exakt übereinstimmt.

Ausgangspunkt dieses Verfahrens ist die Durchführung einer Gesamtsystemsimulation für den gewünschten globalen Betriebspunkt. Aus den entsprechenden Ergebnissen können anschließend Randbedingungen für höherwertige Komponentensimulationen extrahiert und diese durchgeführt werden. Sofern noch keine Konvergenz zwischen den verschiedenen Fidelity-Stufen vorliegt, werden basierend auf den abweichenden Vorhersagen zur Komponentenperformance entsprechende Kennfeldskalierer ermittelt und dem Gesamtsystemmodell aufgeprägt.

Die Skalierung eines Komponentenkennfeldes innerhalb der Gesamtsystemsimulation bedingt, bei der Betrachtung eines konstanten globalen Betriebspunktes, immer eine Verschiebung der spezifischen Betriebspunkte aller Komponenten. Grund hierfür ist, dass die ursprüngliche Lösung der Erhaltungsgleichungen im Gesamtsystem unter Anwendung des modifizierten Komponentenkennfeldes nicht mehr gültig ist und ein neuer Gleichgewichtszustand ermittelt werden muss. Für einen konstanten globalen Betriebspunkt ergibt sich somit eine einzigartige Lösung innerhalb der Gesamtsystemsimulation für jede Kombination von Kennfeldskalierern. Diese beinhaltet immer eine Veränderung komponentenspezifischer Leistungsparameter und somit auch eine Veränderung von Randbedingungen, welche im Rahmen der Kopplung von Gesamtsystemund Komponentensimulation ausgetauscht werden.

Aufgrund der durch die Kennfeldskalierung bedingten Betriebspunktverschiebung innerhalb der Gesamtsystemsimulation muss das beschriebene Verfahren so oft wiederholt werden, bis die Vorhersagen zur Komponentenperformance auf den unterschiedlichen Fidelity-Stufen übereinstimmen. Ist dies der Fall, erfahren die Kennfeldskalierer keine nennenswerte Änderung mehr, wodurch wiederum auch keine iterationsübergreifende Betriebspunktverschiebung und Änderung der transferierten Randbedingungen mehr stattfindet. Wurde dieser Zustand mit hinreichender Genauigkeit erreicht, befinden sich Gesamtsystem- und Komponentensimulation für den betrachteten Betriebspunkt in vollständiger Konvergenz.

Letztlich haben alle Kopplungsverfahren gemein, dass das komponentenspezifische

Betriebsverhalten in Gesamtsystem- und Komponentensimulation durch eine iterative Verschiebung des Betriebspunktes sukzessive angenähert wird. Hierbei wird die Gesamtsystemsimulation dazu verwendet, eine Vorhersage darüber zu generieren, inwieweit sich ein komponentenspezifischer Betriebspunkt verschieben muss, um die im Gleichungssystem der Gesamtsystemsimulation definierten Schließungsbedingungen zu erfüllen. Grundlage für diese Vorhersage ist die in der Jacobi-Matrix der Gesamtsystemsimulation enthaltene Gradienteninformation. Betrachtet man die Kopplung durch iterative Kennfeldskalierung im Vergleich mit den anderen beiden beschrieben Kopplungsverfahren, ergibt sich hierdurch ein direkter methodischer Nachteil des Verfahrens.

Bei der direkten Integration erfolgt die automatisierte Berechnung von Gradienten innerhalb der Gesamtsystemsimulation unmittelbar auf Basis des höherwertigen Modells. Bei einer Kopplung durch Kennfeldberechnung werden Gradienten aus der höherwertig generierten Charakteristik gewonnen. Bei einer hohen Kennfeldauflösung sollte die Approximation von Gradienten basierend auf der berechneten Mini-Map einer direkten Berechnung, wie bei der direkten Integration, jedoch hinreichend nahe kommen. Beide Verfahren berücksichtigen somit, direkt oder indirekt, Vorhersagen der höherwertigen Komponentensimulation zum Betriebsverhalten der betrachteten Komponente bei der internen Lösung der Erhaltungsgleichungen im Gesamtsystem. Es lässt sich folglich erwarten, dass die Vorhersage zur notwendigen Betriebspunktverschiebung für die höherwertig betrachtete Komponente entsprechend gut dem realen Modellverhalten entspricht.

Bei der iterativen Kennfeldskalierung erfolgt die Vorhersage der Betriebspunktverschiebung hingegen allein durch die Lösung der Erhaltungsgleichungen im Gesamtsystem unter Zuhilfenahme derjenigen (skalierten) Charakteristik, welche im Gesamtsystemmodell für die jeweilige Komponente hinterlegt ist. Diese wird also innerhalb der Gesamtsystemsimulation als Ersatzmodell für die höherwertige Komponentensimulation verwendet und zur Berechnung der benötigten Gradienteninformation herangezogen. Die auf dieser Basis zur Lösung des Gleichungssystems berechneten Gradienten repräsentieren jedoch nicht zwangsläufig das Betriebsverhalten des höherwertigen Komponentenmodells in ausreichender Güte. Grund hierfür ist, dass für eine qualitativ hochwertige Vorhersage der komponentenspezifischen Gradienteninformation nicht nur die allgemeine Kennfeldtopologie, sondern auch die Lage des aktuellen Betriebspunktes in beiden Modellen hinreichend gut übereinstimmen muss. Sollte diese Übereinstimmung nicht in ausreichender Form gegeben sein, kann dies zur Generierung unvorteilhafter Randbedingungen für die höherwertige Komponentensimulation, starken Abweichungen in den Vorhersagen der Leistungsparameter und damit zu einer instabilen Berechnung bis hin zur numerischen Oszillation und dem vorzeitigen Abbruch führen. Für ein konkretes Beispiel zum Auftreten dieser Problematik sei an dieser Stelle auf [39] verwiesen.

Um einen stabilen Berechnungsablauf zu gewährleisten, sollte daher stets darauf geachtet werden, dass die innerhalb der Gesamtsystemsimulation verwendete Charakteristik der höherwertig betrachteten Komponente qualitativ möglichst nahe am Betriebsverhalten des Komponentenmodells liegt. Da durch die Kennfeldskalierung keine quantitative Übereinstimmung erforderlich ist und das qualitative Betriebsverhalten der verschiedenen Turbokomponenten meist gut durch generische Charakteristiken angenähert werden kann, stellt dies jedoch erfahrungsgemäß kein Hindernis dar. Aus o.g. Gründen sollte weiterhin die qualitative Lage des Betriebspunktes in beiden Modellen möglichst gut übereinstimmen. Da bei Anwendung dieses Verfahrens üblicherweise keine Charakteristik der höherwertig modellierten Komponente vorliegt, ist dies jedoch schwierig zu garantieren. Generell lässt sich jedoch festhalten, dass die Verwendung einer vom Komponentenmodell stark abweichenden Charakteristik sowie eine deutlich unterschiedliche qualitative Betriebspunktlage bereits implizieren, dass das zugrundeliegende Triebwerksmodell schlichtweg nicht für die Integration des höherwertigen Komponentenmodells ausgelegt wurde. In diesem Falle würde man auch bei einer Kopplung durch direkte Integration oder Kennfeldberechnung numerisch instabiles Verhalten erwarten und das thermodynamische Gesamtsystemmodell sollte zunächst entsprechend modifiziert werden, bevor eine Durchführung von gekoppelten Simulationen erfolgt.

Der Verzicht auf eine Gradientenapproximation durch höherwertige Berechnungsverfahren bietet jedoch auch einen direkten Vorteil gegenüber den anderen betrachteten Kopplungsansätzen. Bei einer Kopplung durch iterative Kennfeldskalierung ist die erforderliche Anzahl an höherwertigen Komponentensimulationen pro Betriebspunkt, anders als bei direkter Integration und Kennfeldberechnung, nach unten quasi nicht limitiert. Während die anderen Verfahren eine Mindestanzahl an Ausführungen durch Gradientenapproximation oder eine definierte Kennfeldauflösung erfordern, kann der Berechnungsaufwand bei der Kennfeldskalierung durch eine Optimierung des Konvergenzverhaltens potentiell weiter minimiert werden.

Der entstehende Berechnungsaufwand pro Betriebspunkt ist lediglich abhängig von dem Berechnungsaufwand der höherwertig modellierten Komponente  $\omega$  sowie der Anzahl benötigter externer Iterationen  $n_{ext}$  zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation. Wird das Verfahren gleichzeitig auf q Komponenten im Gesamtsystem angewendet, so ergibt sich der Berechnungsaufwand  $\Omega$  nach Gl. 2.35.

$$\Omega = n_{ext} \sum_{i=1}^{q} \omega_i \tag{2.35}$$

Bei der Kennfeldskalierung erfolgt die Ausführung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation unabhängig voneinander. Der Ablauf der erforderlichen Prozesskette, der Austausch benötigter Randbedingungen und Ergebnisgrößen sowie die Überwachung des Konvergenzfortschritts muss folglich durch ein übergeordnetes Prozesselement gesteuert werden. Der hierfür benötigte Implementierungsaufwand hängt stark von den verwendeten Werkzeugen sowie den verfügbaren Schnittstellen ab und muss daher je nach Anwendungsfall individuell ermittelt werden.

Wurde das beschriebene Verfahren für einen Betriebspunkt durchgeführt und zur Konvergenz gebracht, so lassen sich die entsprechenden Ergebnisse ohne großen Aufwand und vor allem ohne die erneute Ausführung höherwertiger Komponentensimulationen reproduzieren. Hierzu muss lediglich das berechnete Skaliererset als Randbedingung innerhalb der Gesamtsystemsimulation verwendet werden. Hierbei ist zu beachten, dass die zu einem Betriebspunkt ermittelten Skaliererwerte bei einer Abweichung von diesem unmittelbar ihre Gültigkeit verlieren.

#### 2.4.4. Diskussion und Gegenüberstellung der Kopplungsstrategien

In den vorigen Kapiteln wurden drei verschiedene Ansätze vorgestellt, welche potentiell für eine Kopplung zwischen Gesamtsystem- und höherwertigen Komponentensimulation eingesetzt werden können. Alle vorgestellten Verfahren greifen auf Schnittstellen der Gesamtsystemsimulation zurück, die bei gängigen Werkzeugen zur Leistungssynthese sehr verbreitet und üblicherweise zugänglich sind. Auch kann ihre Verwendung, zunächst ungeachtet der jeweils genannten Vor- und Nachteile, prinzipiell unabhängig von der für die Komponentensimulation eingesetzten Fidelity-Stufe erfolgen.

Die folgende Diskussion der verschiedenen Vorgehensweisen erfolgt entsprechend Kap. 1.3 mit der Zielsetzung, dasjenige Verfahren zu identifizieren, welches am besten für die Kopplung von thermodynamischer Gesamtsystemsimulation und hochauflösenden 3D-CFD-Simulationen von Turbokomponenten geeignet ist. Nachrangig aber dennoch wünschenswert ist eine gleichzeitig gute und problemlose Übertragbarkeit des Verfahrens auf niedrigere Fidelity-Stufen und ein somit möglichst breites Einsatzspektrum.

Im Vergleich zu Low- oder Mid-Fidelity Verfahren bedingt der Einsatz von 3D-CFD-Simulationen einen vergleichsweise hohen Berechnungsaufwand und eine entsprechend lange Berechnungsdauer pro Betriebspunkt. Die nachfolgende Gegenüberstellung der Verfahren erfolgt daher mit besonderem Fokus auf die zu erwartende Anzahl hochauflösender Komponentensimulationen pro betrachtetem Betriebspunkt.

Zur Abschätzung des erforderlichen Berechnungsaufwandes eignet sich eine genauere Betrachtung von Gl. 2.33-2.35. Der Aufwand der jeweiligen Verfahren wird von unterschiedlichen Parametern beeinflusst. Zur Quantifizierung erfolgt die Auswertung daher anhand eines an die in Kap. 4 und 5 untersuchten Anwendungsfälle angelehnten Beispiels, sowie realistischer aber auch gleichzeitig konservativer Annahmen zu verschiedenen Einflussgrößen. Diese stützen sich auf die einschlägige Literatur sowie insbesondere auf Erfahrungswerte, welche im Umgang mit DLRp2 gewonnen wurden. Bei der Übertragung der resultierenden Schlussfolgerungen auf andere Werkzeuge oder Anwendungsfälle sollte also stets die Gültigkeit der getroffenen Annahmen für den jeweiligen Anwendungsfall überprüft werden.

Um den Berechnungsaufwand der entsprechenden Verfahren für eine bessere Vergleichbarkeit besser spezifizieren zu können, werden weiterhin die folgenden Annahmen getroffen:

- Die Kopplung zwischen Gesamtsystem- und höherwertiger Komponentensimulation erfolgt immer für die selbe Anzahl an Komponenten (q = const) und für alle Kopplungsverfahren und Komponenten auf einer konstanten Fidelity-Stufe unter Anwendung derselben Modelle  $(\sum_{i=1}^{q} \omega_i = const)$ .
- Basis für die gekoppelte Simulation ist das thermodynamische Gesamtsystemmodell eines zweiwellig ausgeführten Hoch-Bypass Triebwerkes.
- Die Lösung der Erhaltungsgleichungen innerhalb der Gesamtsystemsimulation erfolgt durch die Variation zehn freier Parameter (p = 10). Dies entspricht der empirisch ermittelten minimalen Anzahl von Parametern, welche zur Berechnung von Off-Design-Punkten bei der Modellierung des o.g. Triebwerkstyps benötigt wird.
- Im Rahmen der Gesamtsystemsimulation erfolgt die Berechnung der Jacobi-Matrix zweimal pro Betriebspunkt ( $n_{jac} = 2$ ). Es ist denkbar, dass die Berechnung der Jacobi-Matrix im Falle eines guten Konvergenzverhaltens lediglich einmalig erfolgt. Aufgrund des üblicherweise stark nichtlinearen Charakters des Gesamtsystemmodells erweist sich eine Annahme von  $n_{jac} = 1$  jedoch insbesondere bei der Betrachtung von Betriebspunkten abseits des Design-Punktes nicht als praxistauglich.

• Die Berechnung einer Mini-Map erfolgt dank hinreichend genauer Vorhersage der Betriebspunktlage durch die Gesamtsystemsimulation sowie der Akzeptanz eines potentiellen Interpolationsfehlers lediglich ein einziges Mal  $(n_{kb} = 1)$ . Der Berechnungsaufwand bei Anwendung der Kennfeldberechnung ergibt sich somit unmittelbar in Abhängigkeit der definierten Kennfeldauflösung m.

Der Berechnungsaufwand für die beschriebenen Verfahren lässt sich basierend auf diesen Annahmen durch Geraden mit der Steigung a und verschiedenen y-Achsenabschnitten b beschreiben (Gl. 2.36).

$$\Omega = a * x + b; \tag{2.36}$$

Unter den o.g. Annahmen ergeben sich für die verschiedenen Verfahren folgende Interpretationen von Gl. 2.36:

- Die Steigung der entsprechenden Geraden ergibt sich für alle Verfahren aus der Anzahl höherwertig simulierter Komponenten q sowie dem jeweiligen Berechnungsaufwand  $\omega$  für alle Verfahren zu  $a = \sum_{i=1}^{q} \omega_i$ .
- Für die direkte Integration ergibt sich der Berechnungsaufwand unter Berücksichtigung der o.g. Annahmen in Abhängigkeit der Anzahl interner Iterationen im Rahmen der Gesamtsystemsimulation ( $x = n_{int}$ ). Durch die mehrmalige Berechnung der Jacobi-Matrix ergibt sich von vornherein ein minimaler Berechnungsaufwand von  $b = n_{jac} p \sum_{i=1}^{q} \omega_i$ .
- Durch eine lediglich einmalige Berechnung der Mini-Map ergibt sich der Berechnungsaufwand bei einer Kopplung durch Kennfeldberechnung in Abhängigkeit der definierten Kennfeldauflösung (x = m). Entsprechend Gl. 2.34 ergibt sich für die Kennfeldberechnung ein y-Achsenabschnitt von b = 0.
- Der entstehende Berechnungsaufwand bei iterativer Kennfeldskalierung ist abhängig von der Anzahl externer Iterationen zwischen Gesamtsystem- und hochauflösender Komponentensimulation ( $x = n_{ext}$ ). Genau wie bei der Kennfeldberechnung ergibt sich der theoretisch minimale Berechnungsaufwand zu b = 0.

Der unter den genannten Randbedingungen resultierende Verlauf des Berechnungsaufwandes ist in Abhängigkeit der jeweiligen Einflussgrößen in Abb. 2.8 auf der nächsten Seite aufgetragen. Für die direkte Integration ergibt sich der Berechnungsaufwand entsprechend der durchgezogenen Linie. Für Kennfeldberechnung und Kennfeldskalierung wird der Verlauf des Berechnungsaufwandes hingegen durch die gestrichelte Linie repräsentiert.

Zur weiteren Eingrenzung sinnvoller Betrachtungsräume wird im Folgenden definiert, dass die Anzahl interner Iterationen pro Betriebspunkt innerhalb der Gesamtsystemsimulation mindestens  $n_{int} = 5$  beträgt. Entsprechend dieser auf Empirie basierten Annahme ergibt sich der minimale Berechnungsaufwand für die Anwendung der direkten Integration, welcher sich in Abhängigkeit einer steigenden Anzahl der internen Iterationen  $n_{int}$  weiter erhöht. Der entsprechende Bereich ist in Abb. 2.8 auf der nächsten Seite durch die gepunktete, blau unterlegte Fläche markiert.



Abbildung 2.8.: Vergleich des erwarteten Berechnungsaufwandes für verschiedene Arten der Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation

Hinsichtlich der Kennfeldberechnung wird weiterhin definiert, dass jede berechnete Mini-Map aus mindestens drei Drehzahllinien besteht, welche jeweils mit einer Mindestanzahl von zehn Betriebspunkten aufgelöst werden. Im Vergleich zu den von Reitenbach et al. [36] oder Turner et al. [28] vorgestellten Arbeiten im Bereich der Mini-Map-Berechnung entspricht dies einer vergleichsweise groben Kennfeldauflösung und damit optimistischen Annahme. Hierdurch ergibt sich der minimale Berechnungsaufwand bei Kennfeldberechnung entsprechend einer Auflösung von m = 30 und steigt mit einer wachsenden Anzahl berechneter Betriebspunkte stetig an. Dieser Bereich ist in Abb. 2.8 durch den schraffierten, rot unterlegten Bereich gekennzeichnet.

Für die Anwendung von Low- oder Mid-Fidelity Werkzeugen kann die für eine direkte Integration und Kennfeldberechnung ermittelte Anzahl an Mindestausführungen aufgrund der vergleichsweise kurzen Rechenzeiten durchaus tolerabel sein. Im Hinblick auf die Anwendung von hochauflösenden 3D-CFD-Simulationen auf Komponentenebene stellt die Ausführung von mindestens 25 bzw. 30 Simulationen zum Erreichen eines einzigen konvergenten Betriebspunktes im Gesamtsystem jedoch einen beträchtlichen und unpraktikabel erscheinenden Aufwand dar. Der entsprechende Bereich ist in Abb. 2.8 durch den gepunkteten, orange unterlegten Bereich gekennzeichnet.

Betrachtet man im Vergleich die Kopplung durch iterative Kennfeldskalierung, so lässt sich der minimale Berechnungsaufwand schwer definieren, da die Anzahl benötigter Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponetensimulation  $(n_{ext})$  abhängig vom Anwendungsfall ist und nicht vorhergesagt werden kann. Es lässt sich jedoch feststellen, dass diese, unter den gegebenen Randbedingungen, immer dann Vorteile gegenüber den anderen Verfahren bietet, sofern eine maximale Anzahl von 24 Iterationen pro Betriebspunkt nicht überschritten wird. Dieser Bereich ist in Abb. 2.8 durch die schraffierte, blau unterlegte Fläche gekennzeichnet.

Ein Vorteil der Kennfeldskalierung ist weiterhin, dass durch eine Optimierung des Verfahrens gezielt Einfluss auf das Konvergenzverhalten genommen werden kann, indem bspw. Strategien zur Skaliererberechnung entwickelt werden, welche die Konnvergenzgeschwindigkeit und/oder Stabilität des Verfahrens erhöhen. Der Berechnungsaufwand kann somit theoretisch minimiert werden und ist im Gegensatz zu direkter Integration und Kennfeldberechnung nicht von vornherein nach unten limitiert.

Auch Einbußen in der Genauigkeit müssen bei der Kennfeldskalierung nicht in Kauf genommen werden, da sich bei erfolgreicher Durchführung eine vollständige Konvergenz zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation im Sinne einer benutzerdefinierten Genauigkeit einstellt. Hinzu kommt, dass die Kennfeldskalierung sich einer einfachen und gängigen Schnittstelle von Leistungssyntheseprogrammen bedient, keine spezifische Modulimplementierung erfordert und ebenfalls keine Aufarbeitung und Parametrisierung von Daten in toolspezifischen Formaten bedingt. Ebenfalls ist die iterative Kennfeldskalierung für alle Fidelity-Stufen gleichermaßen geeignet, während Kennfeldberechnung sowie direkte Integration aus o.g. Gründen tendenziell besser für Anwendungsfälle im Low- oder Mid-Fidelity Bereich geeignet sind. Auch eine einfache und schnelle Reproduktion der betriebspunktspezifischen Ergebnisse mit Hilfe der Gesamtsystemsimulation ist durch die Wiederverwendbarkeit des einmalig ermittelten Skalierersets stets gewährleistet, ohne hierfür erneut hochauflösende Komponentensimulationen durchführen zu müssen.

Hinsichtlich der numerischen Stabilität erfordern alle vorgestellten Verfahren grundsätzlich eine sorgfältige Auswahl der für die Kopplung betrachteten Modelle. Weichen die Modellierungen einer Komponente in Gesamtsystemsimulation und Komponentensimulation signifikant voneinander ab, wird dies unabhängig von dem angewendeten Vorgehen die Entstehung sowie den Austausch unvorteilhafter Randbedingungen begünstigen und damit eine Gefahr für die Stabilität darstellen. Ein mögliches Auftreten von Instabilitäten sollte bei der konkreten Implementierung eines jeden Verfahrens daher in geeigneter Weise berücksichtigt werden.

Im Hinblick auf die Ziele dieser Arbeit lässt sich zusammenfassend festhalten, dass sowohl die direkte Integration als auch die Berechnung von Mini-Maps zur Kopplung zwischen Gesamtsystemsimulation und hochauflösender 3D-CFD-Simulation von Turbokomponenten unattraktiver erscheinen als die Kennfeldskalierung. Hauptgrund hierfür ist die durch den Charakter der Verfahren aufgeprägte Mindestanzahl an auszuführenden Komponentensimulationen, welche nicht weiter reduziert werden kann und somit stets einen vergleichsweise hohen Berechnungsaufwand erfordert. Die iterative Kennfeldskalierung hingegen kann voraussichtlich nicht nur mit den anderen betrachteten Verfahren mithalten, sondern bietet theoretisches Potenzial, den Berechnungsaufwand im direkten Vergleich zu reduzieren. Ob und in welcher Ausprägung dies erfüllt wird, kann nur anhand einer konkreten Implementierung und anwendungsorientierten Erprobung des Verfahrens überprüft werden. Dies ist Gegenstand des nachfolgenden Kapitels.

Es sei abschließend bemerkt, dass das Ergebnis des hier gezogenen Vergleichs der drei betrachteten Verfahren strikt an die o.g. Randbedingungen gebunden ist. Diese repräsentieren den für einen Einsatz des Verfahrens geplanten Anwendungsbereich im Rahmen dieser Arbeit. Alle getroffenen Annahmen müssen je nach Anwendungsfall auf Richtigkeit überprüft und ggf. angepasst werden, was entsprechend zu abweichenden Ergebnissen führen kann. Außerdem wurde eine potenzielle Wiederverwendbarkeit der durch die hochauflösende Komponentensimulation generierten Informationen, wie sie bspw. bei der Ermittlung von Mini-Maps möglich ist, nicht berücksichtigt. Grund hierfür ist, dass nicht davon ausgegangen werden kann, dass stets Betriebspunkte betrachtet werden, die in unmittelbarer Nähe liegen, und die Annahme einer gesicherten Wiederverwendbarkeit der generierten Kennfelder somit nicht sichergestellt ist.

# 3. Automatisierte Kennfeldskalierung zur Kopplung von Gesamtsystemund Komponentensimulation

Unter Betrachtung der in Kap. 2.4 vorgestellten Verfahren zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation sowie deren Vor- und Nachteilen wurde die Kennfeldskalierung als vielversprechendes Verfahren für die Kopplung zwischen hochauflösenden 3D-CFD-Simulationen von Turbokomponenten und der Gesamtsystemsimulation identifiziert. Die Durchführung einer iterativen Kennfeldskalierung zur Kopplung von Gesamtsvstem- und Komponentensimulation ist in der einschlägigen Literatur prinzipiell dokumentiert (vgl. Kap. 1.2). Das Verfahren wurde bisher allerdings lediglich im Low- bzw. Mid-Fidelity Bereich angewendet. Eine Untersuchung der Stabilität sowie geeigneter Berechnungsvorschriften für Kennfeldskalierer sind nicht dokumentiert. Aufgrund der geringen Rechenzeiten bei Modellen dieser Genauigkeit wurden weiterhin keine Anstrengungen unternommen, die zum Erreichen einer vollständigen Konvergenz notwendige Anzahl an Iterationen gezielt zu reduzieren bzw. die Stabilität des Verfahrens für den Fall auftretender Konvergenzprobleme zu erhöhen. Die Reduktion der Anzahl benötigter Iterationen ist jedoch essentiell, um die resultierenden Rechenzeiten, insbesondere bei Verwendung hochauflösender Simulationsverfahren, auf ein praxistaugliches Maß zu senken und das beschriebene Vorgehen somit für einen breiten Anwendungsbereich attraktiv zu machen. Der Fokus der vorliegenden Arbeit liegt folglich neben der physischen Implementierung des Verfahrens auch auf einer gleichzeitigen Optimierung des Berechnungsablaufs hinsichtlich Konvergenzgeschwindigkeit und Stabilität.

Um ein prinzipielles Verständnis für den Berechnungsablauf zu schaffen, wird im Folgenden zunächst die grundlegende Prozesskette zur MFS durch Kennfeldskalierung detailliert erläutert. Den Kern des Verfahrens bildet die in jedem Iterationsschritt wiederkehrende Berechnung von Kennfeldskalierern in Abhängigkeit der aktuellen Abweichung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation, da die angewendete Strategie zur Skaliererberechnung signifikanten Einfluss auf die Konvergenz und Stabilität des Verfahrens hat. Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Strategien zur Skaliererberechnung entwickelt und hinsichtlich ihres Konvergenzverhaltens untersucht. Die Entwicklung war stets durch auftretende Probleme bei konkreten Anwendungen des Verfahrens motiviert. Die unterschiedlichen Strategien zur Skaliererberechnung werden im Folgenden vorgestellt und hinsichtlich ihrer Eigenschaften von Konvergenzgeschwindigkeit und Stabilität diskutiert.

Abschließend wird die Funktionalität und Effektivität des implementierten Verfahrens demonstriert. Hierzu werden die unterschiedlichen Strategien zur Skaliererberechnung anhand eines konkreten Anwendungsbeispiels gegenübergestellt sowie weitere Einflüsse auf Stabilität und Konvergenzverhalten diskutiert.

# 3.1. Prozesskette

Das folgende Kapitel befasst sich mit der für eine Kopplung durch Kennfeldskalierung erforderlichen Prozesskette, welche für alle in der vorliegenden Arbeit präsentierten Berechnungen durchlaufen wurde. Hierbei liegt der Fokus zunächst auf einer Beschreibung des generellen Ablaufs. Eine schematische Darstellung der Prozesskette ist durch das Flussdiagramm in Abb. 3.1 gegeben, welches im Folgenden schrittweise erläutert wird.



Abbildung 3.1.: Schematischer Ablauf der Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation durch Kennfeldskalierung

Die Durchführung einer 0D-Gesamtsystemsimulation ist stets das erste auszuführende Element der Prozesskette. Basierend auf einem vollständig definierten Triebwerksmodell wird eine Off-Design Rechnung für einen benutzerdefinierten globalen Betriebspunkt durchgeführt, welcher durch die in Kap. 2.1.2 erläuterten Randbedingungen **a** charakterisiert ist. Die Definition des globalen Betriebspunktes bleibt während der folgenden Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation konstant (Gl. 3.1 auf der nächsten Seite). Der erläuterte Prozessablauf gilt folglich für die Betrachtung eines einzelnen Betriebspunktes und muss im Falle mehrerer betrachteter Punkte entsprechend oft wiederholt werden.

$$\boldsymbol{a} = \begin{pmatrix} a_1 \\ \vdots \\ a_p \end{pmatrix} = const. \tag{3.1}$$

Sofern in der Gesamtsystemsimulation eine konvergierte Lösung für den gegebenen Betriebspunkt gefunden wird, liegen anschließend die charakteristischen Leistungsparameter einer jeden Komponente  $\mathbf{x}$ , die thermodynamischen Zustandsgrößen an Ein- und Austritt sowie die mechanischen Wellendrehzahlen des 0D-Triebwerksmodells vor (vgl. Kap. 2.1).

Aus diesem Datensatz können nun alle für den untersuchten Anwendungsfall relevanten Randbedingungen **b** für die hochauflösende 3D-CFD-Komponentensimulation extrahiert werden. Als typische Beispiele hierfür seien Massenströme am Ein- bzw. Austritt der betrachteten Turbokomponente, die mechanische bzw. aerodynamische Drehzahl der zugehörigen Welle bzw. Komponente oder auch betriebspunktspezifische Bleedentnahmen genannt. Auch die Verwendung von statischen Drücken und Temperaturen ist möglich, sofern die Querschnittsflächen an den betreffenden Triebwerksebenen im 0D-Triebwerksmodell definiert sind (vgl. Kap. 2.1.1).

Im Gegensatz zur globalen Betriebspunktdefinition  $\mathbf{a}$  sind die in der Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ausgetauschten Randbedingungen  $\mathbf{b}$  ausdrücklich nicht konstant. Sie sind abhängig vom betrachteten Betriebspunkt  $\mathbf{a}$ , aber vor allem auch vom spezifischen Betriebsverhalten aller Komponenten des Gesamtsystemmodells. Durch die Anwendung von Kennfeldskalierern in einzelnen Komponenten wird das komponentenspezifische Betriebsverhalten allerdings unmittelbar beeinflusst. Die Modifikation einer Komponentencharakteristik durch die Aufprägung von Kennfeldskalierern  $\mathbf{s}$  führt automatisch zu einer Veränderung der Randbedingungen  $\mathbf{b}$  in jedem Iterationsschritt i, auch wenn die globale Betriebspunktdefinition  $\mathbf{a}$  konstant bleibt. Die beschriebene Abhängigkeit der zwischen den Fidelity-Stufen ausgetauschten Randbedingungen lässt sich entsprechend nach Gl. 3.2 formulieren und ist für die nachfolgend vorgestellten Strategien zur Skaliererberechnung von großer Bedeutung.

$$\boldsymbol{b}(\boldsymbol{s})\Big|_{\mathbf{a}} = \begin{pmatrix} b_1(\boldsymbol{s})\Big|_{\mathbf{a}} \\ \vdots \\ b_q(\boldsymbol{s})\Big|_{\mathbf{a}} \end{pmatrix} \neq const.$$
(3.2)

Basierend auf den extrahierten Randbedingungen **b** wird im Anschluss an die Gesamtsystemsimulation eine hochauflösende 3D-CFD-Komponentensimulation durchgeführt. Damit anschließend die Ergebnisse von Gesamtsystem- und Komponentensimulation miteinander verglichen werden können, ist eine Aufbereitung der Ergebnisse durch Mittelung der berechneten 3D-Strömungslösung in radialer Richtung und Umfangsrichtung erforderlich. Sofern noch keine ausreichende Übereinstimmung zwischen den beiden Fidelity-Stufen erreicht ist, wird die Vorhersage der Komponentenperformance aus dem 0D-Triebwerksmodell  $\mathbf{x}_{per}$  nicht mit der Vorhersage der hochauflösenden Komponentensimulation  $\mathbf{x}_{cfd}$  übereinstimmen.

Um diese Abweichung zu eliminieren werden nun, basierend auf den Ergebnissen beider Fidelity-Stufen, geeignete Kennfeldskalierer bestimmt, welche in der folgenden Iteration auf die entsprechenden Komponentenkennfelder innerhalb der 0D-Gesamtsystemsimulation aufgeprägt werden. Wird die Gesamtsystemsimulation nun erneut

für den gegebenen Betriebspunkt **a** ausgeführt, führt das skalierte Komponentenkennfeld zu einer Veränderung der Komponenten- bzw. Gesamtsystemperformance und somit zu neuen Randbedingungen b für die Komponentensimulation. Dieses Vorgehen muss so lange wiederholt werden, bis die Abweichung der komponentenspezifischen Leistungsparameter zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation auf einen benutzerdefinierten Grenzwert gesenkt wurde. Mit der Annäherung der Vorhersagen zur Komponentenperformance wird auch die Variation der Skaliererwerte sukzessive geringer und das iterative Verfahren konvergiert idealerweise in Richtung eines für beide Simulationsverfahren übereinstimmenden Betriebspunktes. Sobald eine hinreichende Genauigkeit in der Übereinstimmung aller betrachteten Leistungsparameter aus Gesamtsystem- und Komponentensimulation erreicht wurde, werden die finalen Werte der Kennfeldskalierer in geeigneter Form abgelegt. Hierdurch wird sichergestellt, dass die Ergebnisse für den betrachteten Betriebspunkt  $\mathbf{a}$  bei Bedarf einfach und schnell in der Gesamtsystemsimulation reproduziert werden können. Der Konvergenzfortschritt sollte während des iterativen Prozesses stetig überwacht und die Berechnung beendet werden, sobald entweder die geforderte Genauigkeit oder eine maximale Anzahl an Iterationen erreicht wird.

Entsprechend des beschriebenen Vorgehens erfolgt die Berechnung der Kennfeldskalierer in jedem Iterationsschritt mit dem Ziel, die Vorhersagen von Gesamtsystem- und Komponentensimulation möglichst gut in Übereinstimmung zu bringen. Somit hat das verwendete Verfahren zur Skaliererberechnung direkten Einfluss auf das Konvergenzverhalten und die Stabilität der gesamten Prozesskette. Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Strategien zur Skaliererberechnung entwickelt und analysiert, welche im folgenden Kapitel detailliert vorgestellt werden.

# 3.2. Strategien zur Skaliererberechnung

Da die 3D-CFD-Simulation das zeitlich kritische Element der Prozesskette ist, muss die Anzahl der benötigten Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation so weit wie möglich reduziert werden. Darüber hinaus muss gleichzeitig ein numerisch stabiler Berechnungsablauf gewährleistet sein. Auf beide Aspekte hat die angewendete Strategie zur Skaliererberechnung großen Einfluss.

Die Berechnung der Kennfeldskalierer erfolgt generell mit der Zielsetzung, eine möglichst schnelle Konvergenz zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation zu erzielen. Die Skalierer müssen also nach Möglichkeit so bestimmt werden, dass das Betriebsverhalten der Komponentenmodelle auf beiden Fidelity Stufen in der nächsten Iteration möglichst gut übereinstimmt, um die Abweichungen in allen betrachteten Leistungsparametern zu eliminieren und Konvergenz zwischen den verschiedenen Simulationsverfahren zu erreichen. Die grundlegende Problematik hierbei ist, dass die iterative Veränderung der Kennfeldskalierer innerhalb des thermodynamischen Triebwerksmodells immer eine Verschiebung des komponentenspezifischen Betriebspunktes nach sich zieht. Diese Verschiebung resultiert wiederum in veränderten Randbedingungen  $b \neq const$ . für die folgende 3D-CFD-Simulation und führt damit wiederum zu veränderten Vorhersagen für die Komponentenperformance (Abb. 3.1 auf Seite 48).

Wie stark die Komponentenperformance des hochauflösenden Modells in Abhängigkeit veränderter Randbedingungen variiert, ist abhängig vom betrachteten Betriebsbereich und den zugrundeliegenden Modellen. Erschwerend kommt bei der Kennfeldskalierung

hinzu, dass die Größenordnung vorab nicht vorhergesagt werden kann, da diesbezüglich keine Gradienteninformation aus der hochauflösenden Komponentensimulation vorliegt (vgl. Kap. 2.1.3). Wollte man eine solche Vorhersage treffen, müssten entsprechende Gradienten gesondert approximiert werden, was zu einem deutlichen Anstieg der durchzuführenden 3D-CFD-Simulationen und damit zu einem erheblich größeren Rechenaufwand führen würde (Kap. 2.4.2). Um dies zu vermeiden, muss also sichergestellt werden, dass die Kennfeldskalierung innerhalb eines Iterationsschrittes i nur so hohe Änderungen der Randbedingungen **b** nach sich zieht, dass starke Schwankungen in den resultierenden Leistungsparametern vermieden werden und ein stabiler Ablauf der Berechnung gewährleistet wird.

Im Folgenden werden verschiedene Arten der Skaliererberechnung vorgestellt, die aufeinander aufbauend im Rahmen dieser Arbeit entwickelt und untersucht wurden. Ziel bei der Weiterentwicklung der Skaliererberechnung war stets, das Konvergenzverhalten zu optimieren und gleichzeitig eine stabile Berechnung zu ermöglichen.

#### 3.2.1. Analytische Skaliererberechnung

Die analytische Berechnung der benötigten Kennfeldskalierer ist das einfachste der betrachteten Berechnungsverfahren. Die Berechnung erfolgt in jedem Iterationsschritt auf Basis der ermittelten Ergebnisse aus Gesamtsystem- und Komponentensimulation durch die Anwendung analytischer Berechnungsvorschriften. Die Grundidee des Verfahrens besteht darin, das in der Gesamtsystemsimulation verwendete Kennfeld mit Hilfe von Off-Design Skalierern in jedem Iterationsschritt exakt auf die Ergebnisse der CFD-Rechnung für den aktuellen Betriebspunkt zu skalieren. Für einen Kennfeldparameter x ergeben sich damit innerhalb eines Iterationsschrittes i unter Berücksichtigung von Gl. 2.13 - 2.15 auf Seite 22 die in Gl. 3.3 und 3.4 angegebenen Berechnungsvorschriften für Faktorskalierer F und Deltaskalierer D.

$$F_{x,od,i} = \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} \cdot \prod_{j=1}^{i-1} \frac{x_{cfd,j}}{x_{per,j}} = \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} \cdot F_{x,od,i-1}$$
(3.3)

$$D_{x,od,i} = (x_{cfd,i} - x_{per,i}) + \sum_{j=1}^{i-1} (x_{cfd,j} - x_{per,j}) = (x_{cfd,i} - x_{per,i}) + D_{x,od,i-1}$$
(3.4)

Die in Gl. 3.3 und 3.4 enthaltene Multiplikation bzw. Addition der Skalierer aus dem vorherigen Iterationsschritt ( $F_{x,i-1}$  und  $D_{x,i-1}$ ) wird benötigt, da die Berechnung der Leistungsparameter der Gesamtsystemsimulation im Iterationsschritt *i* unter Verwendung der im Iterationsschritt *i* – 1 berechneten Kennfeldskalierer erfolgt ist. Nur so kann eine stetige Kennfeldskalierung sichergestellt werden und die Information aus den bereits durchgeführten Iterationen geht nicht verloren. Im ersten Iterationsschritt (*i* = 0) werden die Skalierer des vorherigen Iterationsschrittes (*i* – 1) auf die Standardwerte von 1 (Faktorskalierer) bzw. 0 (Deltaskalierer) gesetzt.

Dem Komponentenkennfeld wird folglich das Betriebsverhalten des 3D-CFD-Modells in dem für den aktuellen Iterationsschritt gültigen Betriebspunkt der Komponente aufgeprägt. Abb. 3.2 auf der nächsten Seite verdeutlicht das beschriebene Vorgehen für einen Iterationsschritt anhand eines Verdichterkennfeldes. In diesem Beispiel werden die in der Gesamtsystemsimulation berechneten Werte für den mit ISA-Standardwerten korrigierten Massenstrom  $W_{corr}$  sowie die ISA-korrigierte relative Drehzahl  $N_{corr,rel}$  als Randbedingungen für die höherwertige Komponentensimulation eines Verdichters verwendet. Ziel der Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ist folglich, eine Übereinstimmung von Totaldruckverhältnis  $\Pi_t$  und isentropem Wirkungsgrad  $\eta_{is}$  auf beiden Fidelity-Stufen zu erzielen, weshalb eine Kennfeldskalierung in den entsprechenden Dimensionen vorgenommen wird. In der Folge wird angenommen, dass die zu beiden Parametern getroffenen Vorhersagen der Komponentensimulation diejenigen der Gesamtsystemsimulation übersteigen. Aus den hieraus resultierenden Kennfeldskalierern ergibt sich eine jeweils vertikale Verschiebung der Drehzahllinien zu höheren Druckverhältnissen bzw. isentropen Wirkungsgraden. Ergebnis der Skalierung ist schließlich, dass die Werte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad an dem durch  $W_{corr}$  und  $N_{corr,rel}$  definierten Kennfeldpunkt exakt den durch die höherwertige Komponentensimulation generierten Vorhersagen entsprechen.



Abbildung 3.2.: Beispielhafte Skalierung des Totaldruckverhältnisses  $\Pi_t$ und des isentropen Wirkungsgrades  $\eta_{is}$  entsprechend dem Vorgehen bei analytischer Skaliererberechnung

In der Anwendung dieses Verfahrens hat sich gezeigt, dass eine Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation auf Basis der in Gl. 3.3 auf der vorherigen Seite-3.4 angegebenen Berechnungsvorschriften prinzipiell einen schnellen Konvergenzfortschritt ermöglicht. Diese Aussage muss allerdings eingeschränkt werden. Insbesondere bei signifikanten Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation hinsichtlich der Lage des betrachteten Betriebspunktes im Komponentenkennfeld und/oder der zugrundeliegenden Kennfeldtopologie können die in den einzelnen Iterationsschritten berechneten Skaliererwerte zu Oszillationen neigen. Sollte dieses Verhalten innerhalb der Berechnung auftreten, so wirkt es sich äußerst negativ auf das Konvergenzverhalten aus. Eine hohe Anzahl an Iterationen oder im Falle einer aufschwingenden Oszillation sogar ein Abbruch der Berechnung ist die Folge. Das Auftreten dieses Verhaltens wurde im Rahmen einer konkreten Studie von Klein et al. festgestellt und dokumentiert. Eine detaillierte Beschreibung des zugrundeliegenden Anwendungsfalles sowie der entsprechenden Ergebnisse ist in [39] zu finden.

Das Auftreten der beschriebenen Oszillationen kann u.a. darauf zurückgeführt werden, dass die iterationsübergreifende Veränderung von Randbedingungen auf Basis von
Gradienten berechnet wird, welche auf dem in der Gesamtsystemsimulation verwendeten Komponentenkennfeld, nicht aber auf dem Betriebsverhalten des höherwertigen Modells beruhen. Das in der Gesamtsystemsimulation verwendete Komponentenkennfeld wird also, in der Annahme, dass es das Betriebsverhalten des höherwertigen Modells hinreichend genau repräsentiert, als Ersatzmodell für die höherwertige Komponentensimulation verwendet. Stimmen die qualitative Kennfeldtopologie sowie die Lage des Betriebspunktes für beide Fidelity Stufen in ausreichendem Maße überein, so repräsentieren die in der Gesamtsystemsimulation zur Lösung des Gleichungssystems verwendeten Gradienten das Betriebsverhalten der höherwertigen Komponente entsprechend gut. Die durch eine Kennfeldskalierung resultierende Betriebspunktverschiebung und die daraus resultierenden Veränderungen von Randbedingungen werden folglich eine vergleichbare Betriebspunktverschiebung in der höherwertigen Komponentensimulation und somit eine Annäherung der Vorhersagen beider Verfahren bewirken.

Weichen jedoch entweder die qualitative Kennfeldtopologie und/oder die Lage des Betriebspunktes signifikant voneinander ab, so wird das höherwertige Komponentenmodell nicht in der durch die Gesamtsystemsimulation vorhergesagten Art und Weise auf die Verschiebung des komponentenspezifischen Betriebspunktes reagieren. Es resultieren folglich mehr oder weniger starke Abweichungen in den durch die verschiedenen Verfahren vorhergesagten Leistungsparametern der betrachteten Komponente. Aufgrund des stark nichtlinearen Betriebsverhaltens von Turbokomponenten sowie der fehlenden Gradienteninformation lässt sich die spezifische Reaktion des höherwertigen Komponentenmodells auf eine Veränderung von Randbedingungen nicht vorhersagen. Insgesamt hängt diese vom aktuellen Betriebspunkt ab, sowie davon, welche Randbedingung in welcher Größenordnung verändert wird. Wird ein Verdichter bspw. nahe der Pumpgrenze betrieben, so wird eine kleine Anderung des Eintrittsmassenstroms das generierte Totaldruckverhältnis voraussichtlich nur gering beeinflussen. Führt man eine vergleichbare Veränderung des Massenstroms aber an einem Betriebspunkt nahe der Sperrgrenze durch, wird die Veränderung des Totaldruckverhältnisses im direkten Vergleich deutlich signifikanter ausfallen.

Generell lässt sich feststellen, dass große Abweichungen zwischen 3D-CFD- und Gesamtsystemsimulation, entsprechend den in Gl. 3.3 und 3.4 auf Seite 51 definierten Berechnungsvorschriften, automatisch zu großen Änderungen in einzelnen Skaliererwerten führen. Die resultierende Verzerrung des Komponentenkennfeldes in der Gesamtsystemsimulation fällt in der Folge ebenfalls entsprechend stark aus. Eine starke Veränderung des Betriebsverhaltens einer Komponente innerhalb der Gesamtsystemsimulation begünstigt wiederum eine deutliche Betriebspunktverschiebung und somit eine signifikante Änderung der im folgenden Iterationsschritt in die 3D-CFD-Simulation transferierten Randbedingungen. Führt dies in der Folge wiederum zu einer starken Abweichung zwischen den Leistungsparametern auf beiden Fidelity-Stufen, erfolgt eine erneut starke Veränderung der Kennfeldskalierer und es entsteht das beschriebene oszillatorische Verhalten.

Da die auf eine Betriebspunktverschiebung folgende Reaktion des höherwertigen Komponentenmodells nicht vorhergesagt werden kann, ist es umso wichtiger, die Änderungen von Randbedingungen von einem Iterationsschritt zum nächsten auf ein sinnvolles Maß zu begrenzen. Nur so kann sprunghaften Änderungen bei der Vorhersage der Komponentenperformance vorgebeugt und eine kontrollierte Annäherung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation sichergestellt werden. Die Größenordnung der Änderung bestimmter Randbedingungen von einer Iteration zur anderen kann bei der analytischen Skaliererberechnung nicht unmittelbar berücksichtigt werden, da die eigentliche Skaliererberechnung keinerlei Informationen über das Verhalten des Gesamtsystemmodelles berücksichtigt. Entsprechend der beschriebenen Zusammenhänge ist jedoch davon auszugehen, dass die Änderung der Randbedingungen mit der Größenordnung der Änderung einzelner Kennfeldskalierer korreliert. Um einer instabilen Berechnung vorzubeugen, ist es daher sinnvoll, die maximalen Änderungen der Kennfeldskalierer von einem zum anderen Iterationsschritt auf einen richtungsunabhängigen Schwellenwert  $\Delta s_{max} > 0$  zu begrenzen (Gl. 3.5 -und 3.6).

$$F_{x,od,i} = \begin{cases} F_{x,od,i-1} \cdot \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} & : \left| \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} - F_{x,od,i-1} \right| \le \Delta s_{max,f} \\ F_{x,od,i-1} + \Delta s_{max,f} & : \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} - F_{x,od,i-1} > \Delta s_{max,f} \\ F_{x,od,i-1} - \Delta s_{max,f} & : F_{x,od,i-1} - \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} > \Delta s_{max,f} \end{cases}$$
(3.5)

$$D_{x,od,i} = \begin{cases} D_{x,od,i-1} + x_{cfd,i} - x_{per,i} & : |x_{cfd,i} - x_{per,i}| \le \Delta s_{max,d} \\ D_{x,od,i-1} + \Delta s_{max,d} & : 0 < \Delta s_{max,d} < x_{cfd,i} - x_{per,i} \\ D_{x,od,i-1} - \Delta s_{max,d} & : 0 > x_{cfd,i} - x_{per,i} > -\Delta s_{max,d} \end{cases}$$
(3.6)

Der für die Änderung der Skaliererwerte definierte Grenzwert kann nicht mit einer generellen Begrenzung der Veränderung einzelner Randbedingungen gleichgesetzt werden. Wie stark sich die Änderung eines Skalierers um den Betrag  $\Delta s_{max}$  auf die ausgetauschten Randbedingungen auswirkt, ist abhängig von den verwendeten Modellen sowie von der aktuellen Betriebspunktlage. Die Größenordnung von  $\Delta s_{max}$  muss daher individuell für jeden Anwendungsfall definiert werden.

Wird der Schwellenwert zu groß gewählt und kommt daher nicht zum Tragen, ist es denkbar, dass auch im durch  $\Delta s_{max}$  begrenzten Parameterraum Oszillationen der Skaliererwerte auftreten können. Als wirksame Strategie zur tatsächlichen Vermeidung auftretender Oszillationen bietet sich daher die Erweiterung der vorgestellten Berechnungsvorschriften um einen Dämpfungsansatz an. Hierzu wird angenommen, dass die durch Gl. 3.3 und 3.4 auf Seite 51 analytisch berechnete Änderung eines Kennfeldskalierers generell zu hoch angesetzt ist und diese durch Multiplikation mit einem empirischen Dämpfungsfaktor  $d \leq 1$  reduziert werden soll. Aus dieser Überlegung ergeben sich die folgenden modifizierten Berechnungsvorschriften für Faktor- (Gl. 3.7) und Deltaskalierer (Gl. 3.8):

$$F_{x,od,i} = \left[ \left( \frac{x_{cfd,i}}{x_{per,i}} - 1 \right) \cdot d + 1 \right] \cdot F_{x,od,i-1}$$
(3.7)

$$D_{x,od,i} = (x_{cfd,i} - x_{per,i}) \cdot d + D_{x,od,i-1}$$
(3.8)

Der Dämpfungsfaktor d kann in dieser Formulierung mit Werten von d > 1 auch als Verstärkungsfaktor verwendet werden, was jedoch basierend auf bisherigen Beobachtungen nicht sinnvoll erscheint. Wie in [39] demonstriert, eignet sich dieser Ansatz um Oszillationen von Skaliererwerten wirkungsvoll zu dämpfen und Lösungen für Betriebspunkte zu erzielen, für die ohne eine entsprechende Dämpfung keine Konvergenz erzielt worden wären.

Ein genereller Nachteil der analytischen Skaliererberechnung findet sich in der Vernachlässigung der Abhängigkeiten zwischen Kennfeldskalierern und dem Komponentenverhalten im Gesamtsystem. Erfolgt die Skalierung eines einzigen Kennfelds im Gesamtsystemmodell in lediglich einer Dimension, beeinflusst dies den spezifischen Betriebspunkt einer jeden Triebwerkskomponente unter Beibehaltung einer konstanten Betriebspunktdefinition  $\boldsymbol{a}$ . Wird bspw. das Kennfeld eines Verdichters im Totaldruckverhältnis  $\Pi_t$  skaliert, so wird sich für  $\boldsymbol{a} = const$ . nicht nur das Verdichterdruckverhältnis ändern. Es werden sich ebenfalls abweichende Werte für Massenstrom, Drehzahl und Wirkungsgrad des Verdichters sowie aller anderen Komponenten einstellen.

Grund hierfür ist die iterative Ermittlung eines Gleichgewichtszustandes zwischen allen Komponenten des Triebwerksmodells, welcher die im Gleichungssystem definierten Gleichgewichts- und Erhaltungsbedingungen erfüllt (Kap. 2.1.2). Die Skalierung eines Kennfeldes und damit des spezifischen Betriebsverhaltens einer einzelnen Komponente führt zu einer Verschiebung dieses Gleichgewichtszustandes für konstante Randbedingungen  $\mathbf{a} = const.$  und damit zu einer Veränderung der spezifischen Leistungsparameter  $x_{Perf}$  einer jeden Triebwerkskomponente. Folglich besteht kein direkter Zusammenhang zwischen einem spezifischen Kennfeldskalierer s und einem einzigen Leistungsparameter der Gesamtsystemsimulation, sondern vielmehr eine Abhängigkeit aller Leistungsparameter des Gesamtsystemmodelles von allen im Rahmen der Kopplung betrachteten Kennfeldskalierern.

Informationen über diese komplexen Abhängigkeiten werden bei der analytischen Skaliererberechnung nicht miteinbezogen, was zu nachteiligen Skaliererwerten und damit Einbußen im Konvergenzverhalten führen kann. Wie stark dieser Effekt ausgeprägt ist, hängt auch hier wieder von der Lage des betrachteten Betriebspunktes im entsprechenden Kennfeld ab, da sich die Abhängigkeit eines Kennfeldparameters von einem Kennfeldskalierer üblicherweise stark nichtlinear über das Kennfeld ändert. Sollte dies nicht der Fall sein und die Abhängigkeiten wären näherungsweise linear ausgeprägt, so würde eine Berücksichtigung dieser Informationen keine Vorteile gegenüber der vorgestellten analytischen Berechnung mit sich bringen. Weiterhin spielt es eine Rolle, wie weit die Vorhersagen der betrachteten Modelle zu Beginn der Iteration auseinanderliegen. Sollten die Vorhersagen bereits zu Beginn sehr nahe beieinander liegen, so werden sich die Vorteile einer Berücksichtigung der beschriebenen Abhängigkeiten nicht so stark ausprägen wie im Falle starker Abweichungen.

Die Vernachlässigung der beschriebenen Abhängigkeiten zwischen Leistungsparametern und Kennfeldskalierern kann bei der Verwendung eines analytischen Ansatzes zur Skaliererberechnung nicht vermieden werden. Diese Problematik wird jedoch in den weiterführenden Berechnungsansätzen (Kap. 3.2.2 und 3.2.3) erneut aufgegriffen und gezielt adressiert.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die analytische Skaliererberechnung Vorteile aufgrund ihrer einfachen Anwendung bietet, was vor allem den analytischen Berechnungsvorschriften geschuldet ist. Unter Zuhilfenahme der vorgestellten Erweiterungen (Schrittweitenbegrenzung und Dämpfung) gewinnt das Verfahren im Falle von Konvergenzproblemen an Stabilität und kann zuverlässig für die Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation eingesetzt werden. Unberücksichtigt bei der analytischen Berechnung bleiben die komplexen Abhängigkeiten zwischen Leistungsparametern und Kennfeldskalierern (Gl. 3.10) sowie eine direkte Betrachtung der quantitativen Änderung von Randbedingungen zwischen den Iterationsschritten. Diese beiden Aspekte können nicht über die analytische Berechnung erfasst werden, was zur Folge hat, dass man nicht zweifelsfrei von einem stabilen Berechnungsablauf ausgehen kann, da nicht sichergestellt werden kann, dass die durch die gegebenen Vorschriften ermittelten Skaliererwerte zu einer Annäherung der beiden Fidelity-Stufen führen. Vielmehr muss die Eignung und Stabilität des Verfahrens für jeden Anwendungsfall individuell überprüft werden.

Um die o.g. Defizite der analytischen Berechnung zu eliminieren, wurde in der vorliegenden Arbeit ein gradientenbasiertes, sowie darauf aufbauend ein optimierungsgestütztes Verfahren zur Skaliererberechnung untersucht, welche nachfolgend detailliert beschrieben werden.

#### 3.2.2. Gradientenbasierte Skaliererberechnung

Sobald die nichtlinearen Abhängigkeiten zwischen Leistungsparametern und Kennfeldskalierern in die Berechnung miteinbezogen werden sollen, ist eine rein analytische Betrachtung des Problems nicht mehr möglich und es muss zu einer gradientenbasierten Skaliererberechnung übergegangen werden. Diese beruht auf der Formulierung eines nichtlinearen Gleichungssystems, welches die Abhängigkeiten zwischen Kennfeldskalierern und den im Rahmen der Kopplung betrachteten Leistungsparametern abbildet und diese bei einer entsprechenden Lösung berücksichtigt.

In jedem Iterationsschritt i zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation besteht die Zielsetzung, ein zuvor festgelegtes Set von n Kennfeldskalierern  $\boldsymbol{s} \in \mathbb{R}^n$  (Gl. 3.9) zu bestimmen, welches eine exakte Übereinstimmung der betrachteten Leistungsparameter aus Gesamtsystem- und 3D-CFD-Simulation am aktuellen Betriebspunkt  $\boldsymbol{a}$  liefert. Es wurde bereits festgestellt, dass die Leistungsparameter der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation  $\boldsymbol{x}_{per} \in \mathbb{R}^m$  über das thermodynamische Modell unmittelbar von den aktuellen Skaliererwerten  $\boldsymbol{s}$  abhängen (Gl. 3.10). Die entsprechenden Ergebnisse der 3D-CFD-Simulation  $\boldsymbol{x}_{cfd} \in \mathbb{R}^m$  hängen wiederum unmittelbar von den durch die Gesamtsystemsimulation generierten Randbedingungen  $\boldsymbol{b}$  ab. Nach Gl. 3.2 auf Seite 49 ergibt sich damit eine mittelbare Abhängigkeit der von der 3D-CFD-Simulation vorhergesagten Leistungsparameter  $\boldsymbol{x}_{cfd}$  von den im aktuellen Iterationsschritt angewendeten Kennfeldskalierern  $\boldsymbol{s}$  für einen konstanten Betriebspunkt  $\boldsymbol{a}$  (Gl. 3.11).

$$\boldsymbol{s}_{i} = \begin{pmatrix} s_{1,i} \\ \vdots \\ s_{n,i} \end{pmatrix}$$
(3.9)

$$\boldsymbol{x_{per}(s_i)}\Big|_{\mathbf{a}} = \begin{pmatrix} x_{1,per}(s_i) \Big|_{\mathbf{a}} \\ \vdots \\ x_{m,per}(s_i) \Big|_{\mathbf{a}} \end{pmatrix}$$
(3.10)

$$\boldsymbol{x_{cfd}(s_i)}\Big|_{\mathbf{a}} = \begin{pmatrix} x_{1,cfd}(s_i) \Big|_{\mathbf{a}} \\ \vdots \\ x_{m,cfd}(s_i) \Big|_{\mathbf{a}} \end{pmatrix}$$
(3.11)

Zur Auswertung der Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation lässt sich für eine Gesamtanzahl von m betrachteten Leistungsparametern ein Funktionsvektor  $\mathbf{f} \in \mathbb{R}^m$  formulieren, welcher die Abweichung eines jeden betrachteten Leistungsparameters hinsichtlich Gesamtsystem- und Komponentensimulation beinhaltet (Gl. 3.12). Entsprechend der Prämisse, dass die Abweichung zwischen den beiden Fidelity-Stufen durch Variation der Kennfeldskalierer eliminiert werden soll, ergibt sich das in Gl. 3.13 angegebene, nichtlineare Gleichungssystem, welches die Abhängigkeiten zwischen Skalierern und Leistungsparametern innerhalb des Gesamtsystemmodelles implizit berücksichtigt. Die starke Nichtlinearität dieses Gleichungssystems folgt unmittelbar aus dem Betriebsverhalten des Gesamtsystemmodelles, welches durch die zugrundeliegenden Kennfelder geprägt ist, sowie aus dem ebenfalls nichtlinearen Verhalten des höherwertigen Komponentenmodells.

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}_{i}) = \begin{pmatrix} f_{1}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ \vdots \\ f_{m}(\boldsymbol{s}_{i}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{x_{1,per}(\boldsymbol{s}_{i}) - x_{1,cfd}(\boldsymbol{s}_{i})}{x_{1,cfd}(\boldsymbol{s}_{i})} \\ \vdots \\ \frac{x_{m,per}(\boldsymbol{s}_{i}) - x_{m,cfd}(\boldsymbol{s}_{i})}{x_{m,cfd}(\boldsymbol{s}_{i})} \end{pmatrix}$$
(3.12)  
$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}_{i}) = \begin{pmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix}$$
(3.13)

Die Zahl der Freiheitsgrade dieses Gleichungssystems entspricht exakt der Anzahl zu lösender Gleichungen, da jeder betrachtete Kennfeldskalierer s genau einem Leistungsparameter und damit einer Fehlerfunktion f zugeordnet werden kann (n = m). Das vorliegende Gleichungssystem ist somit bestimmt und kann unter Anwendung geeigneter Methoden gelöst werden. Eine weit verbreitete Methode zur Lösung eines solchen nichtlinearen Gleichungssystems ist das Newton-Raphson-Verfahren. Hierbei wird der gesuchte Vektor s so lange iterativ verändert, bis Gl. 3.13 schließlich mit zufriedenstellender Genauigkeit erfüllt ist. Basierend auf einem Iterationsschritt j innerhalb des Newton-Raphson Verfahrens wird der Vektor für den nächsten Iterationsschritt j + 1 nach der in Gl. 3.14 angegebenen Berechnungsvorschrift ermittelt. [59]

$$s_{i,j+1} = s_{i,j} - \Delta s_{i,j} = s_{i,j} - J(s_{i,j})^{-1} f(s_{i,j})$$
 (3.14)

 $J(s_{i,j}) \in \mathbb{R}^{m \times n}$  ist hierbei die Jacobi-Matrix von  $f(s_{i,j})$  und enthält die partiellen Ableitungen der nichtlinearen Fehlerfunktionen f hinsichtlich der betrachteten Kennfeldskalierer s (Gl. 3.15).

$$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{s}_{i,j}) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial s_{1,i,j}} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial s_{m,i,j}} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial s_{1,i,j}} & \cdots & \frac{\partial f_n}{\partial s_{m,i,j}} \end{pmatrix}$$
(3.15)

Da es für viele Anwendungen nicht möglich bzw. praktikabel ist partielle Ableitungen analytisch zu berechnen, ist es gängig, diese über Differenzenquotienten lokal zu approximieren. Zur Approximation anhand einer festgelegten Schrittweite  $\Delta s$  werden

Vorwärtsdifferenzen (Gl. 3.16), Rückwärtsdifferenzen (Gl. 3.17) oder zentrale Differenzen (Gl. 3.18) verwendet. [59]

$$\frac{\partial f}{\partial s} \approx \frac{\Delta f}{\Delta s} := \frac{f(s + \Delta s) - f(s)}{\Delta s} + \mathcal{O}(\Delta s)$$
(3.16)

$$\frac{\partial f}{\partial s} \approx \frac{\Delta f}{\Delta s} := \frac{f(s) - f(s - \Delta s)}{\Delta s} + \mathcal{O}(\Delta s) \tag{3.17}$$

$$\frac{\partial f}{\partial s} \approx \frac{\Delta f}{\Delta s} := \frac{f(s + \Delta s) - f(s - \Delta s)}{2\Delta s} + \mathcal{O}(\Delta s^2) \tag{3.18}$$

In jedem Iterationsschritt j des Newton-Raphson-Verfahrens muss nach Gl. 3.14 auf der vorherigen Seite also die Änderung der betrachteten Kennfeldskalierer  $\Delta s_j$  ermittelt werden, um die Skaliererwerte für die darauffolgende Iteration zu erhalten. Unter der Annahme, dass die Jacobi-Matrix des Systems mit Hilfe von Differenzenquotienten lokal approximiert wurde, erfolgt dies durch die Lösung des folgenden, nun linearen Gleichungssystems:

$$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{s}_{i,j})\boldsymbol{\Delta}\boldsymbol{s}_{i,j} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}_{i,j}) \tag{3.19}$$

$$rg(\boldsymbol{J}(\boldsymbol{s}_{i,j})) = rg(\boldsymbol{J}(\boldsymbol{s}_{i,j})|\boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}_{i,j}))$$
(3.20)

Das lineare Gleichungssystem ist bestimmt und besitzt unter der in Gl. 3.20 angegebenen Bedingung eine eindeutige Lösung, welche bspw. über das Gauß'sche Eliminationsverfahren bestimmt werden kann [60]. Ergebnis ist die gradientenbasierte Vorhersage zur erforderlichen Änderung der Skaliererwerte  $\Delta s_{i,j}$  im Iterationsschritt j, auf Basis derer ein neues Skaliererset berechnet und die Fehlerfunktionen erneut ausgewertet werden können. Durch das beschriebene Vorgehen wird das nichtlineare Gleichungssystem folglich in jedem Iterationsschritt des Newton-Raphson-Verfahrens lokal linearisiert und somit iterativ gelöst, bis die gewünschte Genauigkeit erreicht ist.

Ergebnis der iterativen Lösung des nichtlinearen Gleichungssystems ist schließlich ein Set von Kennfeldskalierern  $\mathbf{s}_i$ , welches bei Anwendung in der Gesamtsystemsimulation eine zufriedenstellende Übereinstimmung der betrachteten Leistungsparameter in Gesamtsystem- und Komponentensimulation für den Betriebspunkt  $\mathbf{a}$  liefert. Da eine Veränderung der im Gesamtsystemmodell verwendeten Skaliererwerte allerdings auch Einfluss auf die in die Komponentensimulation transferierten Randbedingungen  $\mathbf{b}$  hat, muss das Vorgehen im Rahmen der Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation aus bereits erläuterten Gründen iterativ wiederholt werden.

Die Verwendung der Jacobi-Matrix zur Lösung des nichtlinearen Gleichungssystems eliminiert eines der in Kap. 3.2.1 erläuterten Probleme bei der analytischen Skaliererberechnung. Durch die Approximation von Gradienten der Fehlerfunktionen hinsichtlich der betrachteten Kennfeldskalierer wird die Beeinflussung eines jeden Leistungsparameters durch alle betrachteten Skalierer sowie die Nichtlinearität der verwendeten Komponentenkennfelder erfasst und in die Skaliererberechnung miteinbezogen. Der Vorteil gegenüber der in Kap. 3.2.1 vorgestellten analytischen Skaliererberechnung ist also, dass die Skalierer nun nicht mehr nach einer starren analytischen Berechnungsvorschrift, sondern stets im Gesamtsystemkontext für den aktuellen Betriebspunkt und unter Berücksichtigung aller gegenseitigen Abhängigkeiten ermittelt werden. Die Umsetzung dieses Berechnungsverfahrens kann auf zweierlei Wegen erfolgen. Die Approximation der Jacobi-Matrix innerhalb des Newton-Raphson Verfahrens erfordert zahlreiche Gesamtsystemsimulationen, weshalb eine Kopplung zum verwendeten Simulationswerkzeug realisiert werden muss. Die Anzahl der notwendigen Berechnungen zur Approximation der Gradienten entspricht genau der Anzahl der Einträge der Jacobi-Matrix. Hinzu kommt die in jedem Iterationsschritt des Newton-Raphson Verfahrens notwendige Auswertung der Fehlerfunktionen  $f(s_{i,j})$ . Das kann zum einen über eine externe Kopplung erfolgen, bei der das oben beschriebene Verfahren zur Lösung des in Gl. 3.13 auf Seite 57 angegebenen Gleichungssystems losgelöst von der eigentlichen Gesamtsystemsimulation implementiert wird. Dies erfordert das Vorhandensein oder die Implementierung einer entsprechenden Schnittstelle des verwendeten Performance-Werkzeugs, über welche die benötigten Skaliererwerte in das Triebwerksmodell geschleust, die Rechnung durchgeführt und die benötigten Ergebnisse ausgelesen werden können.

Um den Implementierungsaufwand so gering wie möglich zu halten bietet es sich jedoch zum anderen an, die Gesamtsystemsimulation direkt zur Lösung des in Gl. 3.13 auf Seite 57 definierten nichtlinearen Gleichungssystems zu nutzen. Wie bereits in Kap. 2.1.2 erläutert, wird im Rahmen einer jeden Gesamtsystemsimulation ein nichtlineares Gleichungssystem zur Ermittlung des Gleichgewichtszustandes zwischen allen Triebwerkskomponenten gelöst. Die hierzu erforderlichen Lösungsalgorithmen für nichtlineare Gleichungssysteme sind in den gängigen Werkzeugen zur Gesamtsystemsimulation also bereits vorhanden. Im Sinne einer effizienten Implementierung bietet es sich daher an, das Gleichungssystem der Gesamtsystemsimulation im aktuellen Betriebspunkt um die in Gl. 3.12 auf Seite 57 definierten Fehlerfunktionen sowie die entsprechenden Kennfeldskalierer als freie Parameter zu erweitern. Auch hierfür muss eine geeignete Schnittstelle im Werkzeug für die Gesamtsystemsimulation vorhanden sein.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die gradientenbasierte Skaliererberechnung durch die Berücksichtigung der Abhängigkeiten zwischen Skalierern und Leistungsparametern ein Defizit der analytischen Skaliererberechnung eliminiert. Die Verwendung des Triebwerksmodells als Ersatzmodell für die Skaliererberechnung setzt allerdings auch voraus, dass das qualitative Betriebsverhalten der höherwertig simulierten Komponente ausreichend gut im Gesamtsystem repräsentiert ist. Ist dies nicht der Fall, so werden die in einem Iterationsschritt ermittelten Veränderungen der transferierten Randbedingungen nicht die gewünschte Reaktion der höherwertigen Komponentensimulation zur Folge haben, was die Konvergenz in der Folge negativ beeinflusst. Das in Gl. 3.13 auf Seite 57 definierte Gleichungssystem ist für den Fall einer eindeutigen Zuordnung eines Kennfeldskalierers zu genau einer Fehlerfunktion immer bestimmt und unter der Voraussetzung einer freien Wahl von s eindeutig lösbar. Dies gilt unter der Voraussetzung, dass die Gesamtsystemsimulation unter Anwendung von s am Betriebspunkt a eine konvergierte und vor allem physikalisch sinnvolle Lösung hat.

Was hierdurch jedoch direkt deutlich wird ist, dass für den Fall großer Abweichungen zwischen  $x_{per}$  und  $x_{cfd}$  entsprechend große Änderungen von s berechnet werden, was aufgrund der in Kap. 3.2.1 auf Seite 51 beschriebenen Gründe nachteilige Auswirkungen auf das Konvergenzverhalten haben kann. Die gradientenbasierte Skaliererberechnung ist daher potentiell gut geeignet für Probleme, bei denen die Randbedingungen, welche zwischen Gesamt- und Komponentensimulation transferiert werden, ohnehin konstant bleiben, wie dies bspw. bei Anwendungen im Kontext stationärer Gasturbinen auftre-

ten kann (konstante Drehzahl, konstanter Massenstrom). In diesem Falle liefert die Lösung des definierten Gleichungssystems direkt die im thermodynamischen Modell zu verwendenden Skaliererwerte, welche erforderlich sind um die zuvor festgestellten Abweichungen zwischen beiden Fidelity-Stufen zu eliminieren. Für die Anwendung des Verfahrens im Bereich von Fluggasturbinen muss jedoch stets mit variablen Randbedingungen gerechnet werden, weshalb es in der bisherigen Formulierung nicht geeignet ist und daher auch in Kap. 3.3.3 nicht weiter berücksichtigt wird.

Möchte man die gradientenbasierte Skaliererberechnung um zusätzliche Aspekte wie die Änderung von Randbedingungen oder eine Schrittweitenbegrenzung erweitern, ist eine Lösung des resultierenden Gleichungssystems mit dem bisher beschriebenen Vorgehen nicht mehr möglich, da durch zusätzliche Bedingungen eine Überbestimmtheit und somit ein klassisches Optimierungsproblem entsteht. Diese Erweiterung des vorgestellten Verfahrens sowie geeignete Lösungsansätze werden im Folgenden detailliert erläutert.

#### 3.2.3. Optimierungsgestützte Skaliererberechnung

Bisher wurde mit der gradientenbasierten Skaliererberechnung lediglich die Problematik der komplexen Abhängigkeiten zwischen Leistungsparametern und Kennfeldskalierern adressiert. Möchte man zusätzlich hierzu die in Kap. 3.2.1 beschriebene iterationsübegreifende Änderung von Randbedingungen für die Komponentensimulation aufgrund veränderter Skaliererwerte miteinbeziehen, muss das in Gl. 3.13 auf Seite 57 angegebene Gleichungssystem erweitert werden. Die optimierungsgestützte Berechnung knüpft somit konsequent an die in Kap. 3.2.2 vorgestellte Methodik an. Ob und in welcher Form bei dieser Art der Skaliererberechnung auf Gradienteninformation aus der Gesamtsystemsimulation zurückgegriffen wird, hängt allerdings vom Charakter des verwendeten Optimierungsverfahrens ab.

Für die optimierungsgestützte Skaliererberechnung wird der in Gl. 3.12 auf Seite 57 definierte Funktionsvektor  $f(s) \in \mathbb{R}^m$  um eine Anzahl von q Fehlerfunktionen  $h(s) \in \mathbb{R}^q$ erweitert (Gl. 3.21 auf der nächsten Seite). Diese enthalten die iterationsübergreifenden Abweichungen aller Randbedingungen  $b(s) \in \mathbb{R}^q$ , die zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ausgetauscht werden. Hierdurch ergibt sich das in Gl. 3.22 auf der nächsten Seite angegebene System nichtlinearer Gleichungen  $g(s) \in \mathbb{R}^{m+q}$ . Ziel ist es im Folgenden nach wie vor, ein Skaliererset s zu finden, welches alle in g(s)formulierten Abweichungen eliminiert (Gl. 3.23 auf der nächsten Seite).

Dem Gleichungssystem wurden nun q neue Gleichungen hinzugefügt, wodurch sich die Anzahl der Gleichungen auf m + q erweitert. Die Anzahl freier Parameter entspricht jedoch nach wie vor der Anzahl der betrachteten Kennfeldskalierer n. Da für das ursprüngliche Gleichungssystem n = m galt, folgt für das aktuelle Gleichungssystem also n < m + q, womit die für die Bestimmung einer eindeutigen Lösung notwendige Bedingung nicht mehr gegeben ist (vgl. Kap. 3.2.2). Da die Anzahl der zu lösenden Gleichungssystem, das keine eindeutige, sondern lediglich die Approximation einer bestmöglichen Lösung zulässt [61].

$$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{s}_{i}) = \begin{pmatrix} h_{1}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ \vdots \\ h_{q}(\boldsymbol{s}_{i}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{b_{1}(\boldsymbol{s}_{i}) - b_{1}(\boldsymbol{s}_{i-1})}{b_{1}(\boldsymbol{s}_{i-1})} \\ \vdots \\ \frac{b_{q}(\boldsymbol{s}_{i}) - b_{q}(\boldsymbol{s}_{i-1})}{b_{q}(\boldsymbol{s}_{i-1})} \end{pmatrix}$$
(3.21)  
$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{s}_{i}) = \begin{pmatrix} \boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ h(\boldsymbol{s}_{i}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_{1}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ \vdots \\ f_{m}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ h_{1}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ \vdots \\ h_{q}(\boldsymbol{s}_{i}) \end{pmatrix}$$
(3.22)

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{s}) = \begin{pmatrix} 0\\ \vdots\\ 0 \end{pmatrix} \tag{3.23}$$

Dies wird auch durch die Analyse des Charakters der in g(s) enthaltenen Gleichungen deutlich. Es wurde bereits erläutert, dass es für eine Kopplung der beiden betrachteten Simulationsverfahren wünschenswert ist, die Änderung der zwischen Gesamtsystemund Komponentensimulation übertragenen Randbedingungen, bei einer gleichzeitigen Annäherung der betrachteten Leistungsparameter, in jeder Iteration so gering wie möglich zu halten. Ein denkbarer Extremfall wäre daher, die Werte der Kennfeldskalierer s von einer Iteration zur anderen nicht zu verändern. Hierdurch würden die zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ausgetauschten Randbedingungen automatisch konstant bleiben, da das thermodynamische Modell des Triebwerks unverändert bleibt (h(s) = 0). Werden die Werte der Kennfeldskalierer jedoch nicht geändert, ist es auch nicht möglich, die bestehenden Abweichungen in den betrachteten Leistungsparametern zu eliminieren. Dies hat zur Folge, dass f(s) = 0 nicht erfüllt werden kann. Der andere Extremfall wäre eine Anpassung der Skaliererwerte, sodass alle Fehlerfunktionen, welche Abweichungen der Leistungsparameter beschreiben, zu Null werden (f(s) = 0). Je nach Höhe der Anderung in den Skaliererwerten und deren Auswirkungen auf die Gesamtsystemsimulation würde sich daraus jedoch eine entsprechende Veränderung der Randbedingungen b ergeben, wodurch die Forderung nach h(s) = 0 nicht erfüllt sein kann.

Das Gleichungssystem ist folglich erst dann zufriedenstellend gelöst, wenn die Abweichungen in den betrachteten Leistungsparametern einen definierten Schwellenwert unterschreiten. Hieraus folgt, dass die Kennfeldskalierer nicht weiter verändert werden und auch keine Änderungen in den ausgetauschten Randbedingungen mehr entstehen. Dieser Zustand ist jedoch erst am Ende der iterativen Skaliererberechnung erreicht, sofern eine konvergierte Lösung gefunden wird. In jedem vorhergehenden Iterationsschritt gilt es folglich, ein Skaliererset zu finden, welches einen bestmöglichen Kompromiss hinsichtlich aller in g(s) enthaltenen Fehlerfunktionen für Leistungsparameter und Randbedingungen darstellt, um der finalen Lösung in jeder Iteration sukzessive näher zu kommen. Jeder Iterationsschritt erfordert folglich die Lösung eines typischen Optimierungsproblems. Um die Qualität einer Lösung für ein bestimmtes Skaliererset s innerhalb der Optimierung zu bewerten, ist die Definition einer geeigneten Zielfunktion erforderlich, welche als optimierungsinternes Gütemaß verwendet werden kann. Da der Charakter des vorliegenden Optimierungsproblems einer typischen Ausgleichsrechnung entspricht, liegt es nahe, die Zielfunktion entsprechend der Methode der kleinsten Fehlerquadrate [61] zu formulieren (Gl. 3.24). Die enthaltenen Gewichtungsfaktoren  $\boldsymbol{\sigma} \in \mathbb{R}^{m+q}$  ermöglichen Abweichungen bestimmter Parameter stärker zu gewichten als andere (Gl. 3.26). Das Minimierungsproblem, welches in jedem Iterationsschritt i zwischen Gesamtsystemund Komponentensimulation gelöst werden muss, ergibt sich entsprechend der vorhergegangenen Überlegungen zu Gl. 3.25.

$$O(\boldsymbol{s}) = \frac{1}{2} \cdot \left\| \begin{pmatrix} \sigma_1 \cdot g_1(\boldsymbol{s}) \\ \vdots \\ \sigma_{m+q} \cdot g_{m+q}(\boldsymbol{s}) \end{pmatrix} \right\|_2^2 = \frac{1}{2} \cdot \sum_{j=1}^{m+q} \sigma_j \cdot g_j(\boldsymbol{s})^2$$
(3.24)

$$\min_{\boldsymbol{s}\in\mathbb{R}^n} O(\boldsymbol{s}) \to \mathbf{s}_i \quad vorbehaltlich \begin{cases} \boldsymbol{e}(\boldsymbol{s}) = 0, \boldsymbol{e}\in\mathbb{R}^s\\ \boldsymbol{i}(\boldsymbol{s}) \neq 0, \boldsymbol{i}\in\mathbb{R}^t \end{cases}$$
(3.25)

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \vdots \\ \sigma_{m+q} \end{pmatrix} \tag{3.26}$$

Wie in Gl. 3.25 formuliert, ist es möglich im Rahmen der Optimierung zusätzliche Bedingungen zu definieren, die den Lösungsraum eingrenzen. Hierbei unterscheidet man zwischen Gleichheits- (e) und Ungleichheitsbedingungen (i), mit denen man bestimme Zielgrößen entweder auf einen exakten Wert festlegen oder diskrete Lösungsräume definieren kann. Ein typisches Beispiel für den vorliegenden Anwendungsfall ist die Definition maximaler Schrittweiten der Kennfeldskalierer innerhalb eines Iterationsschrittes. Die Minimierung der Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation im Iterationsschritt i erfolgt dann also unter Berücksichtigung der in Gl. 3.27 angegebenen Ungleichheitsbedingungen.

$$\boldsymbol{c} = \begin{pmatrix} c_1 \\ \vdots \\ c_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} |s_{1,i} - s_{1,i-1}| \le \Delta s_{1,max} \\ \vdots \\ |s_{n,i} - s_{n,i-1}| \le \Delta s_{n,max} \end{pmatrix}$$
(3.27)

Eine beispielhafte Darstellung der durchgeführten Optimierung innerhalb eines einzelnen Iterationsschrittes ist in Abb. 3.3 auf der nächsten Seite gezeigt. Der Betriebspunkt befindet sich vor der Optimierung außerhalb des Minimums der Zielfunktion O(s). Der zur Verfügung stehende Lösungsraum wird im vorliegenden Beispiel von insgesamt drei Zusatzbedingungen c eingegrenzt, welche stets erfüllt sein müssen und hier vereinfacht als linear angenommen werden. Das Optimum der Zielfunktion liegt in diesem Beispiel jedoch trotzdem im gültigen Lösungsraum, weshalb durch die Optimierung ein Skaliererset s bestimmt werden kann, welches dem globalen Minimum der Zielfunktion O(s)entspricht. Dieses Skaliererset wird im nachfolgenden Iterationsschritt zur Generierung der CFD-Randbedingungen verwendet und die Prozesskette erneut durchlaufen.

Für eine Behandlung des hier definierten Optimierungsproblems existiert eine große Anzahl von Optimierungsalgorithmen, die in der Lage sind, Probleme dieser Art zu lösen.



ISA-korrigierter Massenstrom  $W_{corr}$  [kg/s]

Abbildung 3.3.: Schematische Darstellung der durchgeführten Optimierung

Im Rahmen dieser Arbeit wird zur Lösung die frei verfügbare (open-source) Bibliothek NLopt [62] zur nichtlinearen Optimierung verwendet. Diese enthält sowohl gradientenbasierte als auch gradientenfreie Algorithmen zur lokalen und globalen Optimierung. Eine genauere Vorstellung der in dieser Arbeit verwendeten Optimierungsstrategie erfolgt in Kap. 3.3.3.

Eine weitere Möglichkeit der Formulierung des Optimierungsproblems besteht darin, die Abweichungen in betrachteten Randbedingungen h(s) nicht direkt in das Gleichungssystem g(s) und damit in die Zielfunktion zu integrieren, sondern mit Hilfe von weiteren Nebenbedingungen maximal zulässige Abweichungen für diese Parameter zu definieren. Dieser Ansatz kann auch für ausgewählte Randbedingungen verwendet werden, während andere weiterhin unmittelbar in der Zielfunktion berücksichtigt werden. Die Nebenbedingungen können entweder als relative Abweichungen vom aktuellen Startwert bei der jeweiligen Iteration oder als absolute Grenzen formuliert werden. Der Lösungsraum wird in diesem Falle durch diese Nebenbedingungen eingegrenzt und im Falle einer relativen Formulierung sogar dynamisch angepasst.

Werden die Randbedingungen weder als Nebenbedingung noch im Gleichungssystem berücksichtigt, so ergibt sich ein zu Kap. 3.2.2 vergleichbares Vorgehen. Es wird somit deutlich, dass die Optimierungsgestützte Skaliererberechnung maximale Flexibilität hinsichtlich der für die Skaliererberechnung berücksichtigten Freiheitsgrade bietet. So wird eine direkte Berücksichtigung der Veränderung von Randbedingungen in der Zielfunktion automatisch zu lediglich kleinen Änderungen der Skaliererwerte von einer Iteration zur nächsten führen. Ein hoher Grad an Stabilität ist entsprechend die Folge. Eine Berücksichtigung der Veränderungen von Randbedingungen in Form von Nebenbedingungen oder eine Vernachlässigung einzelner bzw. aller Randbedingungen wird diese Stabilität entsprechend reduzieren. Zusammenfassend bietet die optimierungsgestützte Skaliererberechnung eine gute Möglichkeit, die iterationsübergreifende Veränderung einzelner oder aller zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ausgetauschten Randbedingungen bei der Skaliererberechnung zu berücksichtigen. Dies bietet vor allem dann Vorteile, wenn die Abweichungen zwischen den Fidelity-Stufen hoch sind bzw. das in der Gesamtsystemsimulation hinterlegte Betriebsverhalten stark vom hochauflösenden Komponentenmodell abweicht und es bei einer Vernachlässigung der Randbedingungen zu starken Betriebspunktverschiebungen käme. Durch eine entsprechende Anpassung der Optimierung ist es jedoch bei einer qualitativ guten Übereinstimmung der verwendeten Modelle und einer daraus resultierenden hohen Stabilität der Berechnung jederzeit möglich, die Gewichtung der Randbedingungen innerhalb der Optimierung auf unterschiedliche Art und Weise zu verringern oder die Zielfunktion anzupassen. Hierdurch können iterationsübergreifend größere Betriebspunktverschiebungen ermöglicht und ggf. eine schnellere Konvergenz erzielt werden.

Im folgenden Kapitel werden nun die Fähigkeiten der analytischen und optimierungsbasierten Skaliererberechnung anhand eines konkreten Anwendungsbeispiels demonstriert und gegenübergestellt.

# 3.3. Demonstration des entwickelten Verfahrens

In den vorigen Kapiteln wurden die generelle Prozesskette sowie verschiedene Strategien zur Skaliererberechnung allgemeingültig formuliert und ausführlich erläutert. Im Folgenden geht es nun insbesondere darum, die unterschiedlichen Ansätze zur Berechnung der Kennfeldskalierer anhand eines konkreten Beispiels zu testen und die entsprechenden Ergebnisse gegenüberzustellen. Hierzu erfolgt zunächst eine detaillierte Erläuterung der für diesen Anwendungsfall verwendeten Modelle für die Kopplung zwischen Gesamtsystemund Komponentensimulation. Aufbauend hierauf werden die verschiedenen Strategien zur Skaliererberechnung für verschiedene globale Betriebspunkte eingesetzt und die Ergebnisse diskutiert.

### 3.3.1. Modellierung

Um die Eignung der Kennfeldskalierung zur Kopplung unterschiedlicher Fidelity Stufen zu demonstrieren wird ein 3D-CFD-Fan-Modell in das thermodynamische Gesamtsystemmodell eines zweiwellig ausgeführten Turbofantriebweks integriert.

Für die Gesamtsystemsimulation wird im Folgenden das thermodynamische Modell eines gemischten Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerks, ähnlich dem International-Aero-Engines (IAE) V2500-A5 Triebwerk verwendet. Dieses zweiwellige Hochbypasstriebwerk wird seit 1989 in unterschiedlichen Varianten, insbesondere zum Antrieb der Airbus A320-Familie verwendet und wird mit Schubratings zwischen 100kN und 140kN ausgeliefert. Das hier betrachtete Modell ist der Variante IAE-V2527-A5 nachempfunden und verfügt entsprechend den Angaben der ICAO über einen maximalen Schub von 111.2kN bei statischen Umgebungsbedingungen auf Meereshöhe entsprechend [47]. Das Nebenstromverhältnis liegt für diesen Betriebspunkt bei 4.91.

			-		
Paramete	er	то	EOF	TOC	$\mathbf{CR}$
ALT	[m]	0.0	0.0	10668.0	10668.0
Ma	[—]	0.0	0.2	0.78	0.78
$\Delta T_{isa}$	[K]	0.0	0.0	0.0	0.0
FN	[kN]	111.20	105.56	24.66	22.80
OPR	[—]	26.12	28.93	29.34	27.74
BPR	[—]	4.91	4.73	4.73	4.85
TSFC	[g/kNs]	9.70	12.26	16.22	16.12

Tabelle 3.1.: Ausgewählte Leistungsparameter des IAE-V2527-A5 Triebwerksmodells an charakteristischen Betriebspunkten

Tab. 3.1 enthält eine Übersicht über verschiedene Leistungsparameter des Triebwerksmodells an den charakteristischen Betriebspunkten Take-Off (TO), End-of-Field (EOF), Top-of-Climb (TOC) und Cruise (CR). Aufgeführt sind der Nettoschub (FN), das Gesamtdruckverhältnis (*OPR*), das Nebenstromverhältnis (*BPR*) sowie der schubspezifische Brennstoffverbrauch (*TSFC*). Darüber hinaus enthält die Tabelle Angaben zu den betriebspunktspezifischen Umgebungsbedingungen Flughöhe *ALT*, Flugmachzahl *Ma* sowie Abweichung von der ISA-Standardtemperatur  $\Delta T_{isa}$ . Die Definitionen der Größen *OPR*, *BPR* und *TSFC* sind unter Verwendung der in Abb. 3.4 auf der nächsten Seite aufgeführten Stationsnummerierung in Gl. 3.28-3.30 aufgeführt.

$$OPR = \frac{p_{t,3}}{p_{t,1}}$$
(3.28)

$$BPR = \frac{W_{13}}{W_{21}} \tag{3.29}$$

$$TSFC = \frac{W_{fuel}}{FN} \tag{3.30}$$

Der Durchmesser des einstufigen Fans beträgt 1.613*m*. Auf der Niederdruckwelle, über welche der Fan angetrieben wird, befinden sich weiterhin ein vierstufiger Niederdruckverdichter axialer Bauweise sowie eine ungekühlte, fünfstufige Niederdruckturbine, welche die Antriebsleistung für Fan und Niederdruckverdichter bereitstellt. Das Kerntriebwerk des V2527-A5 besteht aus einem 10-stufigen axialen Hochdruckverdichter, welcher von einer zweistufigen gekühlten Hochdruckturbine über die Hochdruckwelle angetrieben wird. [63]

Der thermodynamische Kreisprozess des Triebwerks wurde mit Hilfe des DLR eigenen Leistungssyntheseprogramms DLRp2 modelliert. Die schematische Anordnung der Triebwerkskomponenten, sowie die zugehörige Bezeichnung der interkomponentären Strömungsstationen nach internationalem SAE-Standard (Society of Automotive Engineers) [46], ist in Abb. 3.4 auf der nächsten Seite dargestellt. Eine entsprechende Abbildung des Modells in der durch GTlab verwendeten Darstellungsart ist in Anhang A auf Seite 145 zu finden. Die in Abb. 3.4 auf der nächsten Seite verwendeten Abkürzungen zur Bezeichnung der verschiedenen Komponenten sind im Abkürzungsverzeichnis erläutert.



Abbildung 3.4.: Schematischer Aufbau des IAE-V2527-A5 Triebwerks mit zugehöriger Modul- und Stationsbezeichnung nach internationalem Standard [46]

Das thermodynamische Modell wurde basierend auf öffentlich zugänglichen Daten aufgebaut. Hierzu wurden Zulassungsdaten der US-amerikanischen Bundesluftfahrtbehörde (FAA) [64] und der europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) [65] sowie die in der ICAO Emissionsdatenbank veröffentlichten Leistungsdaten herangezogen [66]. Darauf aufbauend wurde die Vorhersagegüte des Triebwerksmodells mit Hilfe von Messdaten verbessert, welche im Zuge von Wartungsarbeiten an den IAE-V2527-A5 Triebwerken des DLR-ATRA (Advanced Technology Research Aircraft), einem Airbus A320-232, aufgezeichnet wurden. Wie in [67] detailliert erläutert, konnte die globale Triebwerksperformance mit Hilfe dieser Daten detaillierter und realitätsnäher abgebildet und die Modellqualität hinsichtlich einer Vorhersage der Gesamtperformance deutlich erhöht werden. Der Umfang der verwendeten Daten war jedoch nicht ausreichend, um davon ausgehen zu können, dass auch die individuelle Performance einer jeden Triebwerkskomponente innerhalb des Modells der Realität entsprechend repräsentiert wird.

Da die Originalcharakteristiken der Turbokomponenten des IAE-V2527-A5 nicht öffentlich zugänglich sind, wurde bei der Modellierung im thermodynamischen Triebwerksmodell zunächst auf generische Komponentenkennfelder zurückgegriffen. Diese wurden in der Designpunktberechnung, entsprechend dem in Kap. 2.1.1 beschriebenen Verfahren, so skaliert, dass die o.g. Referenzdaten zum IAE-V2527-A5 im Off-Design bestmöglich reproduziert werden konnten. In der Folge wurde im Rahmen der in [68] präsentierten Arbeiten eine Charakteristik des Fan-Rotors mit Hilfe eines der Originalgeometrie entsprechenden 3D-CFD-Modells berechnet. Hierbei erfolgte bei der betriebspunktspezifischen Auswertung jedoch keine getrennte Betrachtung von Kern- bzw. Nebenstrom, sondern eine Mittelung der Ergebnisse über den gesamten Strömungsquerschnitt. Das Ergebnis war folglich eine Charakteristik, welche die über beide Bereiche gemittelte Komponentenperformance repräsentiert und deren Topologie aufgrund des in die Mittelung eingehenden, deutlich höheren Massenstromanteils des Nebenstroms, vom Betriebsverhalten in diesem Bereich dominiert ist.

Das ermittelte Kennfeld wurde anschließend als Ersatz für die generische Charakteristik des Fans in das Triebwerksmodell integriert und (wenn auch unterschiedlich skaliert) sowohl für die Vorhersage des Betriebsverhaltens im Nebenstrom als auch für den Kernstrom verwendet. Auch wenn dies eine deutliche Verbesserung gegenüber der Verwendung generischer Charakteristika darstellt, ist es naheliegend, dass insbesondere das Betriebsverhalten des Kernstrombereiches somit nicht korrekt im Modell repräsentiert wird. Auch das Betriebsverhalten im Nebenstrombereich wird aufgrund der erfolgten Mittelung nicht vollständig exakt wiedergegeben. Die Integration eines 3D-CFD-Modells der Fan-Komponente, welches eine Ableitung der tatsächlichen Leistungsparameter für Kern- und Nebenstrom an diskreten Betriebspunkten zulässt, wird daher zu sichtbaren Änderungen im Betriebsverhalten des Fans und somit auch zu einer Veränderung der globalen Triebwerksperformance führen.

Wie in Kap. 2.4.3 ausführlich diskutiert, resultieren die beim Durchlaufen der Prozesskette zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ausgetauschten Randbedingungen unmittelbar aus den innerhalb der Gesamtsystemsimulation verwendeten Kennfeldern. Die Verwendung einer Charakteristik, welche stark vom Betriebsverhalten der Komponentensimulation abweicht, kann zu Konvergenzproblemen oder sogar zu einem Misserfolg der Berechnung führen. Um dem entgegenzuwirken, wurde für die angestrebte Integration des 3D-CFD-Modells der Fan-Komponente in das thermodynamische Gesamtsystemmodell die Charakteristik des Kernstroms durch eine generische Charakteristik ersetzt, welche das qualitative Betriebsverhalten des Fans in diesem Bereich deutlich besser abbildet. Die für alle folgenden Betrachtungen verwendeten Charakteristiken für Kern- und Nebenstrom der Fan-Komponente sind in Abb. 3.5 dargestellt.



Abbildung 3.5.: Charakteristik der Fan-Komponente für Nebenstrom- (links) und Kernstrombereich (rechts)

Das nichtlineare Gleichungssystem, welches der Gesamtsystemsimulation für alle betrachteten Off-Design Punkte zugrunde liegt, umfasst insgesamt zehn freie Parameter sowie die selbe Anzahl an Schließungsbedingungen. Die in Kap. 2.4.4 definierten Annahmen im Rahmen des Vergleichs der unterschiedlichen Kopplungsverfahren entsprechen folglich exakt dem vorliegenden Anwendungsfall.

Das 3D-CFD-Fan-Modell, welches in die Gesamtsystemsimulation integriert wird, repräsentiert die Kaltgeometrie der Fan-Komponente des IAE-V2527-A5 Triebwerks und wurde basierend auf optischen Geometrievermessungen aufgebaut, die am DLR-eigenen Versuchsflugzeug ATRA durchgeführt wurden. Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Analysen wurde keine Kalt-Heiß-Transformation der Schaufelgeometrie des Fans durchgeführt. Der Einfluss von betriebspunktspezifischen Geometrieänderungen der Fan-Schaufel durch Dehnungs- und Entwindungseffekte wurde im Rahmen dieser Arbeit folglich nicht berücksichtigt. Da die Analysen dieser Arbeit jedoch insbesondere auf die Vorhersage qualitativer Verläufe abzielen, wird davon ausgegangen, dass diese Vereinfachung keinen wesentlichen Einfluss auf die nachfolgend präsentierten Ergebnisse hat.

Wie in Abb. 3.6 dargestellt, beinhaltet das Modell den Eintrittskanal inklusive Spinner, die Rotorstufe, den Splitter sowie die entsprechenden Statorreihen am Austritt in den Nebenstromkanal (Outlet Guide Vane - OGV) bzw. Eintritt in das Kerntriebwerk (Inlet Guide Vane - IGV).

Die Modellgeometrie wurde mit Hilfe des DLR-eigenen Netzgenerators G3DHex, basierend auf einer OCH-Multi-Block Topologie, strukturiert vernetzt. Für eine tiefergehende Erläuterung der unterschiedlichen Blocktopologien sei an dieser Stelle auf die einschlägige Literatur im Bereich der CFD (bspw. [69]) verwiesen. In radialer Richtung verfügt das Netz über 85 Gitterlinien. Die Anzahl der Zellen für die einzelnen Segmente des Modells sind in Tab. 3.2 auf der nächsten Seite angegeben.

Die CFD-Berechnungen wurden mit Hilfe des DLR-eigenen Strömungslösers TRACE (Turbomachinery Research Aerodynamics Computational Environment) [70] als nicht transitionelle RANS-Simulationen durchgeführt. Zur Turbulenzmodellierung wird das in [71] beschriebene  $k\omega$ -Modell verwendet, welches entsprechend [72] u.a. um Kompressibilitäts- und Stromlinienkrümmungseffekte ergänzt bzw. modifiziert wurde. Das vorliegende Fanmodell wurde bereits für zahlreiche stationäre sowie instationäre Untersuchungen im Kontext unterschiedlicher Fragestellungen verwendet. Eine Gegen-überstellung von Messdaten und Simulationsergebnissen, welche mit dem verwendeten Modell generiert wurden, wird von Schnell und Schönweitz in [73] und [68] präsentiert. Alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten 3D-CFD-Berechnungen wurden auf einer lokalen Workstation ausgeführt, welche über eine dual-CPU vom Typ Intel Xeon Prozessor E5-2650-v3 und 256GB Arbeitsspeicher verfügt.



Abbildung 3.6.: Schematische Darstellung des CFD-Modells der Fan-Komponente des IAE-V2527-A5 Triebwerks

Der für jeden betrachteten Betriebspunkt über alle Iterationen konstante Flugzustand wird im Folgenden durch Flughöhe, Flugmachzahl sowie Abweichung von der ISA-Standardtemperatur definiert (Gl. 3.31 auf der nächsten Seite). Als Randbedingungen für die 3D-CFD-Simulation werden die Massenströme des Kern- und Nebenstroms

Tabelle 3.2.: Anzahl der Zellen im 3D-CFD-Modell der IAE-V2527-A5 Fan-Komponente

		Eintritt	Rotor	OGV	IGV
$n_{cells}$	[-]	288000	984000	714000	537000

sowie die mechanische Drehzahl der Niederdruckwelle in jedem Iterationsschritt aus dem thermodynamischen Kreisprozessmodell extrahiert und dem 3D-CFD-Modell aufgeprägt. Zusätzlich hierzu werden Eintrittstemperatur und Eintrittsdruck entsprechend dem aktuellen Flugzustand auf der Eintrittsfläche des 3D-CFD-Modells definiert. Beide Parameter entsprechen den Werten auf Station zwei des thermodynamischen Triebwerksmodells (vgl. Abb. 3.4 auf Seite 66). Für einen Iterationsschritt i und eine konstante Betriebspunktdefinition a lässt sich entsprechend der in Gl. 3.32 angegebene Randbedingungsvektor formulieren.

$$\boldsymbol{a} = \begin{pmatrix} ALT \\ Ma \\ \Delta T_{isa} \end{pmatrix}$$
(3.31)

$$\boldsymbol{b}(\boldsymbol{s})_{i} = \begin{pmatrix} W_{b,per}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ W_{c,per}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ N_{mech,lp,per}(\boldsymbol{s}_{i}) \\ T_{t,2,per}(\boldsymbol{a}) \\ p_{t,2,per}(\boldsymbol{a}) \end{pmatrix}$$
(3.32)

Im vorliegenden Beispiel bleiben die Eintrittsrandbedingungen der 3D-CFD-Simulation hinsichtlich Druck und Temperatur, durch den in a definierten konstanten Flugzustand, über alle Iterationen hinweg konstant. Die entsprechenden Werte müssen folglich nicht in jeder Iteration i transferiert, sondern lediglich einmalig im 3D-CFD-Modell fixiert werden. Würde im Rahmen der Kopplung jedoch nicht der Fan, sondern eine im Gaspfad nachfolgende Komponente betrachtet werden, so müsste nach jeder Iteration eine Aktualisierung dieser Parameter erfolgen, da sich die Vorhersage durch das thermodynamische Modell in Folge einer Kennfeldskalierung ändern würde.

Die Integration des 3D-CFD-Fan-Modells in das thermodynamische Modell des IAE-V2527-A5 Triebwerks wird nachfolgend für unterschiedliche Betriebspunkte durchgeführt. Diese unterscheiden sich zum einen durch abweichende Umgebungsbedingungen und zum anderen durch die Definition eines spezifischen Lastparameters, welcher den Lastzustand des Triebwerks repräsentiert und (genau wie der Umgebungszustand) während der Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation jeweils konstant bleibt. Im Folgenden werden die Punkte TO und CR betrachtet, welche den thermisch hoch belasteten Betrieb des Triebwerks (TO) sowie den für zivile Anwendungen sehr bedeutenden Reiseflug (CR) repräsentieren.

Als Lastparameter zur Betriebspunkt definition werden in der Gesamtsystemsimulation im Folgenden die in Tab. 3.1 auf Seite 65 angegebenen Leistungsparameter und somit die mechanische Niederdruckwellendrehzahl  $N_{mech,LP}$ , das zwischen dem Austritt der Niederdruckturbine und dem Eintritt des Fans gebildete Druckverhältnis EPR (Engine Pressure Ratio) sowie der Nettoschub FN verwendet. Entsprechend den in Abb. 3.4 auf Seite 66 aufgeführten Stationsbezeichnungen ergibt sich das EPR nach Gl. 3.33 auf der nächsten Seite.

$$EPR = \frac{p_5}{p_2} \tag{3.33}$$

Das EPR gehört, genau wie die mechanische Niederdruckwellendrehzahl, zu den üblichen Größen, die während des Triebwerksbetriebs kontinuierlich messtechnisch überwacht werden. Sie können zur automatisierten Regelung des Triebwerks durch die FADEC (Full Authority Digital Engine Control) genutzt werden, da sie direkt mit dem durch das Triebwerk generierten Nettoschub FN korrelieren. Diese indirekte Art der Schubregelung ist erforderlich, da der Nettoschub des Triebwerks im realen Flugbetrieb aktuell nicht messtechnisch erfasst werden kann, auch wenn entsprechende Systeme zur flugbegleitenden Schubmessung momentan in Entwicklung sind (siehe [74]).

Nichts desto trotz wird der durch das Triebwerk generierte Nettoschub für die vorliegende Studie als zusätzlicher Matching-Parameter innerhalb der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation verwendet. Für den vorliegenden Anwendungsfall bietet dies den Vorteil, dass sich das Triebwerksmodell mit einer konstanten Schubanforderung simulieren lässt, was wiederum eine Untersuchung des Triebwerksverhaltens bei einer veränderlichen Komponentenperformance aber ansonsten gleichbleibenden Anforderungen seitens des Flugzeugs erlaubt. Eine Auflistung der verschiedenen Betriebspunktdefinitionen ist in Tab. 3.3 gegeben.

Bei einer alleinigen Betrachtung des thermodynamischen Modells würden sich die in Tab. 3.3 angegebenen Leistungsparameter in Kombination mit konstanten Umgebungsbedingungen jeweils entsprechen und bei entsprechender Verwendung zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation die gleichen Ergebnisse liefern. Durch die Integration des 3D-CFD-Modells der Fan-Komponente ändert sich jedoch das Betriebsverhalten des gesamten Triebwerks und die ursprüngliche Redundanz der in Tab. 3.3 angegebenen Betriebspunktdefinitionen ist nicht mehr gegeben. Daher entspricht für die Kopplung beider Modelle jede Kombination aus Umgebungsbedingungen und einem spezifischen Leistungsparameter einem individuellen Betriebspunkt und die jeweils nicht zur Betriebspunktdefinition verwendeten Leistungsparameter aus Tab.3.3 werden an dem durch die Kopplung ermittelten Betriebspunkt jeweils abweichende Werte annehmen.

	Umgebu	Umgebungsbedingungen			Leistungsparameter		
	$\begin{array}{c} ALT \\ [m] \end{array}$	Ma $[-]$	$\begin{array}{c} \Delta T_{isa} \\ [K] \end{array}$	$FN\\[kN]$	EPR $[-]$	$N_{mech,LP} \\ [s^{-1}]$	
TO CR	$\begin{array}{c} 0.0\\ 10667.0\end{array}$	$\begin{array}{c} 0.00\\ 0.78\end{array}$	$\begin{array}{c} 0.0\\ 0.0\end{array}$	$\frac{111.20}{22.80}$	$1.593 \\ 1.6216$	$81.524 \\ 77.45$	

Tabelle 3.3.: Betriebspunkt<br/>definitionen für das thermodynamische Modell des IAE-V2527-A5 Triebwerks

Durch die Übereinstimmung der Massenströme in Kern- und Nebenstrom sowie der mechanischen Drehzahl kombiniert mit ebenfalls gleichen Bedingungen am Komponenteneintritt ergibt sich bzgl. der Anströmung der Fan-Komponente Mach´sche Ähnlichkeit in Umfangsrichtung sowie axialer Richtung zwischen 3D-CFD- und 0D-Performance-Simulation (Gl. 3.34 - 3.36 auf der nächsten Seite).

$$(W_{corr,per})_b = (W_{corr,cfd})_b \sim Ma_{ax,b}$$
(3.34)

$$(W_{corr,per})_{core} = (W_{corr,cfd})_{core} \sim Ma_{ax,core}$$
(3.35)

$$N_{corr,perf} = N_{corr,cfd} \sim Ma_u \tag{3.36}$$

Hierdurch ist die Betriebspunktlage des Fan-Modells sowohl im Kernstrom als auch im Nebenstrom fixiert. Gemäß der Annahme eines abweichenden Betriebsverhaltens der Fan-Komponente in beiden Fidelity-Stufen ist für diesen Betriebspunkt jedoch mit Unterschieden in den Totaldruckverhältnissen und isentropen Wirkungsgraden für Kernund Nebenstrom zu rechnen, welche in den nachfolgenden Iterationen durch die iterative Kennfeldskalierung eliminiert werden sollen. Die in Gl. 3.12 auf Seite 57 formulierten Fehlerfunktionen ergeben sich für das vorliegende Beispiel also entsprechend Gl. 3.37. Da Wirkungsgrade bereits relative Größen darstellen gehen diese in der Folge als absolute Abweichungen in den Fehlervektorf(s) ein.

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{s}) = \begin{pmatrix} \frac{\Pi_{t,b,per}(\boldsymbol{s}) - \Pi_{t,b,cfd}(\boldsymbol{s})}{\Pi_{t,b,cfd}(\boldsymbol{s})} \\ \frac{\Pi_{t,c,per}(\boldsymbol{s}) - \Pi_{t,c,cfd}(\boldsymbol{s})}{\Pi_{t,c,cfd}(\boldsymbol{s})} \\ \eta_{is,b,per}(\boldsymbol{s}) - \eta_{is,b,cfd}(\boldsymbol{s}) \\ \eta_{is,c,per}(\boldsymbol{s}) - \eta_{is,c,cfd}(\boldsymbol{s}) \end{pmatrix}$$
(3.37)

Um die Abweichungen zwischen 3D-CFD- und 0D-Performance-Simulation hinsichtlich Druckverhältnis und Wirkungsgrad zu eliminieren, werden die im thermodynamischen Modell verwendeten Kennfelder für Kern- und Nebenstrom der Fan-Komponente in genau diesen Dimensionen skaliert. Das im Folgenden verwendete Skaliererset s umfasst daher die in Gl. 3.38 angegebenen Kennfeldskalierer.

$$\boldsymbol{s} = \begin{pmatrix} F_{\Pi_t,od,b} \\ F_{\Pi_t,od,c} \\ D_{\eta_{is},od,b} \\ D_{\eta_{is},od,c} \end{pmatrix}$$
(3.38)

Im Rahmen einer optimierergestützten Skaliererberechnung wird die durch eine Veränderung der Kennfeldskalierer ausgelöste Änderung in den Randbedingungen **b** berücksichtigt (vgl. Kap. 3.2.3). Für die Optimierung werden daher die in Gl. 3.37 angegebenen Abweichungsfunktionen entsprechend Gl. 3.22 auf Seite 61 erweitert, wodurch sich das in Gl. 3.39 auf der nächsten Seite angegebene Gleichungssystem ergibt. Die Änderungen hinsichtlich der thermodynamischen Eintrittsbedingungen müssen aus genannten Gründen an dieser Stelle nicht berücksichtigt werden. Basierend auf den in Gl. 3.39 auf der nächsten Seite formulierten erweiterten Abweichungsfunktionen kann nun im Rahmen der Optimierung die nach Gl. 3.24 auf Seite 62 definierte Zielfunktion O(s) ausgewertet werden.

3. Automatisierte Kennfeldskalierung zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{s}) = \begin{pmatrix} \frac{\Pi_{t,b,per}(\boldsymbol{s}) - \Pi_{t,b,cfd}(\boldsymbol{s})}{\Pi_{t,b,cfd}(\boldsymbol{s})} \\ \frac{\Pi_{t,c,per}(\boldsymbol{s}) - \Pi_{t,c,cfd}(\boldsymbol{s})}{\Pi_{t,c,cfd}(\boldsymbol{s})} \\ \eta_{is,b,per}(\boldsymbol{s}) - \eta_{is,b,cfd}(\boldsymbol{s}) \\ \eta_{is,c,pef}(\boldsymbol{s}) - \eta_{is,c,cfd}(\boldsymbol{s}) \\ \frac{W_{b,per}(\boldsymbol{s}) - \eta_{is,c,cfd}(\boldsymbol{s})}{W_{b,cfd}} \\ \frac{W_{c,per}(\boldsymbol{s}) - W_{b,cfd}}{W_{c,cfd}} \\ \frac{W_{c,cfd}}{W_{c,cfd}} \\ \frac{N_{mech,lp,per}(\boldsymbol{s}) - N_{mech,lp,cfd}}{N_{mech,lp,cfd}} \end{pmatrix}$$
(3.39)

Für alle im Folgenden präsentierten Ergebnisse der gekoppelten Simulation wird definiert, dass eine hinreichend genaue Lösung erst dann erzielt wurde, wenn die Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation hinsichtlich aller betrachteten Leistungsparameter auf einen betragsmäßig bewerteten Grenzwert von 0.05% gesenkt worden sind (Gl. 3.40). Dies entspricht der in der 3D-CFD-Simulation des Fans definierten Genauigkeit für die Änderung von Massenströmen und Wirkungsgraden, ab deren Unterschreitung die CFD-Rechnung als konvergiert angesehen wird. Eine höhere Genauigkeit als Konvergenzkriterium für die gekoppelte Simulation würde folglich keinen Gewinn bringen, da die Ergebnisse im Bereich der durch die 3D-CFD-Simulation generierten Unsicherheiten lägen. Die Definitionen der Residuen hinsichtlich der in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter sind in Gl. 3.41-3.44 angegeben.

$$\boldsymbol{R}_{i} = \begin{pmatrix} R_{\Pi_{b},i} \\ R_{\Pi_{c},i} \\ R_{\eta_{b},i} \\ R_{\eta_{c},i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta \Pi_{t,b,i} \\ \Delta \Pi_{t,c,i} \\ \Delta \eta_{is,b,i} \\ \Delta \eta_{is,c,i} \end{pmatrix} \leq \begin{pmatrix} 0.0005 \\ \vdots \\ 0.0005 \end{pmatrix}$$
(3.40)

$$\Delta \Pi_{t,b} = \frac{|\Pi_{t,b,cfd} - \Pi_{t,b,per}|}{\Pi_{t,b,cfd}}$$
(3.41)

$$\Delta \Pi_{t,c} = \frac{|\Pi_{t,c,cfd} - \Pi_{t,c,per}|}{\Pi_{t,c,cfd}}$$
(3.42)

$$\Delta \eta_{is,b} = |\eta_{is,b,cfd} - \eta_{is,b,per}| \tag{3.43}$$

$$\Delta \eta_{is,c} = |\eta_{is,c,cfd} - \eta_{is,c,per}| \tag{3.44}$$

#### 3.3.2. Randbedingungen und einleitende Studien

Um die durch die gekoppelte Simulation zu eliminierenden Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation an den betrachteten Betriebspunkten zunächst zu quantifizieren, wurde die Gesamtsystemsimulation für CR und TO sowie nachfolgend jeweils eine 3D-CFD-Simulation des Fans mit den aus der Gesamtsystemsimulation extrahierten Randbedingungen durchgeführt und ausgewertet. Die nach Gl. 3.41-3.44 auf der vorherigen Seite ermittelten Abweichungen hinsichtlich der Total-druckverhältnisse und isentropen Wirkungsgrade für Kern- und Nebenstrombereich sind in Tab. 3.4 angegeben.

	$\Delta \Pi_{t,b}$	$\Delta \Pi_{t,c}$	$\Delta \eta_{is,b}$	$\Delta \eta_{is,c}$	
	[%]	[%]	[%]	[%]	
CR	1.844	1.767	1.336	0.613	
то	0.712	1.166	0.049	0.477	

Tabelle 3.4.: Initiale Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation für die Betriebspunkte CR und TO

Zur Auswahl eines geeigneten Verfahrens für die im Rahmen der Skaliererberechnung angestrebte Optimierung wurde weiterhin eine Analyse der Zielfunktion basierend auf den in Tab. 3.4 angegebenen Ergebnissen durchgeführt. Hierzu erfolgte eine Parameterstudie für die Betriebspunkte CR und TO, in welcher die Werte der in Gl. 3.38 auf Seite 71 angegebenen Kennfeldskalierer in festgesetzten Grenzen von  $\pm 5\%$  kleinschrittig varriert wurden. Für jede Kombination von Skaliererwerten erfolgte eine Auswertung der Zielfunktion O(s) auf Basis der dem Skaliererset entsprechenden Ergebnisse des Gesamtsystemmodelles sowie der Referenzergebnisse des 3D-CFD-Fan-Modells, welche aus den Randbedingungen des unskalierten Gesamtsystemmodelles gewonnen wurden. Dies entspricht folglich einer Untersuchung der Zielfunktion für den ersten Iterationsschritt zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation.

Aufgrund der Mehrdimensionalität dieser Parameterstudie wurde für die Auswertung vereinfachend auf eine Betrachtung einzelner, durch den Lösungsraum verlaufender 2D-Flächen zurückgegriffen. Hierzu wurde zunächst das bei der Parameterstudie auftretende globale Minimum der Zielfunktion im betrachteten Lösungsraum lokalisiert. Anschließend wurden für jede mögliche Kombination aus jeweils zwei der untersuchten Kennfeldskalierer zweidimensionale Flächen aus dem Lösungsraum extrahiert, welche durch das identifizierte Minimum der Zielfunktion verlaufen. Die Ergebnisse dieser Auswertung sind für den Betriebspunkt CR in Abb. 3.7 auf der nächsten Seite dargestellt. Unter der Annahme, dass die extrahierten Flächen den aufgespannten Parameterraum in ausreichender Weise repräsentieren, lässt sich feststellen, dass die Zielfunktion keinerlei Unstetigkeiten und lediglich ein globales und keine zusätzlichen lokalen Minima aufweist. Da die Zielfunktion stetig ist und von allen Seiten zum Minimum abfällt, ist hinsichtlich der Auswahl eines Optimierungsverfahrens die Verwendung eines lokalen und gradientenbasierten Optimierungsverfahrens die logische Schlussfolgerung. Die entsprechenden Ergebnisse für den Betriebspunkt TO weisen dieselbe Charakteristik auf und sind im Anhang in Abb. B.1 auf Seite 146 aufgeführt.



3. Automatisierte Kennfeldskalierung zur Kopplung von Gesamtsystem- und Komponentensimulation

Abbildung 3.7.: Topologie der Zielfunktion O(s) auf zweidimensionalen, durch das Optimum verlaufenden Flächen innerhalb des freigegebenen Parameterraums für den Betriebspunkt CR

Hinsichtlich des Berechnungsaufwandes birgt die Verwendung eines gradientenbasierten Verfahrens keine Nachteile. Grund hierfür ist, dass die Optimierung auf Basis der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation durchgeführt wird, die kumulierte Berechnungsdauer aber eindeutig von den im Rahmen der Iteration ausgeführten 3D-CFD-Simulationen dominiert wird. Die für die vorliegende Arbeit verwendete Optimiererbibliothek NLopt stellt mehrere gradientenbasierte Optimierungsverfahren zur Verfügung. Basierend auf den in der beschriebenen Parameterstudie erzeugten Ergebnissen konnte festgestellt werden, dass der Optimierungsalgorithmus L-BFGS (Low-Storage-Broyden-Fletcher–Goldfarb-Shanno Verfahren) das bereits identifizierte Minimum der Zielfunktion zuverlässig und schneller als die anderen verfügbaren Alogrithmen lokalisiert, weshalb dieser Algorithmus für alle im Folgenden präsentierten Berechnungen eingesetzt wurde.

#### 3.3.3. Gegenüberstellung der Strategien zur Skaliererberechnung

Für einen Vergleich des Konvergenzverhaltens der unterschiedlichen Verfahren zur Skaliererberechnung wurden gekoppelte Berechnungen für die Betriebspunkte CR und TO durchgeführt. Für jeden der beiden Betriebspunkte wurden alle der in Tab. 3.3 auf Seite 70 aufgeführten Leistungsparameter im Zuge der gekoppelten Simulation als Matching-Parameter zur Betriebspunktdefinition verwendet, wodurch etwaige Einflüsse des zur Betriebspunktdefinition verwendeten Leistungsparameters auf das Konvergenzverhalten erfasst werden sollten. Für die Betriebspunkte CR und TO wurden folglich jeweils gekoppelte Simulationen unter Einhaltung eines konstanten Schubes, einer konstanten Niederdruckwellendrehzahl sowie eines konstanten EPR durchgeführt. Für den Vergleich des Konvergenzverhaltens wurden alle gekoppelten Simulationen zusätzlich auf Grundlage unterschiedlicher Verfahren zur Skaliererberechnung durchgeführt. Für den Vergleich wurden folgende Strategien zur Skaliererberechnung herangezogen:

- Ungedämpfte analytische Skaliererberechnung (AN)
- Gedämpfte analytische Skaliererberechnung  $(AN_d)$
- Optimierungsgestützte Skaliererberechnung (OPT)

Für die gedämpfte analytische Skaliererberechnung wurde ein Dämpfungsfaktor von 0.5 für alle Kennfeldskalierer verwendet. Abb. 3.8 zeigt die Anzahl der zum Erreichen einer konvergierten Lösung benötigten Iterationen zwischen thermodynamischem Triebwerksmodell und 3D-CFD-Fan-Simulation für die verschiedenen Verfahren und zur Betriebspunkitdefinition verwendeten Leistungsparameter am Betriebspunkt CR.



Abbildung 3.8.: Anzahl benötigter Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation für die verschiedenen Lastparameter (CR)

Zunächst lässt sich feststellen, dass die gekoppelten Simulationen mit allen untersuchten Verfahren zur Skaliererberechnung und unter Verwendung eines jeden Leistungsparameters zur Betriebspunktdefinition erfolgreich zur Konvergenz gebracht werden konnten. Hierfür wurden maximal acht, häufig allerdings deutlich weniger Iterationen zwischen thermodynamischem Modell und 3D-CFD-Fan-Simulation benötigt. Unter weiterer Verwendung der in Kap. 2.4.4 definierten Annahmen ergibt sich hieraus eine Reduktion des erforderlichen Berechnungsaufwandes für einen einzelnen Betriebspunkt um mindestens 68% gegenüber der Kopplung durch direkte Integration sowie um 73% im Vergleich zur Kopplung durch Mini-Map bzw. Kennfeldberechnung. Legt man diesem Vergleich die minimale Anzahl von drei benötigten Iterationen zugrunde, so erhöht sich die Ersparnis sogar auf 88% bzw. 90%. Die Identifikation der Kopplung durch Kennfeldskalierung als geeignetes Verfahren zur Integration hochauflösender Komponentensimulationen in die Gesamtsystemanalyse von Flugtriebwerken erweist sich rückblickend somit als richtig.

Die analytische Skaliererberechnung liefert für den Betriebspunkt CR mit lediglich drei benötigten Iterationsschritten für jeden verwendeten Lastparameter das insgesamt beste Ergebnis. Die optimierergestützte Skaliererberechnung liegt mit lediglich vier benötigten Iterationsschritten leicht dahinter zurück, liefert jedoch ebenfalls ein sehr gutes Ergebnis. Im Vergleich zu diesen beiden Verfahren liegt die gedämpfte analytische Skaliererberechnung mit sieben bis acht benötigten Iterationen deutlich zurück. Die ungefähre Verdopplung der benötigten Iterationsanzahl bei diesem Verfahren gegenüber einer ungedämpften Berechnung der Skaliererwerte korreliert gut mit dem verwendeten Dämpfungsfaktor von d = 0.5. Für alle betrachteten Verfahren zur Skaliererberechnung bleibt die Anzahl der benötigten Iterationen bei allen zur Betriebspunktdefinition verwendeten Lastparametern näherungsweise konstant. Für die in der vorliegenden Studie verwendeten Modelle konnte folglich kein nennenswerter Einfluss einer Verwendung unterschiedlicher Lastparameter zur Betriebspunktdefinition festgestellt werden.

Zur Untersuchung des Konvergenzverhaltens der unterschiedlichen Verfahren zur Skaliererberechnung eignet sich eine Betrachtung der Residuen- und Skaliererverläufe in Abhängigkeit der jeweils benötigten Iterationsschritte. Abb. 3.9 zeigt hierzu exemplarisch die Residuen für den Betriebspunkt CR unter Verwendung des Nettoschubes FN als Lastparameter zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation.



Abbildung 3.9.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter FN (CR)

Die Definitionen der für die unterschiedlichen Leistungsparameter formulierten Residuen am Iterationsschritt i sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben. Die rote vertikale Markierung in Abb. 3.9 kennzeichnet die als Konvergenzkriterium definierte Toleranzgrenze von 5e-4. Abb. 3.10 auf der nächsten Seite zeigt die den Residuenverläufen zugrundeliegende Entwicklung der Kennfeldskalierer am Betriebspunkt CR und unter Verwendung des Nettoschubes FN als Lastparameter zur Betriebspunktdefinition.



Iterationsschritt i [-]

Abbildung 3.10.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter FN (CR)

Für die analytische Skaliererberechnung lässt sich feststellen, dass die Abweichungen in allen Leistungsparametern bereits nach zwei Iterationen stark minimiert werden konnten. Diese deutliche Annäherung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation ist zurückzuführen auf eine verhältnismäßig starke Veränderung der Skaliererwerte vom ersten zum zweiten Iterationsschritt. Wie bereits diskutiert bezieht der analytische Ansatz bei der Skaliererberechnung keinerlei Gradienteninformation aus den verwendeten Modellen mit ein. Er berücksichtigt lediglich die Größenordnung der aktuellen Abweichungen in einzelnen Leistungsparametern. Auffällig ist daher, dass die berechnete Veränderung der Skaliererwerte das Modellverhalten gut repräsentiert und zu einer deutlichen Annäherung in den Vorhersagen beider Berechnungsverfahren führt. Aufgrund der bereits guten Übereinstimmungen in allen Leistungsparametern nach dem zweiten Durchlauf beider Simulationsverfahren fällt die Veränderung der betrachteten Kennfeldskalierer im dritten Iterationsschritt der Erwartung entsprechend deutlich geringer aus. Auch diese geringe Veränderung bedingt jedoch eine weitere Abnahme der Abweichungen zwischen den gekoppelten Modellen und schließlich das Unterschreiten der benutzerdefinierten Toleranz in den Residuen aller betrachteten Leistungsparameter. Lediglich die Abweichung hinsichtlich des isentropen Wirkungsgrades im Kernstrombereich steigt im dritten Iterationsschritt leicht an. Da diese jedoch bereits ab der zweiten Iteration deutlich unter der definierten Toleranzgrenze lag, hat dies keinen Einfluss auf die Bewertung der Konvergenz.

Hinsichtlich der gedämpften analytischen Skaliererberechnung lässt sich eine deutlich langsamere Konvergenz feststellen, welche auf die durch den Dämpfungsfaktor künstlich verkleinerte Änderung der Skalierer zurückzuführen ist. Es lässt sich gut erkennen, dass sich die sprunghafte Veränderung der Skaliererwerte, wie sie bei der analytischen Berechnung auftritt, in eine kontinuierliche und asymptotische Annäherung der Skaliererwerte an den Endwert verändert. Für den vorliegenden Fall hat dies keinen Nutzen, da auch die ungedämpfte Berechnung eine stabile Lösung liefert. Das Verhalten einer langsamen und asymptotischen Annäherung ist jedoch immer dann von Vorteil, wenn die ungedämpfte analytische Skaliererberechnung im Falle auftretender Oszillationen keine konvergierten Lösungen mehr erzielt (vgl. [39]). Der Dämpfungsfaktor von d = 0.5 wurde für den vorliegenden Anwendungsfall lediglich exemplarisch gewählt. Der Dämpfungsgrad muss dem jeweiligen Anwendungsfall angepasst werden. Hinsichtlich einer möglichst schnellen Konvergenz des Verfahrens lassen die vorliegenden Ergebnisse die Empfehlung zu, den Dämpfungsfaktor stets so hoch wie möglich (für  $d \leq 1.0$ ) zu wählen, um möglichst große Schrittweiten in den Skaliererwerten zu ermöglichen, ohne jedoch Oszillationen und Instabilitäten zuzulassen.

Für die optimiererbasierte Skaliererberechnung zeigt sich grundsätzlich ein ähnlicher Konvergenzverlauf wie bei der analytischen Skaliererberechnung. Insbesondere fallen die ebenfalls deutlichen Änderungen der Skaliererwerte auf, welche basierend auf den Abweichungen im ersten Iterationsschritt ermittelt wurden. Anders als bei der analytischen Skaliererberechnung wurde diese Veränderung nun allerdings unter Zuhilfenahme der im Gesamtsystem hinterlegten Komponentenkennfelder des Fans und der hiermit berechneten Gradienten ermittelt. Auffällig ist, dass alle Skaliererwerte zunächst überschwingen. Hieraus lässt sich ableiten, dass sich das im Gesamtsystemmodell hinterlegte Betriebsverhalten des Fans im betrachteten Betriebsbereich merklich von demjenigen des 3D-CFD-Modells unterscheidet, auch wenn die ermittelten Kennfeldskalierer bereits im ersten Iterationsschritt eine Annäherung zwischen den gekoppelten Verfahren erzielen. Die Betrachtung der Skalierer- und Residuenverläufe erlaubt für die optimierergestützte Skaliererberechnung also einen Rückschluss auf die Güte der im Gesamtsystem hinterlegten Kennfelder hinsichtlich ihrer Verwendung als Ersatzmodelle für die gekoppelte Berechnung durch Kennfeldskalierung. Umso zufälliger erscheint durch diese Erkenntnis jedoch die schnelle und zielstrebige Annäherung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation bei Verwendung der rein analytischen Skaliererberechnung. Die Eignung der analytischen Skaliererberechnung sowie deren Konvergenzgeschwindigkeit muss folglich für jeden Anwendungsfall individuell überprüft werden.

Die Residuen der optimierungsgestützten Skaliererberechnung verlaufen unstetiger als bei den anderen betrachteten Verfahren. Als Grund hierfür sei auf die Definition der im Zuge der Optimierung verwendeten Zielfunktion  $O(\mathbf{s})$  verwiesen. Die Zielfunktion betrachtet die Abweichungen in den Skaliererwerten nicht separat sondern als einen kumulierten Wert. Niedrige Werte der Zielfunktion können also auf unterschiedliche Arten erzielt werden, unter anderem auch durch die überproportional starke Minimierung einzelner Abweichungen, während andere im betrachteten Iterationsschritt zunächst näherungsweise konstant bleiben oder sogar ansteigen. Hinsichtlich des Verlaufs einzelner Residuen kann dieses Verhalten folglich zu unstetigen Verläufen führen. Im Anschluss an die durch die Optimierung zunächst überschätzte Skaliereränderung im zweiten Iterationsschritt fallen die folgenden Änderungen in den Skaliererwerten deutlich kleiner aus und die vollständige Konvergenz wird nach nur vier Iterationsschritten erreicht.

Insgesamt bietet die optimierungsgestützte Skaliererberechnung deutlich bessere

Möglichkeiten das Konvergenzverhalten zu steuern. Durch die Verwendung von Gewichtungsfaktoren und ergänzenden Bedingungen kann der Optimierungsprozess hinsichtlich spezifischer freier Parameter angepasst und das Konvergenzverhalten prinzipiell für den jeweiligen Anwendungsfall individuell optimiert werden. Unbedingt zu beachten ist jedoch, dass die im Gesamtsystemmodell hinterlegten Kennfelder und deren Güte hinsichtlich der Repräsentation des im Rahmen der Kopplung verwendeten hochauflösenden Komponentenmodelles entscheidenden Einfluss darauf haben, ob eine konvergierte Lösung erzielt werden kann oder nicht.

Die analytische Skaliererberechnung liefert für den vorliegenden Anwendungsfall stabile Lösungen in nur wenigen Iterationsschritten. Auftretende Schwingungen können durch einen Dämpfungsansatz reduziert bzw. vermieden werden, wodurch jedoch mit einem deutlichen Anstieg der benötigten Iterationen zu rechnen ist. Gegenüber der optimierungsbasierten Skaliererberechnung bietet der analytische Ansatz aufgrund der Unabhängigkeit von zusätzlich erforderlichen Algorithmen und seiner einfachen Berechnungsvorschriften insbesondere Vorteile hinsichtlich einer deutlich einfacheren Implementierung.

Da die Ergebnisse für die zur Betriebspunkt definition verwendeten Lastparameter EPR und XN am Betriebspunkt CR sowie die entsprechenden Ergebnisse für den Betriebspunkt TO qualitativ ähnliche Ausprägungen aufweisen, werden diese in der Folge nicht explizit diskutiert, sondern sind in der hier gezeigten grafischen Aufbereitung in Anhang B auf Seite 146 aufgeführt.

Zur Untersuchung des Konvergenzverhaltens der gekoppelten Simulation im Teillastbereich wurde abschließend eine Variation des Triebwerksschubes unter Cruise-Bedingungen durchgeführt. Der als Randbedingung für die Betriebspunktdefinition verwendete Nettoschub wurde bei ansonsten konstanten Randbedingungen zwischen 25.08kN und 13.68kN variiert. Bezogen auf den am Betriebspunkt CR ursprünglich definierten Nettoschub von 22.8kN entspricht dies einem relativen Wertebereich zwischen 110% und 60%. Die Variation erfolgte in äquidistanten Schritten von 5%. Für jeden Nettoschub wurde jeweils eine gekoppelte Simulationen mit analytischer und optimierungsbasierter Skaliererberechnung durchgeführt. Die benötigte Anzahl an Iterationsschritten ist für beide Strategien zur Skaliererberechnung in Abb. 3.11 auf der nächsten Seite abgebildet. Auf eine zusätzliche Betrachtung der gedämpften analytischen Skaliererberechnung wurde in diesem Zusammenhang verzichtet, da basierend auf den bereits diskutierten Ergebnissen zwar von ebenfalls stabilen Lösungen allerdings im Vergleich zur ungedämpften Berechnung mehr erforderlichen Iterationen ausgegangen werden kann.

Es lässt sich feststellen, dass sich die Anzahl der benötigten Iterationen für beide Verfahren im Teillastbereich erhöht, was sich mit den von Pachidis et al. [75] vorgestellten Ergebnissen deckt. Für den untersuchten Betriebsbereich steigt die Anzahl benötigter Iterationen auf maximal 10. Eine weitere Erhöhung bei fortschreitender Reduktion der Nettoschubanforderung ist auf Basis der vorliegenden Ergebnisse zu erwarten. Unter weiterer Verwendung der in Kap. 2.4.4 auf Seite 42 definierten Randbedingungen bleibt die Anzahl der benötigten Iterationen jedoch nach wie vor unter der mindestens zu erwartenden Anzahl bei einer Kopplung durch Kennfeldberechnung oder direkte Integration. Es kann an dieser Stelle allerdings nicht beurteilt werden, wie sich die Anzahl benötigter Iterationen bei diesen Verfahren im Teillastbereich ausprägt und ggf. vom minimal zu erwartenden Berechnungsaufwand abweicht. Das Minimum der benötigten



Abbildung 3.11.: Anzahl benötigter Iterationen in Abhängigkeit des relativen Nettoschubes bei CR-Umgebungsbedingungen

Iterationen bei einem Nettoschub von 100% liegt in der Tatsache begründet, dass der Betriebspunkt CR sowohl für das thermodynamische Gesamtsystemmodell als auch für das Fan-Modell als dimensionierender Auslegungspunkt verwendet wurde. Ungeachtet des Betriebsverhaltens im Teillastbereich kann folglich davon ausgegangen werden, dass die Abweichungen beider Modelle in diesem Punkt minimal sind und die gekoppelte Simulation entsprechend schneller konvergiert als an anderen Betriebspunkten.

Nachdem die Funktionalität der Kopplung durch Kennfeldskalierung demonstriert und die unterschiedlichen Arten der Skaliererberechnung miteinander verglichen wurden, folgt nun die Übertragung des Verfahrens auf zwei konkrete Anwendungsfälle, deren Motivation, Randbedingungen und Ergebnisse in den folgenden Kapiteln detailliert präsentiert und diskutiert werden.

# 4. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Untersuchung des Einflusses von Komponentenverschlechterungen auf die Triebwerksperformance

## 4.1. Definition des Anwendungsfalls

Flugzeugtriebwerke verlieren im laufenden Betrieb sukzessive an Effizienz. Grund hierfür ist eine zunehmende Verschlechterung der Leistungsfähigkeit einzelner Komponenten, welche durch Alterungserscheinungen bedingt ist und je nach Einsatzgebiet zusätzlich durch lokale Umwelteinflüsse begünstigt werden kann. Bei einer gleichbleibenden Transportaufgabe, die durch das Flugzeug bzw. die Triebwerke erfüllt werden muss, resultiert eine Verschlechterung der Triebwerksperformance automatisch in einem Anstieg des Brennstoffverbrauchs. In vielen Fällen ist außerdem eine wachsende thermische Belastung der Triebwerkskomponenten zu beobachten, die den sicheren Betrieb des Triebwerks zunehmend gefährden kann. Aufgrund dessen ergibt sich für Airlines das Bestreben, Performanceeinbußen des Triebwerks frühzeitig zu erkennen, etwaig resultierende Folgeschäden bestmöglich zu vermeiden, anstehende Wartungsarbeiten vorausschauend planen zu können und somit einen möglichst sicheren und kosteneffizienten Betrieb der Flugzeugflotte sicherzustellen.

Zu diesem Zweck werden operierende Triebwerke seitens der Hersteller i.d.R. mit Sensoren ausgestattet, welche charakteristische Triebwerksgrößen, wie bspw. Brennstoffmassenstrom, Temperaturen und Drücke an mehreren Positionen des Gaspfades, mechanische Wellendrehzahlen oder charakteristische Parameter wichtiger Sekundärsysteme in jedem Flugzyklus messtechnisch erfassen und zu Überwachungszwecken an den Betreiber übermitteln [76].

Hierbei ist es nicht nur von Interesse, eine auftretende Triebwerksverschlechterung zuverlässig zu detektieren, sondern darüber hinaus eine bestmögliche Lokalisierung der zugrundeliegenden Ursache zu ermöglichen. Nur so können zielgerichtete Wartungsmaßnahmen eingeleitet und die erforderliche Instandsetzung möglichst effizient durchgeführt werden. Dies erfordert jedoch sehr genaue Kenntnis darüber, wie sich Veränderungen in einzelnen Komponenten konkret auf das globale Triebwerksverhalten und insbesondere auf die messtechnisch erfassten Triebwerksparameter auswirken. Dieses Wissen kann entweder auf der Basis von Messdaten in Verbindung mit bekannten Schadensmustern aufgebaut werden (wissensbasiert) oder durch die Anwendung modellbasierter Ansätze unter Verwendung zuverlässiger Verfahren und Modelle. [77]

Im Rahmen einer modellbasierten Untersuchung, ganz im Sinne der Digitalisierung,

kann das in Kap. 3 vorgestellte Verfahren gewinnbringend eingesetzt werden. Es erlaubt Geometrieveränderungen, wie sie durch Alterung oder negative Umwelteinflüsse in einzelnen Komponenten auftreten können, auf hohem Detaillevel zu modellieren und ihren Einfluss nicht nur auf Komponentenebene, sondern darüber hinaus im Kontext des Gesamtsystems zu beurteilen. Hierdurch können die Auswirkungen konkreter Schadensbilder bei entsprechend hoher Modellqualität quantifiziert und darüber hinaus der Nutzen potentieller Instandsetzungsarbeiten prognostiziert und überprüft werden. So kann bspw. eine genaue Untersuchung erfolgen, bis zu welchem Grad bestimmte Abnutzungserscheinungen tolerabel sind oder ob Reparaturarbeiten im Vergleich zum Einbau neuer Komponenten wirtschaftlich sinnvoll sind.

Zur Demonstration wird im Folgenden exemplarisch die Auswirkung eines wachsenden Rotorspaltmaßes im Fan eines Hochbypass-Triebwerks auf die Triebwerksperformance untersucht. Die präsentierte Studie stellt eine Erweiterung und Vertiefung der vom Autor in [40] präsentierten Arbeiten dar. Hinsichtlich der Modellierung wird auf die in Kap. 3.3.1 auf Seite 64 vorgestellten Modelle für 0D-Gesamtsystemsimulation und 3D-CFD-Simulation des Fans zurückgegriffen. Die zur Kopplung verwendeten Randbedingungen, Skalierer und Konvergenzkriterien wurden dementsprechend ebenfalls übernommen. Es ergeben sich somit auch hier die isentropen Wirkungsgrade und Totaldruckverhältnisse in Kern- und Nebenstrom als Leistungsparameter, welche im Zuge der iterativen Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation in Übereinstimmung gebracht werden müssen.

Ausgehend von dem für die vorhergehenden Berechnungen verwendeten Rotorspaltmaß von 1mm, erfolgt für die folgenden Untersuchungen eine generische Variation des Rotorspaltes im 3D-CFD-Modell des Fans zwischen 0.5mm und 5mm. Abb. 4.1 auf der nächsten Seite verdeutlicht dies anhand eines Ausschnittes aus den Rechennetzen für Spaltmaße (im Folgenden als  $\Delta r_{tip}$  bezeichnet) von 1mm und 5mm. Die untersuchten Radialspalthöhen sowie die jeweils zugehörige relative Spalthöhe bezogen auf den Schaufelspitzenradius an der Vorderkante sind in Tab. 4.1 angegeben. Für jede betrachtete Spalthöhe wird die in Kap. 3.1 auf Seite 48 vorgestellte Prozesskette jeweils für die Betriebspunkte Cruise und Take-Off durchlaufen, die ebenfalls analog zu Kap. 3.3.1 definiert sind. Unter der Annahme, dass die Transportaufgabe des betrachteten Flugvehikels trotz Verschleißerscheinungen der Triebwerke konstant bleibt, wurde für alle Rechnungen vereinfachend ein konstanter Nettoschub als Lastparameter zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation verwendet.

Spalthöhe $\Delta r_{tip}$ $[mm]$	Rel. Spalthöhe $rac{\Delta r_{tip}}{r_{tip}}$ [%]
0.5	0.062
1.0	0.124
2.0	0.248
4.0	0.496
5.0	0.620

Tabelle 4.1.: Betrachtete Spalthöhen zwischen Rotorbeschaufelung des Fans und Innenwand des Gehäuses



Abbildung 4.1.: Darstellung des Rotorspaltes  $\Delta r_{tip}$  im 3D-CFD-Rechennetz des Fans für Spaltmaße von 1.0mm und 5.0mm

Da sich in Kap. 3.3.3 gezeigt hat, dass eine analytische und ungedämpfte Skaliererberechnung bei den hier betrachteten Modellen und Betriebspunkten stabile sowie vor allem schnelle Konvergenz ermöglicht, wurde diese für alle Berechnungen im Rahmen dieser Studie eingesetzt. Bei der Durchführung der Berechnungen wurde weiterhin angenommen, dass eine wachsende Spalthöhe zwischen Rotorbeschaufelung und Gehäuse eine stetige Verschlechterung der Leistungsfähigkeit des Fans zur Folge hat und sich diese in einer kontinuierlichen Veränderung der Skaliererwerte niederschlägt. Basierend auf dieser Annahme und mit dem Ziel, die Konvergenz der einzelnen Rechnungen zu beschleunigen, wurden die Skaliererwerte für jede Spalthöhe zu Beginn der Berechnung mit den Ergebnissen der jeweils vorherigen Spalthöhe initialisiert.

Mit diesem Vorgehen konnte für jede Kombination aus Spalthöhe und Betriebspunkt eine konvergente Lösung berechnet werden. Die Anzahl der benötigten Iterationen betrug bei allen durchgeführten Rechnungen maximal fünf, meistens jedoch weniger. Der benötigte Berechnungsaufwand hinsichtlich der erforderlichen Iterationen pro Modell bzw. Betriebspunkt liegt damit signifikant unter dem Niveau, welches beim Einsatz eines anderen Kopplungsverfahrens unter Verwendung der gleichen Modelle mindestens erforderlich gewesen wäre (vgl. Kap. 2.4.4). Auf Basis der o.g. Maximalzahl von fünf benötigten Iterationen lässt sich die Reduktion des Berechnungsaufwandes durch den Einsatz der Kennfeldskalierung für den vorliegenden Anwendungsfall entsprechend Abb. 2.8 auf Seite 45 auf mindestens 80% quantifizieren.

Es sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass die quantitativen Änderungen von Leistungsparametern, die im Rahmen der vorliegenden Studie berechnet wurden, stark von Verhalten und Qualität der verwendeten Modelle abhängig sind. Auch wenn alle verfügbaren Daten für eine möglichst hochwertige Modellierung genutzt wurden (vgl. Kap. 3.3.1), kann nicht mit hinreichender Sicherheit davon ausgegangen werden, dass die generierten Ergebnisse quantitativ dem Verhalten eines realen, in Betrieb befindlichen Triebwerks vom Typ IAE-V2527-A5 entsprechen.

Der Zugang zu Informationen bzgl. des genauen Regelungsverhaltens eines Triebwerks sowie die Verfügbarkeit umfangreicher Messdaten, welche zur Modellvalidierung eingesetzt werden können, ist streng limitiert und bleibt i.d.R. den Triebwerksherstellern und Instandsetzungsunternehmen vorbehalten. Vielmehr geht es in der vorliegenden Studie daher um eine qualitative Betrachtung der Triebwerksperformance in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe und eine Demonstration der Fähigkeiten und Einsatzmöglichkeiten des entwickelten Verfahrens, unter der Prämisse, dass die verwendeten Modelle unabhängig vom eingesetzten Kopplungsverfahren verbessert bzw. ausgetauscht werden können.

# 4.2. Ergebnisse

Im Folgenden werden die Ergebnisse zur Variation der Rotorspalthöhe hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf die Leistungsfähigkeit der Fan-Komponente im Kontext des Gesamtsystems analysiert. Die Veränderung der betrachteten Parameter wird stets relativ zu der als Referenz verwendeten Spalthöhe von  $\Delta r_{tip} = 1mm$  angegeben. Die Diskussion der generierten Ergebnisse erfolgt für den bei zivilen Triebwerken besonders relevanten Betriebspunkt Cruise. Da die Ergebnisse für den Betriebspunkt Take-Off zwar quantitativ abweichen, qualitativ aber große Ähnlichkeit aufweisen, sind diese lediglich im Anhang C aufgeführt und werden im Folgenden nicht gesondert diskutiert.

Ein Überblick über die Entwicklung der charakteristischen Leistungsparameter des Fans ist für den Betriebspunkt Cruise in Abb. 4.2 dargestellt. Aufgetragen sind hierzu die mit Hilfe des 3D-CFD-Modells generierten Vorhersagen zu isentropem Wirkungsgrad und Totaldruckverhältnis des Fans in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe. Erwartungsgemäß führen die mit wachsendem Radialspalt zunehmenden Spaltverluste zu einer deutlichen Abnahme des isentropen Wirkungsgrades im Nebenstrombereich des Fans um bis zu 2.44%. Ebenso sinkt das Totaldruckverhältnis im Nebenstrombereich kontinuierlich um bis zu 0.43%. Für den Kernstrombereich zeigt sich hingegen ein Anstieg des Totaldruckverhältnisses um bis zu 1.37%, während der isentrope Wirkungsgrad in diesem Bereich quasi unverändert bleibt.



Abbildung 4.2.: 3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und isentropem Wirkungsgrad des Fans (CR)

Wichtig bei der Interpretation dieser Ergebnisse ist die Tatsache, dass der Fan aufgrund der direkten Kopplung mit der Gesamtsystemanalyse nicht in einem konstanten Betriebspunkt betrieben wird, sondern Drehzahl sowie Massendurchsatz variabel sind und sich für jeden Betriebspunkt stets aus der Lösung der Erhaltungsgleichungen im Gesamtsystem ergeben. Die beobachteten Änderungen der charakteristischen Leistungsparameter einzelner Komponenten müssen also stets unter Berücksichtigung der zugrundeliegenden Betriebspunktverschiebung durch die Änderung von reduzierter Drehzahl und reduziertem Massenstrom bewertet werden.

Die durch anwachsende Spaltverluste abnehmende Leistungsfähigkeit des Fans führt im Kontext des Gesamtsystems insgesamt zu einem Mehrbedarf an Energie, um die als konstant angenommene Schubanforderung mit wachsendem Rotorspalt weiterhin erfüllen zu können. Dieser Mehrbedarf äußert sich entsprechend Abb. 4.3 in einem kontinuierlichen Anstieg des Brennstoffmassenstroms um bis zu 1.27%, welcher unter Voraussetzung einer konstanten Schubanforderung mit dem TSFC als gängige Bewertungsgröße gleichzusetzen ist.



Abbildung 4.3.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung von Nettoschub und spezifischem Brennstoffverbrauch (CR)

Der durch den wachsenden Brennstoffmassenstrom ansteigende Energieeintrag in das Triebwerk resultiert in einer Steigerung der mechanischen Drehzahl von HDW und NDW mit wachsendem Rotorspalt. Die mechanische Niederdruckwellendrehzahl steigt mit wachsender Rotorspalthöhe um bis zu 1.75% an, wohingegen die mechanische Drehzahl der HDW lediglich um bis zu 0.41% ansteigt (Abb. 4.4). Da die thermodynamischen Eintrittsbedingungen am Fan aufgrund der konstanten Betriebspunktdefinition für alle untersuchten Spaltmaße unverändert bleiben, entspricht die Steigerung der mechanischen Drehzahl der NDW ebenfalls dem Anstieg der reduzierten Drehzahl des Fans.



Abbildung 4.4.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der mechanischen Drehzahlen von HDW und NDW (CR)

Die Steigerung der mechanischen Drehzahl der NDW in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe resultiert vor allem aus der Bedingung eines konstanten Nettoschubes in der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation, welche unabhängig von der Höhe des Rotorspaltes für jeden Betriebspunkt erfüllt sein muss. Der Nebenstrom liefert den Großteil des geforderten Triebwerksschubs und ist insbesondere abhängig von dem in diesem Bereich durchgesetzten Massenstrom sowie dem durch den Fan generierten Totaldruckverhältnis. Die Veröffentlichungen von Moore [78], Venter [79] und Giebmanns [80] zeigen einheitlich auf, dass ein wachsender Radialspalt im Rotor des Fans bei konstanter reduzierter Drehzahl eine deutliche Reduktion von isentropem Wirkungsgrad, korrigiertem Massenstrom und Totaldruckverhältnis bedingt, was unmittelbar in einer Abnahme des generierten Schubs resultiert. Betrachtet man den Verlauf einer typischen Betriebslinie im Verdichterkennfeld (vgl. Abb. 2.1 auf Seite 19). so führt die Erhöhung der reduzierten Drehzahl unmittelbar zu einem Anstieg von Totaldruckverhältnis und reduziertem Massenstrom. Diese Betrachtung ist nur für eine konstante Komponentengeometrie gültig, da geometrische Veränderungen der Komponente direkten Einfluss auf das Betriebsverhalten haben. Für die vorliegenden Ergebnisse ist zu beobachten, dass trotz des kontinuierlichen Anstiegs der reduzierten Fandrehzahl eine stetige Abnahme von Totaldruckverhältnis, reduziertem Massenstrom und auch isentropem Wirkungsgrad erfolgt.

Abb. 4.5 zeigt hierzu den Verlauf der Massenströme in Kern- und Nebenstrombereich sowie das daraus resultierende Nebenstromverhältnis (BPR - Bypass Ratio). Es wird ersichtlich, dass der Massendurchsatz im Nebenstrom kontinuierlich um bis zu 1.07% absinkt, während für den Kernstrom eine Zunahme von bis zu 2.45% verzeichnet werden kann. Auch hier gilt, dass die Entwicklung der absoluten Massenströme aufgrund konstanter Eintrittsbedingungen am Triebwerkseinlauf dem Verlauf der reduzierten Massenströme im Fan entspricht.



Abbildung 4.5.: Veränderung der Massenströme in Kern- und Nebenstrom (CR)

Für den vorliegenden Anwendungsfall lässt sich also feststellen, dass die mit wachsendem Rotorspalt ansteigende mechanische Drezahl der NDW einer Abnahme von Totaldruckverhältnis und Massendurchsatz im Nebenstrom und damit auch der Reduktion des über den Nebenstrom generierten Schubs prinzipiell entgegenwirkt, die durch den wachsenden Rotorspalt verursachten Einbußen jedoch nicht vollständig kompensiert werden. Unter der Berücksichtigung einer konstanten Schubanforderung verbleibt im Nebenstrom folglich ein Defizit an Schuberzeugung, welches durch einen höheren Massendurchsatz bzw. eine stärkere Beschleunigung der Strömung im Kerntriebwerk kompensiert werden muss.

Das generelle Betriebsverhalten im Kernstrombereich des Fans zeigt sich weitgehend unbeeinflusst vom wachsenden Radialspalt des Rotors. Wie aufgrund der steigenden Drehzahl der NDW zu erwarten, nehmen wie eingangs aufgezeigt sowohl Totaldruckverhältnis als auch Massenstrom in diesem Bereich zu. Wie in Abb. 4.6 dargestellt, lässt sich dieses Verhalten auch für den NDV feststellen, welcher durch die mechanische Verbindung zur NDW eine entsprechende Änderung der mechanischen Drehzahl mit wachsendem Rotorspalt erfährt.



Abbildung 4.6.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter des NDV (CR)



Abbildung 4.7.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt des NDV (CR)

Die reduzierte Drehzahl nimmt im Vergleich zur mechanischen Drehzahl etwas geringer um lediglich 1.54% zu, da die Eintrittstemperatur in den NDV durch das erhöhte Druckverhältnis des Fans im Kernstrombereich ebenfalls mit wachsendem Rotorspalt um bis zu 0.43% ansteigt (vgl. Gl. 2.7 auf Seite 19). Die Verläufe von Totaldruck und Totaltemperatur am Eintritt des NDV sind in Abhängigkeit des Rotorspalts in Abb. 4.6 dargestellt. Die wachsende reduzierte Drehzahl führt in der Folge zu einem Anstieg von Totaldruckverhältnis und reduziertem Massenstrom um bis zu 4.48% bzw. 1.28%. Auch der isentrope Wirkungsgrad des NDV steigt aufgrund der

Betriebspunktverschiebung geringfügig aber kontinuierlich um bis zu 0.23% an. Der hohe Anstieg des Totaldruckverhältnisses bei einer vergleichsweise kleinen Änderung des reduzierten Massenstroms lässt bereits eine Verschiebung der Betriebslinie im Kennfeld des NDV in Richtung der Pumpgrenze erwarten. Abb. 4.8 zeigt hierzu die Vorhersage des thermodynamischen Gesamtsystemmodells zur Lage der Betriebspunkte für alle betrachteten Spalthöhen im Kennfeld des NDV.



Abbildung 4.8.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung im NDV (CR)

Es wird gut ersichtlich, dass geometrische Änderungen innerhalb einer Komponente sich im Gesamtsystemkontext mitunter signifikant auf den sicheren Betrieb anderer Komponenten auswirken können. Dies verdeutlicht die Fähigkeiten des vorgestellten Verfahrens, da die Feststellung solcher mitunter kritischen interkomponentären Wechselwirkungen ohne eine gekoppelte Betrachtung von Gesamtsystem- und hochauflösender Komponentensimulation schlichtweg nicht möglich ist.

Mit wachsender Spalthöhe erfolgt für den NDV eine zunehmende Verschiebung der Betriebslinie zu höheren Totaldruckverhältnissen. Hierdurch wird der nach Gl. 4.1 definierte Pumpgrenzabstand (PGA) für einen konstanten Nettoschub unter Cruise Bedingungen sukzessive um bis zu 3.82% verringert. Eine Auftragung des Pumpgrenzabstandes für NDV und HDV in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe ist in Abb. 4.9 auf der nächsten Seite abgebildet. Eine Diskussion der Ergebnisse für den Pumpgrenzabstand des HDV erfolgt in den folgenden Abschnitten.

$$PGA = \frac{\Pi_{t,SL}(N_{corr},\beta) - \Pi_t(N_{corr},\beta)}{\Pi_t(N_{corr},\beta)}$$
(4.1)

Das Betriebsverhalten des HDV zeigt im Vergleich zum NDV einen anderen Verlauf. Aus der wachsenden Verdichtung des Arbeitsfluides in Kombination mit den Verläufen der Komponentenwirkungsgrade im Niederdruckbereich des Kernstroms ergibt sich mit wachsendem Radialspalt unmittelbar ein Anstieg von Totaldruck und Totaltemperatur an der Eintrittsebene des HDV (Station 26). Der Anstieg beider Parameter beträgt bis zu 5.95% für den Totaldruck bzw. 1.72% für die Totaltemperatur und ist in Abb. 4.10 auf der nächsten Seite dargestellt.


Abbildung 4.9.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Pumpgrenzabstandes in NDV und HDV (CR)



Abbildung 4.10.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt des HDV (CR)

Entsprechend den Definitionen von reduziertem Massenstrom und reduzierter Drehzahl (Gl. 2.6 auf Seite 18 und 2.7 auf Seite 19) sowie den Verläufen von Kernmassenstrom und mechanischer Drehzahl der HDW ergibt sich hieraus eine kontinuierliche Abnahme des reduzierten Massenstroms am Eintritt des HDV um bis zu 2.47% sowie eine Abnahme der reduzierten Drehzahl um bis zu 0.44% (Abb. 4.11 auf der nächsten Seite). Aufgrund dieser Betriebspunktverschiebung im Kennfeld des HDV sinkt auch das Totaldruckverhältnis um bis zu 3.38%. Der isentrope Wirkungsgrad wird in der Folge dieser Betriebspunktverschiebung allerdings nur geringfügig beeinflusst und sinkt mit wachsendem Rotorspalt im Fan lediglich um maximal 0.13% ab.

Die durch eine wachsende Rotorspalthöhe im Fan verursachte Betriebspunktverschiebung im Kennfeld des HDV ist in Abb. 4.12 auf der nächsten Seite dargestellt. Anders als beim NDV beobachtet, zeigt sich für den HDV eine zum Verlauf der Pumpgrenze nahezu parallele Verschiebung der Arbeitslinie in Richtung niedrigerer reduzierter Massenströme. Entsprechend verhält sich der ermittelte Pumpgrenzabstand, welcher vergleichsweise gering durch den zunehmenden Rotorspalt im Fan beeinflusst wird und um maximal 0.61% zunimmt (Abb. 4.9). Es lässt sich folglich festhalten, dass der wachsende Rotorspalt den stabilen Betrieb des HDV, zumindest an den betrachteten Betriebspunkten, nicht gefährdet. 4. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Komponentenverschlechterungen auf die Triebwerksperformance



Abbildung 4.11.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter des HDV (CR)



Abbildung 4.12.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung im HDV (CR)

Wie in Abb. 4.13 auf der nächsten Seite dargestellt, ergibt sich aus den kombinierten Betriebspunktverschiebungen in den für die Verdichtung des Arbeitsfluides verantwortlichen Komponenten ein stetiger Anstieg des Totaldrucks am Eintritt der Brennkammer (Station 3) um bis zu 2.37%. Der polytrope Kompressionswirkungsgrad  $\eta_{p,compr}$ , welcher zwischen dem Eintritt des Fans und der Austrittsebene des HDV gebildet wurde (Station 2  $\rightarrow$  Station 3), bleibt nahezu konstant. Die Totaltemperatur steigt folglich maßgeblich aufgrund der ansteigenden Kompression des Arbeitsfluides um bis zu 0.7% an.

Bei einer Verschlechterung der Komponentenperformance wird für einen gleichbleibenden Lastzustand des Triebwerks im Allgemeinen ein steigender Brennstoffverbrauch und eine insgesamt wachsende thermische Belastung des Triebwerks erwartet. Dies gilt, wie bereits gezeigt, für den kalten Teil des Gaspfades, aber umso mehr für den heißen. Im heißen Bereich führen nicht nur wachsende Verluste in vorgelagerten Komponenten, sondern ebenso der steigende Energieeintrag in die Brennkammer zu einem steigenden Temperaturniveau. Für viele Schadensbilder ergibt sich in der Folge ein messbarer Anstieg der Temperatur am Austritt der NDT (Station 5).



Abbildung 4.13.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt der Brennkammer (CR)

Für den vorliegenden Anwendungsfall zeigen die Temperaturen an den Stationen 4 und 5 allerdings einen zu dieser Erwartungshaltung gegenläufigen Trend. Wie in Abb. 4.14 dargestellt, nehmen sowohl die Temperatur am Brennkammeraustritt als auch, wie in der Folge zu erwarten, die Temperatur am Austritt der NDT mit steigendem Rotorspalt im Fan um bis zu 0.23% bzw. 0.56% ab. Der ebenfalls aufgeführte Totaldruck am Austritt der Brennkammer verhält sich unter Einbeziehung eines Brennkammerdruckverlustes qualitativ entsprechend dem Totaldruck am Austritt des HDV.



Abbildung 4.14.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt der HDT sowie Totaltemperatur am Austritt der NDT (CR)

Eine Erklärung für den unerwarteten Verlauf der Brennkammeraustrittstemperatur kann in einer Betrachtung des Brennstoff-Luft Verhältnisses am Brennkammeraustritt  $FAR_4$  (Abb. 4.15 auf der nächsten Seite) gefunden werden. Wie bereits in Abb. 4.3 auf Seite 85 gezeigt, steigt der Brennstoffmassenstrom mit wachsendem Radialspalt im Rotor stetig an. Ebenso nimmt jedoch mit wachsendem Rotorspalt der in den Kernstrombereich eingesaugte Luftmassenstrom zu (Abb. 4.5 auf Seite 86). Aus der Entwicklung dieser Parameter resultiert in Kombination eine mit wachsendem Radialspalt stärker werdende Abnahme des Brennstoff-Luft Verhältnisses in der Brennkammer. Hierbei sei allerdings darauf hingewiesen, dass eine generelle Abnahme des Brennstoff-Luftverhältnisses nicht direkt mit einer sinkenden Brennkammeraustrittstemperatur gleichzusetzen ist. Grund hierfür ist, dass das Brennstoff-Luft Verhältnis proportional zu der durch die Verbrennung erzielten Temperaturdifferenz über die Brennkammer, nicht aber zur Austrittstemperatur ist. Entscheidend für den Verlauf der Brennkammeraustrittstemperatur ist daher zusätzlich die Entwicklung der Brennkammereintrittstemperatur, die im vorliegendem Anwendungsfall stetig ansteigt (vgl. Abb. 4.13 auf der vorherigen Seite). Es lässt sich allerdings feststellen, dass die Abnahme der Temperaturdifferenz (repräsentiert durch  $FAR_4$ ) nicht vollständig durch den Anstieg der Eintrittstemperatur kompensiert wird, weshalb sich insgesamt eine abnehmende Brennkammeraustrittstemperatur zeigt.



Abbildung 4.15.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Brennstoff-Luft Verhältnisses am Austritt der Brennkammer (CR)

Diese Beobachtung geht einher mit einer Betrachtung der durch die wachsende Spalthöhe resultierenden Betriebspunktverschiebung innerhalb des HDV. Unter der Voraussetzung einer sperrenden HDT sowie verschiedener vereinfachender Annahmen lässt sich zeigen, dass sich konstante Aufheizverhältnisse  $\tau$  zwischen HDV-Eintritt und Brennkammeraustritt (Gl. 4.2) als Geraden gleichen Ursprungs aber unterschiedlicher Steigung im Verdichterkennfeld auftragen lassen. Diese werden üblicherweise als Kühl 'sche Geraden bezeichnet. Für eine Herleitung sei an dieser Stelle exemplarisch auf [81] verwiesen. Eine exemplarische Darstellung des Verlaufs von Kühl 'schen Geraden im Verdichterkennfeld ist in Abb. 4.16 auf der nächsten Seite gegeben. Die Voraussetzung einer sperrenden HDT ist im vorliegenden Anwendungsfall für alle betrachteten Betriebspunkte gegeben.

$$\tau = \frac{T_{t,4}}{T_{t,26}} \tag{4.2}$$

Betrachtet man nun die stationäre Betriebslinie des Verdichters für einen bestimmten Umgebungszustand, so verläuft diese durch die in Abhängigkeit des Aufheizverhältnisses aufgespannte Kurvenschar aus Kühl´schen Geraden. Jeder Betriebspunkt auf der Betriebslinie repräsentiert somit ein bestimmtes Aufheizverhältnis $\tau$ . Eine Verschiebung auf der Betriebslinie in Richtung höherer Massenströme und Druckverhältnisse entspricht somit einer Erhöhung des Aufheizverhältnisses, eine Verschiebung in die andere Richtung entsprechend einer gegenteiligen Entwicklung. Wie stark sich die Veränderung des Aufheizverhältnisses ausprägt ist stark abhängig von der Steigung der Betriebslinie im betrachteten Betriebsbereich. Entsprechend obigen Überlegungen hängt die für



Abbildung 4.16.: Schematischer Verlauf der Kühl'schen Geraden im Verdichterkennfeld

einen Betriebspunkt resultierende Brennkammeraustrittstemperatur somit maßgeblich von dem durch die Position im Verdichterkennfeld festgelegten Aufheizverhältnis sowie der betriebspunktspezifischen Verdichtereintrittstemperatur ab.

Wie in Abb. 4.17 auf der nächsten Seite dargestellt, führt die Betriebspunktverschiebung im HDV für den vorliegenden Anwendungsfall zu einer Abnahme des Aufheizverhältnisses im Kerntriebwerk um bis zu 1.92%. Kombiniert man diesen Verlauf entsprechend mit der in Abb. 4.10 auf Seite 89 gezeigten Entwicklung der Temperatur am Eintritt des HDV, so ergibt sich in der Folge die bereits aufgezeigte Abnahme der Totaltemperatur am Brennkammeraustritt. Aus Gründen der Nachvollziehbarkeit ist in Abb. 4.17 auf der nächsten Seite zusätzlich das Aufheizverhältnis für jede untersuchte Spalthöhe aufgetragen, welches bei dem vorliegenden Verlauf der Temperatur am Eintritt des HDV einer konstanten Brennkammeraustrittstemperatur  $T_4$  entspräche ( $\tau_{T4=const}$ ). Mit wachsendem Spalt liegt der tatsächliche Verlauf des Aufheizverhältnisses  $\tau$  jedoch immer stärker unter diesen Werten, was letztlich eine abnehmende Brennkammeraustrittstemperatur bedeutet.

Es lässt sich feststellen, dass sich der vorliegende Verlauf der Brennkammeraustrittstemperatur als Resultat von kumulierten Betriebspunktverschiebungen in mehreren Komponenten ergibt, welche auf Basis von generischen Komponentenkennfeldern vorhergesagt wurden. Es kann somit nicht davon ausgegangen werden, dass das beobachtete Verhalten im realen Betrieb des Triebwerks in der beobachteten Form auftritt. Insbesondere deshalb, weil schon leichte Änderungen im Betriebsverhalten einzelner Komponenten zu stark abweichenden Ergebnissen führen können. Unter den gegebenen Randbedingungen lässt sich die Abnahme von Brennkammer- und Turbinenaustrittstemperatur mit wachsendem Radialspalt im Fan jedoch nachvollziehen und physikalisch plausibel begründen.



Abbildung 4.17.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Aufheizverhältnisses im Kerntriebwerk (CR)

Wie empfindlich die beobachteten Ergebnisse auf kleine Änderungen des Betriebspunktes reagieren, wird durch die Betrachtung der Spaltvariation für den Betriebspunkt Take-Off deutlich. Für die betrachteten Spaltmaße verlagern sich die Betriebspunkte des HDV zu geringfügig niedrigeren reduzierten Massenströmen, Drehzahlen und Totaldruckverhältnissen. Gleichzeitig flacht die Betriebslinie im betrachteten Bereich gegenüber dem Cruise Punkt geringfügig ab. In der Summe führt dies zu einer schwächeren Abnahme des Aufheizverhältnisses  $\tau$  mit wachsendem Radialspalt im Fan. In Kombination mit einer zum Betriebspunkt Cruise nahezu identischen Zunahme der Verdichtereintrittstemperatur resultiert dies in einer geringfügigen Zunahme der Turbineneintrittstemperatur  $T_4$  mit wachsendem Radialspalt bei Take-Off. Die Ergebnisse zu diesen Beobachtungen sind in den Abb. C.9 auf Seite 161, C.11 auf Seite 161 und C.13 auf Seite 162 dargestellt.

Entsprechend der geringfügig abnehmenden Eintrittstemperatur der HDT sowie der steigenden mechanischen Drehzahl der HDW, ergibt sich für die HDT ein kontinuierlicher Anstieg der reduzierten Drehzahl um bis zu 0.52% (Abb. 4.18). Auffällig ist, dass mit zunehmender reduzierter Drehzahl auch eine geringe Abnahme des reduzierten Massenstroms um bis zu 0.02% einhergeht.



Abbildung 4.18.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter der HDT (CR)

Die HDT erreicht in einem Großteil des für das Triebwerk relevanten Betriebsbereichs eine Machzahl von Ma = 1 in ihrem engsten Querschnitt. Eine Änderung des zur Axialmachzahl äquivalenten reduzierten Massenstroms an dieser Stelle ist daher nicht möglich und der resultierende kritische Totaldruck am Turbineneintritt bestimmt als Verdichtergegendruck somit den möglichen Massendurchsatz im Kernstrom des Triebwerks. Hierbei ist allerdings zu unterscheiden, ob der kritische Querschnitt im ersten Stator oder in einer dahinter befindlichen Schaufelreihe vorliegt. Im ersteren Fall ist der Sperrmassenstrom nicht abhängig von der anliegenden Wellendrehzahl. Alle Drehzahllinien fallen daher ab einem bestimmten Druckverhältnis auf denselben reduzierten Massenstrom zusammen, welcher dem vorliegenden geometrischen Querschnitt entsprechend das Sperren der Turbine bewirkt.

Liegt der engste Querschnitt allerdings im ersten Rotor oder in einer nachfolgenden Schaufelreihe, so leistet das Arbeitsfluid bereits vor dem Erreichen dieser Position Arbeit in der Turbine, wodurch sich die thermodynamischen Zustandsgrößen beim Erreichen des engsten Querschnittes im Vergleich zum Eintritt ändern. Unter der Voraussetzung eines konstanten reduzierten Massenstroms im engsten Querschnitt des ersten Rotors ergibt sich für diesen Fall entsprechend der Erläuterung in [82] eine geringfügige Abnahme des reduzierten Massenstroms am Turbineneintritt mit steigender reduzierter Drehzahl.

Für die Modellierung der HDT innerhalb des Gesamtsystemmodells wurde ein Kennfeld verwendet, welches dem Betriebsverhalten einer im Rotor sperrenden Turbine entspricht. Die beschriebene (wenn auch geringe) Abnahme des reduzierten Massenstroms bei gleichzeitigem Anstieg der reduzierten Drehzahl findet sich daher entsprechend in den Ergebnissen wieder.

Die Entwicklung charakteristischer Leistungsparameter der NDT in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe ist in Abb. 4.19 dargestellt. Die bereits diskutierte Steigerung der Nierdruckwellendrehzahl in Abhängigkeit des Rotorspaltes resultiert in einem Anstieg der reduzierten Drehzahl der NDT um bis zu 1.84%. Der erhöhte Leistungsbedarf von Fan und NDV wird durch eine um bis zu 1.76% zunehmende Expansion des Arbeitsfluides innerhalb der NDT kompensiert. Die in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe entstehenden Änderungen von reduziertem Massenstrom und isentropem Wirkungsgrad bleiben mit Änderungen von maximal 0.02% bzw. -0.035% vergleichsweise gering.



Abbildung 4.19.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter der NDT (CR)

Übergeordnet lässt sich der Einfluss des wachsenden Rotorspalts im Fan auf die Leistungsfähigkeit des Triebwerks weiterhin durch die Betrachtung verschiedener Wirkungsgraddefinitionen bewerten. Abbildung 4.20 zeigt die Verläufe von Vortriebswirkungsgrad, thermischem Wirkungsgrad sowie Gesamtwirkungsgrad in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe.



Abbildung 4.20.: Veränderung von Vortriebswirkungsgrad, thermischem Wirkungsgrad und Gesamtwirkungsgrad (CR)

Der Vortriebswirkungsgrad  $\eta_{prop}$ , setzt die durch das Triebwerk generierte Schubleistung mit der vorliegenden Strahlleistung in Beziehung und ist entsprechend der hier verwendeten, gemischten Triebwerkskonfiguration nach Gl. 4.3 definiert.

$$\eta_{prop} = \frac{P_{FN}}{P_{jet}} = \frac{2 \cdot v_0 \cdot FN}{W_8 \cdot v_{8,id}^2 - W_0 \cdot v_0^2}$$
(4.3)

Hierbei wird auf die idealisierte Düsengeschwindigkeit  $v_{8,id}$  zurückgegriffen, deren Berechnung auf der Annahme einer möglichen Entspannung des Arbeitsfluides auf den statischen Umgebungsdruck beruht. Insbesondere für den Reiseflug ist dies häufig nicht gegeben, da die bei zivilen Triebwerken üblicherweise konvergente Schubdüse sperrt und der statische Druck im engsten Querschnitt daher nicht den Umgebungsdruck erreicht. Die Verwendung der idealen Geschwindigkeit erlaubt jedoch die Berechnung einer geometrisch unabhängigen Bewertungsgröße, welche für einen Vergleich verschiedener Kreisprozesse herangezogen werden kann.

Für den vorliegenden Anwendungsfall ergibt sich mit wachsendem Rotorspalt im Fan eine geringe Abnahme des Vortriebswirkungsgrades um bis zu 0.071%. Da sowohl Fluggeschwindigkeit als auch der durch das Triebwerk generierte Nettoschub für alle Betriebspunkte konstant bleiben, resultiert diese Abnahme aus der kombinierten Veränderung des Luft- und Brennstoffmassenstroms sowie der Düsengeschwindigkeit am Triebwerksaustritt. Die Entwicklung des Gesamtmassenstroms innerhalb der gemischten Düse wird durch den steigenden Brennstoffmassenstrom lediglich marginal beeinflusst und so ergibt sich sowohl entsprechend der Verlaufs von  $W_0$  auch für  $W_8$  eine stetige Abnahme mit steigendem Rotorspalt von bis zu 0.466% bzw. 0.461% (Abb. 4.21 auf der nächsten Seite).

Demgegenüber steht eine mit wachsendem Rotorspalt stetig steigende ideale Düsengeschwindigkeit  $v_{8,id}$ , welche um bis zu 0.188% zunimmt. Diese ist auf den wachsenden Massendurchsatz im Kerntriebwerk und die hierdurch insgesamt ansteigende Temperatur des Abgasstrahls nach der Mischung von Kern- und Nebenstrom zurückzuführen.



Abbildung 4.21.: Veränderung von Eintritts- und Austrittsmassenstrom sowie idealer Düsengeschwindigkeit (CR)

Dem Temperaturanstieg im gemischten Abgas steht zunächst die mit wachsender Spalthöhe sinkende Temperatur am Austritt des Kerntriebwerkes gegenüber (vgl. Abb. 4.14 auf Seite 91). Ausschlaggebend ist an dieser Stelle jedoch der gleichzeitig steigende Massenstromanteil des Kernstroms am Gesamtmassenstrom, welcher das Temperaturniveau des Abgasstrahls insgesamt ansteigen lässt.

Die steigende Temperatur im Abgasstrahl bedingt eine Abnahme der lokalen Dichte. Dies bewirkt wiederum eine Steigerung der Strömungsgeschwindigkeit bei gegebener Düsenfläche trotz der zu beobachtenden Abnahme des Gesamtmassenstroms  $W_8$ , welcher auf die Reduktion des Massenstroms in Nebenstrombereich zurückzuführen ist. Entsprechend dem quadratischen Einfluss der Düsengeschwindigkeit in Gl. 4.3 auf der vorherigen Seite führt dies insgesamt zu der beobachteten Absenkung des Vortriebswirkungsgrades. Abb. 4.20 auf der vorherigen Seite zeigt ebenfalls eine deutliche Abnahme des thermischen Wirkungsgrades  $\eta_{therm}$  mit wachsendem Rotorspalt um bis zu 0.53%. Entsprechend der in Gl. 4.4 angegebenen Definition setzt dieser die durch das Triebwerk generierte Strahlleistung ins Verhältnis zu der hierfür benötigten Energiemenge. Die dem Triebwerk zugeführte Energiemenge ergibt sich aus dem Produkt des Brennstoffmassenstroms mit dem entsprechenden Heizwert FHV. Offensichtlich wird der beobachtete Verlauf des thermischen Wirkungsgrades von dem im Vergleich zur Strahlleistung stark ansteigenden Brennstoffmassenstrom dominiert (vgl. Abb. 4.3 auf Seite 85).

$$\eta_{therm} = \frac{P_{jet}}{Q_{fuel}} = \frac{W_8 \cdot v_{8,id}^2 - W_0 \cdot v_0^2}{2 \cdot W_{fuel} \cdot FHV}$$
(4.4)

Der ebenfalls in Abb. 4.20 auf der vorherigen Seite dargestellte Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  ergibt sich letztlich aus der Kombination von Vortriebswirkungsgrad und thermischem Wirkungsgrad. Er setzt somit die durch das Triebwerk generierte Schubleistung ins Verhältnis zu der hierfür aufgebrachten Energiemenge (Gl. 4.5 auf der nächsten Seite). Entsprechend den bereits diskutierten Verläufen von Vortriebswirkungsgrad und thermischem Wirkungsgrad ergibt sich für die vorliegende Studie eine Abnahme des Gesamtwirkungsgrades mit wachsendem Rotorspalt um bis zu 0.411%, was insbesondere durch die sinkende thermische Effizienz des Triebwerks dominiert wird. Es sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass Abb. 4.20 die relativen Änderungen der Wirkungsgrade zu ihren Referenzwerten aufzeigt. Hinsichtlich der Absolutwerte liegt

der Gesamtwirkungsgrad entsprechend Gl. 4.5 natürlich für alle Spalthöhen unter den Werten von thermischem Wirkungsgrad und Vortriebswirkungsgrad.

$$\eta_{ges} = \frac{P_{FN}}{Q_{fuel}} = \frac{v_0 \cdot FN}{W_{fuel} \cdot FHV} \tag{4.5}$$

Abschließend sind in Abb. 4.22 und 4.23 die finalen Werte für alle Kennfeldskalierer in Abhängigkeit der Rotorspalthöhe aufgetragen, welche im Rahmen dieser Studie ermittelt wurden, um eine Übereinstimmung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation herbeizuführen. Alle Kennfeldskalierer zeigen einen stetigen Verlauf, was die eingangs getroffene Annahme zur Entwicklung der Skaliererwerte im Nachgang als richtig erweist (vgl. Kap. 4.1).



Abbildung 4.22.: Veränderung der finalen Faktorskalierer (CR)



Abbildung 4.23.: Veränderung der finalen Deltaskalierer (CR)

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass sich der wachsende Rotorspalt insbesondere im Hinblick auf den Nebenstrombereich zunehmend negativ auf die Leistungsfähigkeit des Fans auswirkt. Unter der Annahme einer konstanten Schubanforderung führt dies zu einer mit wachsendem Rotorspalt zunehmenden Brennstoffzufuhr sowie einer daraus resultierenden Steigerung der mechanischen Drehzahlen des Triebwerks. Dies hat im Wesentlichen zwei Effekte zur Folge: Zum einen wird der Schubreduktion im Nebenstrom entgegengewirkt, wenngleich sie nicht vollständig kompensiert werden kann. Zum anderen steigt der durch das Kerntriebwerk durchgesetzte Massenstrom und erfährt gleichzeitig eine höhere Energiezufuhr, wodurch der durch das Kerntriebwerk generierte Schubanteil mit wachsendem Rotorspalt stetig ansteigt. Für den vorliegenden Anwendungsfall resultiert die Größenordnung der steigenden Brennstoffzufuhr (vgl. Abb. 4.3 auf Seite 85) in Abhängigkeit des wachsenden Rotorspaltes letztlich aus der Forderung, dass die Summe der beiden Schubanteile aus Kern- und Nebenstrom konstant bleibt. Der mit steigendem Rotorspalt anwachsende Energiebedarf führt zu einer deutlichen Reduktion der thermischen Effizienz des Triebwerks (vgl. Abb. 4.20 auf Seite 96). Weiterhin konnte festgestellt werden, dass der wachsende Rotorspalt im Fan insbesondere den sicheren Betrieb des NDV aufgrund der Betriebslinienverschiebung zu höheren Druckverhältnissen und der daraus resultierenden Abnahme des Pumpgrenzabstandes zunehmend gefährdet.

Im Rahmen dieser Arbeit kann keine Empfehlung erfolgen, ab welcher Spalthöhe ein Austausch des Fan Rotors oder etwaige Instandsetzungsmaßnahmen durchgeführt werden sollten. Wohl aber konnte demonstriert werden, dass das entwickelte Verfahren den geometrischen Zustand einer Komponente unmittelbar mit den resultierenden Folgen für das Gesamtsystem in Verbindung setzt und somit zahlreiche Rückschlüsse ermöglicht, die weder bei einer isloierten Komponentenbetrachtung auf 3D-CFD-Level noch bei einer alleinigen Betrachtung des thermodynamischen Kreisprozesses möglich gewesen wären. Alle in diesem Kapitel gezeigten Abbildungen zu Ergebnissen am Betriebspunkt CR sind in gleicher Form für den Betriebspunkt TO im Anhang C aufgeführt und bis auf die genannten Besonderheiten qualitativ ähnlich.

# 5. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Untersuchung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance

#### 5.1. Definition des Anwendungsfalls

Die weitere Effizienzsteigerung von zivilen Lufttransportsystemen wird auch zukünftig ein wesentliches Ziel der Luftfahrtforschung sein. Im Triebwerksbereich markiert die Einführung von Getriebefans den jüngsten Technologiesprung, welcher signifikante Einsparungen im Brennstoffverbrauch sowie eine deutliche Reduktion der Lärmemissionen im Vergleich zu älteren Triebwerksgenerationen ermöglichte.

Auch zukünftige Triebwerksgenerationen werden durch eine weitere Anhebung von Nebenstromverhältnis, Gesamtdruckverhältnis, Komponentenwirkungsgraden und Kerntriebwerkstemperaturen noch effizienter und umweltverträglicher werden. Es zeichnet sich jedoch ab, dass eine weitere Optimierung konventioneller Flugzeug- und Triebwerkskonfigurationen aufgrund der bereits erreichten technologischen Reife zunehmend schwieriger wird. Es ist folglich zu erwarten, dass der nächste große Technologiesprung nur durch eine Abkehr von konventionellen Flugzeugkonfigurationen realisiert werden kann und somit fundamentalere Veränderungen erfordert, als diese in den vergangenen Jahrzehnten im Luftfahrtbereich beobachtet werden konnten.

Die Identifikation zukunftsweisender Flugzeug- und Antriebskonfigurationen ist aus diesem Grund wichtiger Bestandteil der aktuellen Luftfahrtforschung. Ein in diesem Zusammenhang intensiv diskutierter Ansatz ist die Verwendung eines grenzschichteinsaugenden Antriebssystems, welcher bereits in den frühen Jahren der Entwicklung von Strahlantrieben durch Smith et al. [83] als potentiell gewinnbringendes Konzept identifiziert wurde. Während konventionelle Flugzeugkonfigurationen üblicherweise auf eine möglichst störungsfreie Anströmung der Antriebe setzen, besteht die grundlegende Idee bei BLI-Konzepten darin, einen möglichst großen Teil des durch die Umströmung des Flugzeuges entstehenden Grenzschichtfluides in ein oder mehrere Antriebssysteme einzusaugen, um so eine gegenüber konventionellen Antrieben effizientere Schuberzeugung und einen insgesamt geringeren Brennstoffverbrauch zu ermöglichen.

Da herkömmliche Flugzeugkonfigurationen keine oder wenig Interaktion zwischen Rumpfgrenzschicht und Triebwerk zulassen, ist die Betrachtung neuartiger Flugzeugkonfigurationen ein wesentlicher Aspekt aktueller BLI-Untersuchungen. Die untersuchten Konzepte unterscheiden sich in der Form des Rumpfes, der Antriebsanordnung sowie den daraus resultierenden Grenzschichtmengen und -profilen, die in das Antriebssystem eingesaugt werden. Der Effekt von BLI ist dann am größten, wenn die durch die Umströmung des Flugzeuges entstehende Grenzschicht vollständig eingesaugt wird. Da die Grenzschichtentstehung bei Flugzeugen durch die Umströmung der Flügel auf einen großen Oberflächenbereich verteilt wird, kann dieses Potential jedoch offensichtlich nicht vollständig erschlossen werden [84]. Zwecks einer maximalen Ausschöpfung verfolgen daher alle Konzepte die Idee einer möglichst starken Integration der Triebwerke in den Flugzeugrumpf, um unter den durch die Konfiguration gegebenen Randbedingungen möglichst viel Grenzschichtfluid einzusaugen.

Die Annahme einer höheren Effizienz von Flugzeugkonfigurationen mit BLI-Technologie erwächst im Wesentlichen aus zwei unterschiedlichen Effekten: Auf Flugzeugebene ergibt sich durch die wachsende Integration des Antriebssystems in den Rumpf meist eine störungsfreie Umströmung des Flügels sowie eine insgesamt kleinere, von der Außenströmung benetzte Oberfläche. Beide Effekte tragen dazu bei, den Strömungswiderstand des Flugzeugs insgesamt zu reduzieren und somit auch die Schubanforderung einer betrachteten Konfiguration unter Beibehaltung einer gegebenen Transportaufgabe potentiell zu senken. Durch die neuartige Anordnung der Triebwerke und die daraus resultierenden Wechselwirkungen zwischen Rumpf und Antriebssystem ergeben sich auch neue Herausforderungen hinsichtlich der strukturellen Integrität des Flugzeugs, die sich unmittelbar auf das Gesamtgewicht auswirken und dem Effekt eines sinkenden Gesamtwiderstandes für eine spezifische Flugzeugkonfiguration also zum Tragen kommt, muss für jeden Einzelfall detailliert untersucht werden.

Der zweite Aspekt ergibt sich aus einer isolierten Betrachtung des Antriebssystems unter BLI-Einfluss. Für eine gegebene Fluggeschwindigkeit nimmt die mittlere Strömungsgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt bei BLI-Antrieben im Vergleich zu frei angeströmten Antriebssystemen ab. Wie stark sich dieser Effekt ausprägt, hängt von der in das Triebwerk eingesaugten Menge des im Vergleich zur freien Außenströmung verzögerten Grenzschichtfluides ab. Die Reduktion der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit hat zur Folge, dass der zur Schuberzeugung durch das Antriebssystem zu überwindende Eintrittsimpuls ebenfalls abnimmt. Unter der Annahme eines konstanten Nettoschubes sinkt folglich der durch das Triebwerk zu generierende Bruttoschub um die Abnahme des Eintrittsimpulses, was wiederum zu einem niedrigeren Energiebedarf des Antriebssystems führt [85]. Diese Annahme resultiert aus einer sehr grundlegenden Betrachtung des Antriebssystems und bezieht zunächst keinerlei negative Effekte ein, die aus der inhomogenen Anströmung des Triebwerks resultieren können.

Als typische Beispiele für aktuell untersuchte BLI-Flugzeugkonfigurationen seien die STARC-ABL (Single-aisle Turboelectric Aircraft with Aft Boundary Layer Propulsion [86]) Konfiguration, die D8 (Double Bubble [87]) Konfiguration sowie die im Rahmen der folgenden Betrachtungen untersuchte DLR-D165-2035-TB [88] Konfiguration genannt.

Basierend auf der einschlägigen Literatur lässt sich feststellen, dass die Kernfrage, ob BLI-Konfigurationen Vorteile gegenüber herkömmlichen Flugzeugkonfigurationen bieten und wenn ja, wie hoch der zu erwartende Benefit ausfallen wird, noch nicht final beantwortet werden konnte. Als Beispiel sei an dieser Stelle auf die NASA STARC-ABL Konfiguration verwiesen, zu deren potentiellem Benefit im Zeitraum 2016-2018 stark variierende Aussagen getroffen wurden (siehe hierzu [89], [86] und [90]). Die Untersuchung und Bewertung von BLI-Konzepten stellt eine große Herausforderung dar. Die Auslegungsprozesse von Flugzeug und Antriebssystem, welche für konventionelle Flugzeugkonfigurationen weitgehend entkoppelt sind, zeichnen sich ohnehin durch einen hohen Grad an Multidisziplinarität aus. Hinzu kommen allerdings die bei BLI-Konzepten ungleich stärkeren Wechselwirkungen zwischen beiden Systemen, die für eine abschließende Konzeptbewertung unbedingt im Auslegungsprozess des Gesamtsystems berücksichtigt werden müssen.

Die folgende Studie konzentriert sich auf die isolierte Untersuchung des Einflusses von BLI auf die Leistungsfähigkeit des Antriebssystems. Resultierende Auswirkungen auf die zugrundeliegende Flugzeugkonfiguration werden nicht berücksichtigt. Basierend auf den vorliegenden Ergebnissen wird folglich nicht der Anspruch erhoben, eine finale Aussage zur potentiellen Effiziensteigerung der untersuchten Flugzeugkonfiguration im Vergleich zu herkömmlichen Konfigurationen treffen zu können. Vielmehr geht es um die Untersuchung der Fragestellung, in wie weit sich die Effekte einer aerodynamisch nachteiligen Anströmung des Triebwerks einerseits und eines durch Grenzschichteinsaugung reduzierten Eintrittsimpulses andererseits gegeneinander aufwiegen und in Kombination auf die Gesamtperformance des untersuchten Antriebssystems auswirken. Die Beantwortung dieser Frage liefert Klarheit über den auf Antriebsseite zu erwartenden Benefit oder Malus durch Grenzschichteinsaugung und ermöglicht somit auch einen Rückschluss auf den mindestens zu erzielenden Benefit auf Flugzeugebene, um eine weitere Verfolgung des hier untersuchen DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonzeptes als potentielle Zukunftstechnologie zu rechtfertigen.

### 5.2. Grundlegende Betrachtungen zum Effekt von Grenzschichteinsaugung auf das Antriebssystem

Für eine grundlegende Diskussion des zu erwartenden Effektes von BLI auf das Antriebssystem eignet sich eine Betrachtung des Vortriebswirkungsgrades. Unter Anwendung vereinfachender Annahmen, welche detailliert in der einschlägigen Literatur erläutert sind (vgl. [91]), ergibt sich der Vortriebswirkungsgrad  $\eta_P$  für ein frei angeströmtes Triebwerk mit gemischter Düse in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit  $v_0$  und Strahlgeschwindigkeit  $v_8$  (Gl. 5.1). Die durch Indizes gekennzeichnete Stationsbezeichnung entspricht Abb. 3.4 auf Seite 66. Diese Formulierung stellt gegenüber der in Gl. 4.3 auf Seite 96 eingeführten Definition eine offensichtliche Vereinfachung dar, eignet sich jedoch als Ausgangspunkt für grundsätzliche Überlegungen zum potentiellen Nutzen von BLI Antriebssystemen.

$$\eta_P = \frac{P_{FN}}{P_{jet}} \approx \frac{2}{1 + \frac{v_8}{v_0}} \tag{5.1}$$

Diese vereinfachte Definition des Vortriebswirkungsgrades ist nur gültig, sofern die Fluggeschwindigkeit  $v_0$  des Flugzeugs auch der mittleren Fluidgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt  $v_1$  entspricht. Eine etwaige Stromaufwirkung des Einlaufs wird hierbei vernachlässigt. Dies trifft jedoch für BLI-Anwendungen nicht zu, da die mittlere Fluidgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt entsprechend dem Geschwindigkeitsgradienten innerhalb der Grenzschicht gegenüber der Fluggeschwindigkeit reduziert wird. Berücksichtigt man dies, so ergibt sich unter Verwendung des Geschwindigkeitsunterschiedes zwischen Triebwerksein- und -austritt  $\Delta v_{jet}$  (Gl. 5.2 auf der nächsten Seite) und ansonsten gleichen Annahmen die in Gl. 5.3 auf der nächsten Seite angegebene Definition des Vortriebswirkungsgrades, welche zur grundsätzlichen Betrachtung von BLI-Anwendungen herangezogen werden kann.

$$\Delta v_{jet} = v_8 - v_1 \tag{5.2}$$

$$\eta_P \approx \frac{2v_0}{\Delta v_{jet} + 2v_1} \tag{5.3}$$

Geht man im Folgenden davon aus, dass der Flugzustand sowie die Schubanforderung eines betrachteten Flugvehikels konstant bleiben und somit die Fluggeschwindigkeit  $v_0$ sowie stellvertretend für den erforderlichen Schub die Änderung der Strahlgeschwindigkeit  $\Delta v_{jet}$  ebenfalls gleich bleiben, so ergibt sich unter der Annahme einer bei BLI-Anwendungen abnehmenden Geschwindigkeit am Triebwerkseintritt  $v_1$  folglich eine Steigerung des Vortriebswirkungsgrades. Die Größenordnung dieses Anstiegs ist im Wesentlichen abhängig von der Menge des eingesaugten Grenzschichtfluides sowie der Topologie des Geschwindigkeitsprofils im Grenzschichtbereich, da diese beiden Einflüsse letztlich den Geschwindigkeitsunterschied zwischen Fernfeldströmung und mittlerer Strömungsgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt bestimmen.

Da die Schubleistung  $P_{FN}$  entsprechend der o.g. Annahmen konstant bleibt, ergibt sich der Anstieg des Vortriebswirkungsgrades aus einer Reduktion der durch das Triebwerk generierten Strahlleistung  $P_{jet}$ . Um den Zusammenhang zwischen den für einen konstanten Nettoschub erforderlichen Strahlleistungen bei freier und grenzschichtbehafteter Anströmung näher zu betrachten, lässt sich für ein gemischtes Triebwerk und unter vereinfachenden Annahmen das in Gl. 5.4 angegebene Verhältnis formulieren. Die ausführliche Herleitung sowie die zugrundeliegenden Annahmen sind in Anhang D.1 aufgeführt.

$$\frac{P_{jet,bli}}{P_{jet}} = \frac{1 - \left(\frac{v_0}{v_8}\right) \left(2 - 2c_{bli}^2\right) + \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2 \left(1 - 2c_{bli}^2\right)}{c_{bli} \left[1 - \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2\right]}$$
(5.4)

Das Verhältnis der Strahlleistungen ist somit lediglich abhängig vom Verzögerungsfaktor  $c_{bli} \leq 1$  sowie vom Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{v_0}{v_8}$  bei ungestörter Anströmung. Der Faktor  $c_{bli}$  repräsentiert die bei Grenzschichteinsaugung auftretende Abnahme der mittleren Geschwindigkeit am Triebwerkseintritt sowie die hierzu proportionale Reduktion des Eintrittsmassenstroms. Eine Abnahme von  $c_{bli}$  ist also gleichzusetzen mit einer steigenden Menge an Grenzschichtfluid, welche durch das Triebwerk eingesaugt wird. Das Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{v_0}{v_8}$  repräsentiert den bei ungestörter Anströmung durch das Triebwerk erzeugten Geschwindigkeitsunterschied zwischen Ein- und Austrittsebene und kann somit analog zu dem durch den Fan erzeugten Totaldruckverhältnis interpretiert werden. So repräsentieren kleine Werte von  $\frac{v_0}{v_8}$  hohe Beschleunigungen der Strömung und daher große Totaldruckverhältnisse, hohe Werte hingegen eine geringe Beschleunigung und entsprechend niedrige Totaldruckverhältnisse.

Der in Gl. 5.4 angegebene Zusammenhang ist für unterschiedliche Geschwindigkeitsverhältnisse  $\frac{v_0}{v_8}$  sowie in Abhängigkeit des Verzögerungsfaktors  $c_{bli}$  in Abb. 5.1 auf der nächsten Seite aufgetragen. Der Grenzfall von  $\frac{v_0}{v_8} = 1.0$  repräsentiert einen Vortriebswirkungsgrad von  $\eta_{prop} = 1.0$  und ist lediglich der Vollständigkeit halber aufgetragen.



Abbildung 5.1.: Verhältnis der Strahlleistungen bei freier und verzögerter Anströmung in Abhängigkeit des Grades der Verzögerung durch Grenzschichteinsaugung

Für alle Kurven mit Geschwindigkeitsverhältnsissen von  $\frac{v_0}{v_8} < 1$  lässt sich feststellen, dass die unter BLI-Einfluss zu generierende Strahlleistung gegenüber derjenigen bei freier Anströmung mit steigender Verzögerung der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit zunächst abnimmt. Dieser Verlauf schlägt jedoch bei größer werdender Verzögerung um in einen steilen Anstieg was letztlich in Strahlleistungen resultiert, die höher sind als diejenigen bei freier Anströmung. Der sinnvolle Anwendungsbereich von BLI ist folglich begrenzt und verschiebt sich mit sinkendem Geschwindigkeitsverhältnis zu einer geringeren Verzögerung der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit.

Mit steigender Verzögerung der mittleren Geschwindigkeit am Triebwerkseintritt gewinnt der durch die Beschleunigung der Strömung resultierende Schubanteil immer stärker an Bedeutung, da der Massendurchsatz proportional zur Verzögerung abnimmt. Der durch das Triebwerk generierte Geschwindigkeitsunterschied  $\Delta v_{iet}$  wird also größer. Durch das Absinken der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit  $v_1$  verschieben sich die Absolutwerte von  $v_1$  und  $v_8$  jedoch zunächst auf ein niedrigeres Niveau, was sich aufgrund der quadratischen Einflusses der Geschwindigkeiten zunächst positiv auf die Strahlleistung auswirkt. Mit sinkender Eintrittsgeschwindigkeit erhöht sich allerdings der Schubanteil, welcher über eine Beschleunigung der Strömung erzeugt werden muss, kontinuierlich und bedingt somit eine immer stärkere Beschleunigung der Strömung. Die Austrittsgeschwindigkeit steigt somit stetig an, was schließlich dazu führt, dass der für die Strahlleistung negative quadratische Einfluss der steigenden Austrittsgeschwindigkeit den positiven Effekt von sinkender Eintrittsgeschwindigkeit bzw. sinkendem Massenstrom überwiegt. Dies führt zu dem in Abb. 5.1 beobachteten Wendepunkt und dem darauf folgenden steilen Anstieg der Strahlleistung bis hin zu einem asymptotisch vertikalen Verlauf für infinitesimal kleine Werte von  $c_{bli}$ .

Trotz des einsetzenden Anstiegs der benötigten Strahlleistung bei Grenzschichteinsaugung ergibt sich insbesondere für moderate Verzögerungen der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit (große Werte von  $c_{bli}$ ) ein Bereich, in dem aufgrund der sinkenden Strahlleistung ein potentieller Benefit durch BLI identifiziert werden kann. Dieser Bereich wird für große Geschwindigkeitsverhältnisse  $\frac{v_0}{v_8}$  (also kleine Fandruckverhältnisse) umso größer. Für diesen Bereich lässt sich entsprechend die Erwartung formulieren, dass der Energiebedarf des Triebwerks zur Generierung einer gegebenen Nettoschubanforderung bei Grenzschichteinsaugung gegenüber einer freien Anströmung absinkt.

Neben den zu erwartenden Vorteilen von BLI-Konzepten führt die Einsaugung der Rumpfgrenzschicht allerdings auch zu nachteiligen Effekten auf das Antriebssystem. Die im Hinblick auf den Vortriebswirkungsgrad als positiv bewertete Abnahme des Eintrittsimpulses manifestiert sich in einer inhomogenen Geschwindigkeits- bzw. Totaldruckverteilung in der Eintrittsebene des Triebwerks. Das Profil der am Triebwerkseintritt vorliegenden Totaldruckstörung im Flug ist im Wesentlichen abhängig von der betrachteten Flugzeugkonfiguration und führt mindestens in radialer Richtung, aber ggf. auch in Umfangsrichtung zu einer inhomogenen Anströmung des Fans. Hierdurch resultiert eine inzidenzbehaftete Anströmung der Schaufelprofile, die letztlich höhere Verluste bedingt und die aerodynamische Leistungsfähigkeit des Fans somit negativ beeinflusst. Da der Fan für moderne Zweistromtriebwerke die für die Schuberzeugung maßgebliche Komponente darstellt, ist zu erwarten, dass sich dies unweigerlich auf die Effizienz des Triebwerks auswirken wird.

Da alle Komponenten eines Triebwerks in direkter Wechselwirkung zueinander stehen, wirkt sich das unter BLI-Einfluss veränderte Betriebsverhalten des Fans auch auf die Betriebspunkte der anderen Komponenten aus. Dies gilt zumindest für diejenigen BLI-Konzepte, in denen konventionelle Triebwerkskonfigurationen verwendet werden und der Fan nicht als alleinstehender Propulsor betrieben wird. Für einen gegebenen Flugzustand und eine konstante Schubanforderung wird die Grenzschichteinsaugung im Vergleich zu einer freien Anströmung des Triebwerks folglich Betriebspunktverschiebungen in allen Komponenten zur Folge haben. Entsprechend muss der Einfluss von BLI bei der Verwendung konventioneller Antriebskonfigurationen idealerweise also nicht nur bei der Auslegung des Fans, sondern aller Komponenten berücksichtigt werden.

Zusätzlich zu den aerodynamischen Einbußen ergeben sich je nach Grenzschichtprofil strukturmechanische Herausforderungen für die Auslegung des Fans, da es aufgrund der inhomogenen Anströmung zu Anregungen kommen kann, die bei konventionellen Flugzeugkonzepten aufgrund der ungestörten Eintrittsströmung in dieser Form nicht auftreten. Tendenziell kann zunächst von einer weiteren Einbuße aerodynamischer Effizienz sowie einer resultierenden Gewichtszunahme und somit einem steigenden Energieverbrauch des Triebwerks ausgegangen werden. Strukturmechanische Betrachtungen des Fans finden im Rahmen der vorliegenden Studie allerdings keine weitere Berücksichtigung.

Die Untersuchung des Einflusses von BLI im Kontext des Gesamtsystems ist eine komplexe Herausforderung. Eine analytische Annäherung ist nur auf Basis starker Vereinfachungen möglich, wie sie bspw. für obige Überlegungen zur Strahlleistung definiert wurden. Hinzu kommen die komplexen und nichtlinearen Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Komponenten innerhalb des Triebwerks, welche im Rahmen grundlegender analytischer Betrachtungen nicht erfasst werden können. Aufgrund der aus dem Einfluss von BLI resultierenden Betriebspunktverschiebung in allen Triebwerkskomponenten kann jedoch nicht davon ausgegangen werden, dass komponentenspezifische Leistungsparameter wie bspw. Wirkungsgrade konstant bleiben. Da Änderungen der individuellen Komponentenperformance allerdings direkten Einfluss auf die Gesamtperformance des Triebwerks haben, müssen sie für eine möglichst hochwertige Beurteilung des Einflusses von BLI auf das Gesamtsystem jedoch unbedingt berücksichtigt werden. Entsprechend gut eignet sich das in Kap. 3 vorgestellte Verfahren zur Beantwortung der o.g. Fragestellung. Es ermöglicht eine aerodynamisch hochwertige Simulation des Fans unter Einfluss von BLI sowie gleichzeitig eine Berücksichtigung des hierdurch veränderten komponentenspezifischen Betriebsverhaltens im Kontext der Gesamtsystemsimulation, welche die komplexen Wechselwirkungen zwischen den verschiedenen Triebwerkskomponenten abbildet.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde eine umfangreiche Studie zur Untersuchung des Einflusses von BLI auf das Antriebssystem durchgeführt. Hierzu wurde eine hochauflösende 3D-CFD-Simulation des Fans mit entsprechenden Eintrittsrandbedingungen beaufschlagt und mit der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation eines passenden Triebwerksmodells gekoppelt. Da die verwendeten Modelle von Fan und Gesamtsystem zu den in Kap. 3 und 4 verwendeten Modellen abweichen, werden diese im Folgenden zunächst detailliert vorgestellt.

## 5.3. Modellierung

Wie eingangs erwähnt, wurde die folgende Studie auf Basis der DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfiguration durchgeführt. Diese zeichnet sich durch zwei heckintegrierte, konventionelle Turbofantriebwerke aus. Wie in [88] gezeigt, leitet sich das Design dieser Konfiguration direkt aus den Anforderungen eines dem Airbus A320 ähnlichen Flugzeugs ab und ist somit im Kurz- bzw. Mittelstreckensegment angesiedelt. Durch die teilweise Integration der Triebwerke in den Rumpf kann ein Teil der während des Fluges entstehenden Rumpfgrenzschicht eingesaugt und im Sinne des BLI-Konzeptes genutzt werden. Eine schematische Darstellung der Flugzeugkonfiguration als Drauf-, Frontund Seitenansicht ist in Abb. 5.2 gezeigt. Eine Übersicht ausgewählter Anforderungen, die dem Auslegungsprozess zugrunde gelegt wurden, ist in Tab. 5.1 auf der nächsten Seite gegeben. Für eine detaillierte Diskussion der Vor- und Nachteile dieser Konfiguration sowie den direkten Vergleich zu einer Flugzeugkonfiguration mit konventioneller Triebwerksanordnung unter den Flügeln sei an dieser Stelle auf Silberhorn et al. [88] verwiesen.



Abbildung 5.2.: DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfiguration [88]

Parameter		Wert
Design-Reichweite	[nm]	3100.0
Cruise Machzahl	[-]	0.78
Maximale Payload	[kg]	20000.0
Design-Payload	[kg]	17000.0
PAX (Design, 2 Klassen)	[—]	165.0
Masse pro PAX	[kg]	90.0

Tabelle 5.1.: Ausgewählte Anforderungen an die DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfiguration

Da entsprechende Messdaten nur schwer zugänglich sind und um die Menge des durch das Triebwerk eingesaugten Grenzschichtfluides einfach und gut reproduzierbar variieren zu können, wurde für die durchgeführte Studie auf generisch erzeugte Totaldruckverteilungen zurückgegriffen. Das aus der vorliegenden Triebwerksanordnung resultierende Grenzschichtprofil am Triebwerkseintritt wurde hierfür durch eine nicht umfangssymmetrische Totaldruckstörung charakterisiert, innerhalb derer der Totaldruck in Normalenrichtung zum Rumpf zunimmt. Dies ist in Abb. 5.3 anhand der schematischen Darstellung einer Totaldruckrandbedingung am Triebwerkseintritt dargestellt.



Abbildung 5.3.: Schematische Darstellung des vereinfachten, aus der DLR-D165-2035-TB Konfiguration resultierenden, Grenzschichtprofils am Triebwerkseintritt

Diese Annahme entspricht nur näherungsweise der tatsächlichen Form eines Grenzschichtprofils, wie es bei der betrachteten Flugzeugkonfiguration während des Fluges auftreten würde. Für eine generelle Erfassung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance und vor allem unter der Prämisse einer über unterschiedliche Grenzschichthöhen variierenden Untersuchung wurde jedoch davon ausgegangen, dass die beschriebene Annäherung des Profils ausreichend ist.

Für die Generierung der als Randbedingungen verwendeten Grenzschichtprofile wurde der Flugzeugrumpf als ebene Platte modelliert, wodurch auf das in Kap. 2.3 vorgestellte Verfahren zur Approximation einer turbulenten Plattengrenzschicht zurückgegriffen werden konnte. Dieses Vorgehen liefert, unter Angabe der geforderten Grenzschichthöhe sowie des Fernfeldzustandes der Strömung, die entsprechende Totaldruckverteilung auf einer zuvor definierten Kreisfläche in einer gewünschten Gitterauflösung. Für alle generierten Randbedingungen wurde hinsichtlich des Fernfeldzustandes auf die Flugbedingungen des Cruise Betriebspunktes zurückgegriffen, dessen Definition im Folgenden detailliert aufgeführt wird. Außerdem wurde bei der Generierung das ebenfalls innerhalb der Gesamtsystemsimulation verwendete Atmosphärenmodell eingesetzt, um Konsistenz zwischen den generierten Randbedingungen und dem thermodynamischen Modell sicherzustellen. Jeder Grenzschichtberechnung wurde ein Berechnungsgitter von 350 Punkten in Umfangsrichtung und 150 Punkten in radialer Richtung zugrunde gelegt, was einer Gitterauflösung von insgesamt 52500 Knotenpunkten entspricht.

Zur Ermittlung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance wurden Grenzschichthöhen zwischen 0% und 50% des Fanradius  $r_{fan}$  untersucht und die Grenzschichthöhe in äquidistanten Schritten von 5% gesteigert. Für jedes Grenzschichtprofil wurde eine gekoppelte Simulation zwischen thermodynamischem Triebwerksmodell und 3D-CFD-Fan-Modell durchgeführt. Zwei exemplarische Grenzschichtprofile für relative Grenzschichthöhen von 5% und 50% des Fanradius sind in Abb. 5.4 abgebildet.



Abbildung 5.4.: Totaldruckverteilung am Eintritt des Fans für relative Grenzschichthöhen  $\frac{\delta}{r_{tan}}$  von 5% (links) bzw. 50% (rechts)

Entsprechend den in Kap. 2.3 aufgeführten Berechnungsvorschriften zur Grenzschichtapproximation repräsentiert jede betrachtete Grenzschichthöhe eine Lauflänge x, welche durch die Strömung auf dem Flugzeugrumpf zurückgelegt wurde. Der Zusammenhang zwischen zurückgelegter Lauflänge und relativer Grenzschichthöhe ist für den betrachteten Parameterraum in Abb. 5.5 auf der nächsten Seite dargestellt. Die bei der vorliegenden Modellierung für eine Flugzeugkonfiguration aus der Airbus A320 Familie zu erwartende relative Grenzschichthöhe am Triebwerkseinlauf ist entsprechend einer Rumpflänge zwischen  $\sim 31m$  (A318) und  $\sim 45m$  (A321) [92] durch den betrachteten Parameterraum abgedeckt. Dieser Bereich ist durch die schraffierte, blau unterlegte Fläche gekennzeichnet. Zur Bestimmung der Lauflänge bis zur Eintrittsebene der Triebwerke wurde davon ausgegangen, dass die Triebwerkslänge 3.4m beträgt und an der Rückseite bündig mit dem Rumpf abschließen. Die angenommene Triebwerkslänge wurde entsprechend eines PW1133G-JM Triebwerks des Herstellers Pratt & Whitney [93] gewählt, welches zum Antrieb der Airbus A320 Familie entworfen wurde. Die Rumpflänge der hier betrachteten DLR-D165-2035-TB Konfiguration beträgt 31.1m bis zur Einlaufebene der Triebwerke. Bei Cruise Umgebungsbedingungen entspricht dies einer relativen Grenzschichthöhe von  $\frac{\delta}{r_{fan}} = 24.49\%$ . Dieser Wert ist in Abb. 5.5 sowie in den folgenden Ergebnisdarstellungen durch die vertikale rote Markierung gekennzeichnet.



Abbildung 5.5.: Zurückgelegte Lauflänge x der Grenzschichtströmung in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe  $\frac{\delta}{r_{far}}$ 

Das thermodynamische Gesamtsystemmodell, welches für die vorliegende Studie verwendet wurde, ist das generische Performancemodell eines ungemischten Hochbypass-Getriebefan-Triebwerks, dass im Rahmen des DLR internen Projektes PERFECT (Preliminary Design and Evaluation of Future Engine Concepts) entwickelt und auf Vorentwurfsniveau geometrisch ausgelegt wurde. Eine schematische Darstellung der Triebwerkskonfiguration inklusive der zugehörigen Stationsnummerierung ist in Abb. 5.6 dargestellt. Die durch GTlab verwendete Darstellungsart für das vorliegende Modell ist in Anhang A zu finden. Das Triebwerksmodell wird im Folgenden als DLR-gGTF (DLR-Generic Geared Turbofan) bezeichnet.



Abbildung 5.6.: Schematischer Aufbau des DLR-gGTF Triebwerks mit zugehöriger Modul- und Stationsbezeichnung nach [46]

Die Schubleistung wurde den Anforderungen der Airbus A320-Neo Familie entsprechend und somit passend zur DLR-D165-2035-TB Konfiguration dimensioniert. Bei statischen Umgebungsbedingungen auf Meereshöhe verfügt das Triebwerk über einen Maximalschub von 147.3kN bei einem Nebenstromverhältnis von 11.40. Dies entspricht dem Startschub eines PW1133G-JM Triebwerks des Herstellers Pratt & Whitney. Die Angaben zu Startschub und Nebenstromverhältnis wurden dem öffentlich verfügbaren EASA-TCDS (Type Certification Data Sheet) sowie der ICAO-Triebwerksdatenbank entnommen [93, 66]. Tab. 5.2 enthält eine Übersicht über ausgewählte Leistungsparameter des DLR-gGTF Modells an den charakteristischen Betriebspunkten Take-Off, End-of-Field, Top-of-Climb und Cruise sowie Angaben zu den betriebspunktspezifischen Umgebungsbedingungen.

	0				
Paramete	er	то	EOF	TOC	CR
ALT	[m]	0.0	0.0	10668.0	10668.0
Ma	[—]	0.0	0.25	0.78	0.78
$\Delta T_{isa}$	[K]	10.0	10.0	10.0	10.0
FN	[kN]	147.30	114.30	27.60	22.80
OPR	[—]	38.82	39.33	43.82	38.57
BPR	[—]	11.40	11.72	11.86	12.54
TSFC	[g/kNs]	7.14	9.87	14.12	14.03

Tabelle 5.2.: Umgebungsbedingungen und ausgewählte Leistungsparameter des DLRgGTF Triebwerksmodells an charakteristischen Betriebspunkten

Als Besonderheit des thermodynamischen Modells sei darauf hingewiesen, dass der Fan durch zwei alleinstehende Verdichtermodule modelliert wurde, welche Kernund Nebenstrom des Fans repräsentieren. Auf der thermodynamischen Modellebene ermöglicht dies die Definition zweier voneinander unabhängiger Eintrittsebenen, für die jeweils unterschiedliche Zuströmbedingungen definiert werden können. Für eine ungestörte Anströmung unterscheidet sich das Betriebsverhalten des Modells hierdurch in keinster Weise von einer konventionellen Modellierung auf Basis eines herkömmlichen Fan-Moduls (vgl. Kap. 3.3.1). Für den Fall der Grenzschichteinsaugung konnte durch den gewählten Modellierungsansatz jedoch eine korrekte Abbildung der resultierenden Besonderheiten am Triebwerkseintritt erfolgen. Auf diesen Aspekt wird im weiteren Verlauf des Kapitels detailliert eingegangen. Da im Folgenden also bereits vor dem Fan zwischen Kern- und Nebenstrombereich unterschieden wird, wurden in Abb. 5.6 auf der vorherigen Seite zusätzlich zu den nach [46] definierten Stationsbezeichnungen die Ebenen 11 und 12 eingeführt, welche die Eintrittsströmung in den Nebenstrombereich charakterisieren, wohingegen die Stationen 1 und 2 im Folgenden ausschließlich für den Kernstrombereich verwendet werden. Die entworfene 3D-Triebwerksgeometrie ist in Abb. 5.3 auf Seite 107 dargestellt. Eine 2D-Schnittdarstellung des Triebwerks ist in Abb. 5.7 auf der nächsten Seite gezeigt.

Der einstufige Fan mit einem Durchmesser von 2.1m wird ebenso wie der dreistufige NDV durch eine gekühlte, dreistufige NDT über die NDW angetrieben. Im Modell wurde ein Planetengetriebe (Gearbox - GBX) berücksichtigt, dass für eine Untersetzung



Abbildung 5.7.: 2D-Schnittdarstellung des DLR-gGTF Triebwerks

der mechanischen Drehzahl der NDW zwischen NDT und Fan im Verhältnis 3.1:1 sorgt. Das Kerntriebwerk des DLR-gGTF besteht aus einem achtstufigen HDV, der über eine gekühlte, zweistufige HDT angetrieben wird. Alle Turbokomponenten sind in rein axialer Bauweise ausgeführt.

Um den Einfluss von Grenzschichteinsaugung auf die Gesamtperformance des Triebwerks untersuchen zu können, wird ein 3D-CFD-Modell der Fan-Komponente mit entsprechenden Zuströmrandbedingungen beaufschlagt und über das in Kap. 3 beschriebene Verfahren der Kennfeldskalierung mit dem thermodynamischen Kreisprozessmodell gekoppelt. Die Auslegung und Vernetzung der Komponentengeometrie wurde ebenfalls im Rahmen des Projektes PERFECT durchgeführt und beinhaltet den Eintrittskanal mit Spinner, die Rotorstufe, den Splitter sowie die Statorreihen in Kern- (IGV) und Nebenstromkanal (OGV) (Abb. 5.8 auf der nächsten Seite).

Um inhomogene Totaldruckverteilungen jeglicher Form (vgl. Abb. 5.4 auf Seite 108) am Eintritt des Fans berücksichtigen zu können, wurde der Eintrittskanal als Vollkranz ausgeführt. Die stromab liegenden Schaufelreihen wurden zur Reduktion der pro 3D-CFD-Simulation benötigten Rechenzeit hingegen als Einzelpassagen mit periodischen Randbedingungen modelliert. Der Übergang zwischen Einlauf und Rotorstufe sowie Rotor- und Splittersektion wurde jeweils über einen Mixing-Plane Ansatz modelliert. Dies führt zu einer Mittelung der Strömungsgrößen am Übergang vom Einlauf zum Rotor, was eine offensichtliche Vereinfachung darstellt, da die Komplexität des Strömungsfeldes erheblich reduziert wird. Dieses Vorgehen ist nicht für eine genaue Untersuchung der durch BLI verursachten Störungsausbreitung innerhalb des Fans oder instationärer Effekte geeignet. Es wird jedoch angenommen, dass der hier vorliegende Modellierungsansatz zur Beurteilung des aerodynamischen Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Entwicklung der globalen Leistungsfähigkeit des Fans hinreichend genau ist. Die Anzahl der Zellen für die einzelnen Segmente des 3D-CFD-Fan-Modells sind in Tab. 5.3 auf der nächsten Seite angegeben. Zur Turbulenzmodellierung wird das in [71] beschriebene  $k\omega$ -Modell verwendet, das entsprechend [72] u.a. um Kompressibilitätsund Stromlinienkrümmungseffekte ergänzt bzw. modifiziert wurde. Für alle CFD-Berechnungen wurde der DLR eigene Strömungslöser TRACE eingesetzt. Bei allen 3D-CFD-Simulationen handelte es sich um nicht transitionelle RANS-Rechnungen.

5. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance



Abbildung 5.8.: Aufbau des DLR-gGTF 3D-CFD-Fan-Modells

		Eintritt	Rotor	OGV	IGV
$n_{cells}$	[-]	605520	424604	201432	95592

Tabelle 5.3.: Anzahl der Zellen im DLR-gGTF 3D-CFD-Fan-Modell

Für die folgende Untersuchung wird aufgrund des hohen Nebenstromverhältnisses des Fans angenommen, dass für die bei der untersuchten Flugzeugkonfiguration vorliegende Art der Triebwerksintegration keine Beeinflussung des Kernstroms durch das Grenzschichtfluid erfolgt, sondern ausschließlich störungsfreies Fluid mit dem Zustand der Fernfeldströmung in den Kernstrombereich des Fans eingesaugt wird. Innerhalb des Gesamtsystemmodells bleibt der Totaldruck am Eintritt in den Kernstrom folglich für alle betrachteten Grenzschichtprofile konstant.

Die im Rahmen der 3D-CFD-Simulation eingesetzten Randbedingungen zur Abbildung der Grenzschichteinsaugung beinhalten Totaldruckstörungen unterschiedlich starker Ausprägung bei ansonsten im Vergleich zum störungsfreien Fall konstanten Zuströmbedingungen (Totaltemperatur und rein axiale Zuströmung). Im Falle einer konvergierten 3D-CFD-Simulation des Fans resultiert aus einer vorgegebenen Totaldruckstörung und den aus der thermodynamischen Gesamtsystemsimulation extrahierten Randbedingungen eine Verteilung der Absolutgeschwindigkeit am Eintritt des Fans. Aus dieser kann im Rahmen eines automatisierten Post-Processings wiederum ein massengemittelter Totaldruck am Komponenteneintritt berechnet werden. Dieser weicht von dem Totaldruckwert der Fernfeldströmung ab und muss anschließend innerhalb der Gesamtsystemsimulation zur korrekten Abbildung des BLI-Effektes verwendet werden. Der resultierende Totaldruck ergibt sich nicht in alleiniger Abhängigkeit des Totaldruckprofils am Eintritt, sondern wird ebenfalls signifikant durch den aktuellen Massendurchsatz des Fans beeinflusst, da dieser entsprechend hohen Einfluss bei der gewichteten Mittelung hat. Da sich der Massendurchsatz in Kern- und Nebenstrom während der gekoppelten Simulation von Fan und thermodynamischem Gesamtsystemmodell in jedem Iterationsschritt ändert, ergibt sich die Notwendigkeit, den in der Gesamtsystemsimulation definierten Totaldruck am Eintritt in den Nebenstrom  $p_{t,11}$  in jedem Iterationsschritt entsprechend der Vorhersage durch die 3D-CFD-Simulation zu aktualisieren. Die Einstellung des aus der 3D-CFD-Simulation ermittelten Totaldrucks am Eintritt des Nebenstromkanals erfolgt innerhalb des Gesamtsystemmodells durch eine iterative Anpassung von Machzahl und statischer Temperatur an der Eintrittsebene des Triebwerks.

Wie in Kap. 2.1.1 erläutert, werden die statischen Eintrittsbedingungen in der Gesamtsystemsimulation durch ein Atmosphärenmodell unter Angabe der betriebspunktspezifischen Flughöhe ermittelt. Entsprechend des in Gl. 2.2 auf Seite 16 angegebenen Zusammenhangs zwischen statischem Druck, Totaldruck und Machzahl erlaubt die Variation der Eintrittsmachzahl somit die Einstellung des durch die 3D-CFD-Simulation ermittelten Totaldrucks bei gleichzeitig konstantem statischem Druck entsprechend der für den Betriebspunkt definierten Flughöhe. Für eine ebenfalls durch die Flughöhe gegebene statische Temperatur ergibt sich hieraus entsprechend Gl. 2.1 auf Seite 16 jedoch eine Veränderung in der Totaltemperatur am Triebwerkseintritt. Da die Strömung in der Grenzschicht allerdings keine Arbeit verrichtet und die Totaltemperatur am Triebwerkseintritt gegenüber einer freien Anströmung daher konstant bleiben muss, ist eine iterative Anpassung der statischen Atmosphärentemperatur über  $\Delta T_{isa}$  erforderlich. Durch dieses Vorgehen kann der durch die 3D-CFD-Simulation vorhergesagte reduzierte Totaldruck bei gleichzeitiger Einhaltung einer im Vergleich zur Fernfeldströmung unveränderten Totaltemperatur am Triebwerkseintritt innerhalb der Gesamtsystemsimulation hinreichend genau reproduziert werden. Eine schematische Darstellung des beschriebenen Ablaufs ist in Abb. 5.9 gegeben.

Die im Anschluss an die 3D-CFD-Simulation des Fans durchgeführte Mittelung der Strömungslösung erfolgt in der Eintrittsebene über den vollständigen Strömungsquerschnitt, ohne eine Aufteilung des Arbeitsfluides in Kern- und Nebenstromanteil. Da die in den Kernstrom laufenden Stromlinien mit ungestörtem Totaldruck ebenfalls bei diesem Vorgehen berücksichtigt werden, wird der mittlere Totaldruck am Eintritt des Nebenstroms durch dieses Vorgehen also leicht überschätzt. Es wird im Folgenden allerdings davon ausgegangen, dass der auf diese Art und Weise ermittelte Totaldruck den durch die Totaldruckstörung reduzierten Wert im Nebenstrom in ausreichender Weise repräsentiert. Diese Annahme stützt sich auf die Tatsache eines hohen Nebenstromverhältnisses und den hierdurch geringen Massenstromanteil des Kernstroms am Gesamtmassenstrom. Entsprechend gering ist der Einfluss dieses Fluidanteils bei der Berechnung von massengemittelten Strömungsgrößen auf der gesamten Eintrittsfläche. Außerdem stellt die durch das oben beschriebene Vorgehen resultierende Überschätzung des Totaldrucks am Eintritt des Nebenstroms eine für die Bewertung des BLI-Konzeptes konservative Abschätzung dar, da der positive Effekt eines sinkenden Eintrittsimpulses entsprechend schwächer zu Tage tritt.



Abbildung 5.9.: Schematische Darstellung der Totaldruckeinstellung im Rahmen der gekoppelten Simulationen unter BLI-Einfluss

Zur Überprüfung der Richtigkeit dieser Annahme wurde der gemittelte Totaldruck für den Massenstromanteil des Nebenstroms auf Basis der 3D-CFD-Ergebnisse bei einer Grenzschichthöhe von  $\frac{\delta}{r_{fan}} = 0.5$  auf der Eintrittsfläche ermittelt und mit dem über die gesamte Eintrittsfläche gemittelten Totaldruck vergleichen. Bezogen auf den über die ganze Fläche gemittelten Totaldruck ergab sich hieraus eine relative Abweichung von lediglich -0.0076%. Da für kleinere Grenzschichthöhen noch geringere Abweichungen zu erwarten sind, wird die oben formulierte Annahme und das daraus resultierende Vorgehen als hinreichend genau angesehen.

Die gekoppelte Simulation zwischen 3D-CFD-Fan-Modell und thermodynamischer Gesamtsystemsimulation wurde sowohl für eine störungsfreie Anströmung des Triebwerks als auch für jede der o.g. Grenzschichthöhen durchgeführt. Die Untersuchung wurde mit der Zielsetzung einer Abschätzung des beim Brennstoffverbrauch zu erwartenden Einsparpotentials im Reiseflug (CR) durchgeführt. Die globalen Randbedingungen zur Betriebspunktdefinition im thermodynamischen Gesamtsystemmodell entsprechen den Angaben in Tab. 3.3 auf Seite 70. Für alle durchgeführten Rechnungen wurde der Nettoschub des Triebwerks als Lastparameter für die Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation verwendet und im Rahmen der Iteration zwischen Gesamtsystemund Komponentensimulation konstant gehalten.

Im Rahmen der Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation werden die Massendurchsätze in Kern- und Nebenstrom sowie die mechanische Drehzahl als Randbedingungen zwischen den Fidelity-Stufen ausgetauscht (Gl. 3.32 auf Seite 69). Es verbleiben die isentropen Wirkungsgrade und Totaldruckverhältnisse in Kern- und Nebenstrombereich des Fans als charakteristische Leistungsparameter, die im Zuge der iterativen Kopplung durch Anpassung der entsprechenden Kennfeldskalierer mit dem Gesamtsystemmodell in Übereinstimmung gebracht werden müssen (Gl. 3.37 auf Seite 71). Als Konvergenzkriterium wurde entsprechend der Konvergenzgenauigkeit des 3D-CFD-Fan-Modells eine minimale Abweichung von 0.02% in jedem betrachteten Leistungsparameter definiert. Mit diesem Vorgehen konnte für alle Grenzschichthöhen eine konvergente Lösung in nur fünf oder weniger Iterationsschritten bestimmt werden. Da keine Vorstudien vorlagen, die einen Rückschluss auf die Stabilität der Berechnung zuließen, wurde zur Berechnung der Skaliererwerte die optimierungsgestützte Skaliererberechnung eingesetzt (siehe Kap. 3.2.3). Die der Optimierung zugrundeliegende Zielfunktion ergibt sich aus Gl. 3.24 auf Seite 62 und 3.39 auf Seite 72. Basierend auf der in Kap. 4 beschriebenen stetigen Entwicklung der Kennfeldskalierer mit wachsendem Rotorspalt im Fan wurde für den vorliegenden Anwendungsfall angenommen, dass für eine wachsende Grenzschichthöhe ebenfalls eine stetige Entwicklung der finalen Skaliererwerte vorliegt. Jede Rechnung wurde dementsprechend mit den Ergebniswerten der nächstkleineren Grenzschichthöhe initialisiert. Die kleinste relative Grenzschichthöhe von 5.0% wurde mit den Ergebnissen für eine ungestörte Anströmung initialisiert.

#### 5.4. Ergebnisse

Die Ergebnisse der gekoppelten Simulation von 3D-CFD-Fan und Gesamtsystemmodell werden im Folgenden detailliert dargestellt und diskutiert. Die Auftragung aller Parameter erfolgt stets als relative prozentuale Änderung im Vergleich zu einer störungsfreien Anströmung des Triebwerks ( $\frac{\delta}{r_{fan}} = 0$ ).

Gl. 5.5 beschreibt den Zusammenhang zwischen der relativen Grenzschichthöhe und dem Anteil der durch das Grenzschichtfluid benetzten Fläche am Eintritt des Fans bezogen auf die Gesamtfläche  $A_{bl,rel}$ . Die zugehörige Herleitung dieses Zusammenhanges ist in Anhang D.2 aufgeführt. Der entsprechende Verlauf bis hin zu einer vollständigen Bedeckung der Eintrittsfläche durch Grenzschichtfluid ist in Abb. 5.10 auf der nächsten Seite dargestellt. Der hier relevante Betrachtungsbereich bis zu einer maximalen relativen Grenzschichthöhe von 50% ist durch die blau schraffierte Fläche gekennzeichnet. Es lässt sich feststellen, dass die Zunahme der benetzten Fläche in Abhängigkeit im Bereich kleiner Grenzschichthöhen nur langsam und dann zunehmend stärker ansteigt. Diese Charakteristik wird sich im Folgenden hinsichtlich des Verlaufs unterschiedlicher Parameter wiederfinden.

$$A_{bl,rel}\left(\frac{\delta}{r}\right) = \frac{A_{bl}}{\pi r_{fan}^2} = \frac{1}{\pi} \left[\arccos\left(1 - \frac{\delta}{r_{fan}}\right) - \left(1 - \frac{\delta}{r_{fan}}\right)\sqrt{1 - \left(1 - \frac{\delta}{r}\right)^2}\right] \quad (5.5)$$

Abb. 5.11 auf der nächsten Seite zeigt die Entwicklung des gemittelten Totaldrucks an den Eintrittsebenen von Kern- und Nebenstrom innerhalb des thermodynamischen Gesamtsystemmodells. Entsprechend der o.g. Annahme einer ungestörten Anströmung des Kerntriebwerkes bleibt der Eintrittsdruck für den Kernstrom  $p_{t,1}$  über alle betrachteten Grenzschichthöhen konstant. Für den Nebenstrom ergibt sich hingegen, entsprechend den Ergebnissen aus den jeweiligen 3D-CFD-Simulationen, eine kontinuierliche Abnahme des mittleren Totaldrucks  $p_{t,11}$  um bis zu 0.95%.

Entsprechend den in Kap. 2.3 aufgeführten Annahmen zur Berechnung des Grenzschichtprofils wird auch hier davon ausgegangen, dass der statische Druck innerhalb der Grenzschichtströmung von der Fernfeldströmung aufgeprägt wird und somit unabhängig von der Grenzschichthöhe konstant bleibt. Daher kann die durch die Grenzschicht 5. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance



Abbildung 5.10.: Anteil der durch das Grenzschichtfluid benetzten Fläche bezogen auf die Gesamtfläche in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe



Abbildung 5.11.: Veränderung des gemittelten Totaldrucks am Triebwerkseintritt für Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe (CR)

bedingte Abnahme des mittleren Totaldrucks innerhalb der Gesamtsystemsimulation direkt in eine Reduktion der mittleren Geschwindigkeit am Eintritt in den Nebenstrom übersetzt werden. Wie eingangs erläutert, erfolgt dies über eine der jeweiligen Totaldruckabnahme entsprechenden Reduktion der Eintrittsmachzahl bei gleichzeitiger Sicherstellung konstanter Werte für statischen Druck und Totaltemperatur in der Zuströmung. Wie in Abb. 5.12 auf der nächsten Seite dargestellt, ist eine kontinuierliche Abnahme der gemittelten absoluten Eintrittsgeschwindigkeit des Arbeitsfluides im Nebenstrombereich  $v_{11}$  um bis zu 1.12% die Folge. Für den Kernstrombereich entspricht die Eintrittsgeschwindigkeit  $v_1$  aufgrund der ungestörten Zuströmung stets der Fluggeschwindigkeit und bleibt für alle betrachteten Grenzschichthöhen unverändert.

Die dem Verlauf der mittleren Geschwindigkeit qualitativ entsprechende Entwicklung der gemittelten statischen Temperatur, welche sich aus der Sicherstellung einer konstanten Totaltemperatur in der Zuströmung ergibt, ist für die jeweiligen Eintrittsebenen von Kern-  $(T_{s,1})$  und Nebenstrom  $(T_{s,11})$  in Abb. 5.13 auf der nächsten Seite aufgeführt. Die statische Temperatur am Eintritt in den Nebenstrom verzeichnet eine maximale Zunahme von 0.27%. Die statische Temperatur am Eintritt in den Kernstrom bleibt aus den o.g. Gründen konstant.



Abbildung 5.12.: Veränderung der mittleren Absolutgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt für Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe (CR)



Abbildung 5.13.: Veränderung der mittleren statischen Temperatur am Triebwerkseintritt für Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe (CR)

Basierend auf der beobachteten Abnahme der mittleren Eintrittsgeschwindigkeit sowie dem einhergehenden Anstieg der statischen Temperatur am Eintritt des Nebenstroms lässt sich für diesen Bereich bereits die Erwartung eines sinkenden Eintrittsmassenstroms formulieren. Überlagert wird diese Entwicklung mit der aus der Grenzschichteinsaugung resultierenden Betriebspunktverschiebung innerhalb des Triebwerks, die sich auf den in das Triebwerk eingesaugten Massenstrom auswirkt und im Folgenden noch detailliert diskutiert wird.

Wie in Abb. 5.14 auf der nächsten Seite dargestellt, zeigt sich für den Nebenstrombereich wie erwartet eine mit steigender Grenzschichthöhe wachsende Abnahme des Eintrittsmassenstroms  $W_{11}$  um bis zu 1.0%. Im Kernstrom ist hingegen bis zu einer relativen Grenzschichthöhe von 15% eine geringfügige Abnahme und in der Folge ein leichter Anstieg des Massenstroms  $W_1$  um bis zu 0.12% zu verzeichnen. Auf diesen Verlauf wird in der folgenden Diskussion Ergebnisdiskussion noch näher eingegangen.

Aus den Verläufen der mittleren Eintrittsgeschwindigkeiten und absoluten Massenströme lässt sich die Entwicklung des kumulierten Eintrittsimpulses pro Zeiteinheit  $M_{in,ges}$  ableiten, welcher eingangs bereits als einer der wesentlichen Effekte von BLI auf die Triebwerksperformance identifiziert wurde. Der kumulierte Eintrittsimpuls



Abbildung 5.14.: Veränderung der Massenströme in Kern- und Nebenstrom in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe (CR)

pro Zeiteinheit (im Folgenden lediglich als Eintrittsimpuls bezeichnet) ergibt sich aus der Summe der Produkte von Massenstrom und Absolutgeschwindigkeit an den Eintrittsebenen von Kern- und Nebenstrom (Gl. 5.6).

$$M_{in,qes} = M_{11} + M_1 = W_{11}v_{11} + W_1v_1 \tag{5.6}$$

Die Veränderung des relativen Eintrittsimpulses in den Eintrittsebenen von Kernund Nebenstrom, sowie die daraus resultierende Entwicklung des Gesamtimpulses am Triebwerkseintritt, sind in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe in Abb. 5.15 auf der nächsten Seite dargestellt. Entsprechend der konstanten Eintrittsgeschwindigkeit in den Kernstrombereich ist die Entwicklung des Eintrittsimpulses  $M_1$  in diesem Bereich durch den Verlauf des Eintrittsmassenstroms geprägt. Folglich zeigt sich auch hier zunächst eine sehr geringe Abnahme, gefolgt von einem leichten Anstieg des Eintrittsimpulses um bis zu 0.12%. Aufgrund des deutlich höheren Massenanteils wird der Verlauf des kumulierten Eintrittsimpulses aber offensichtlich durch den Impulsverlust am Eintritt in den Nebenstrom  $M_{11}$  dominiert, welcher aufgrund der Verläufe von Massenstrom und Eintrittsgeschwindigkeit in diesem Bereich eine deutliche Abnahme um bis zu 2.1% verzeichnet. Für den Gesamtimpuls  $M_{in,ges}$  ergibt sich aus der kumulierten Betrachtung von Kern- und Nebenstrombereich folglich eine im Vergleich zum Nebenstrom qualitativ sehr ähnlich ausgeprägte, jedoch geringfügig reduzierte Abnahme des Eintrittsimpulses um bis zu 1.94%.

Um im Folgenden eine weniger an die für den vorliegenden Anwendungsfall spezifische Konfiguration und Modellierung gebundene Art der Ergebnisdarstellung zu realisieren, werden von nun an alle Ergebnisgrößen in Abhängigkeit des relativen kumulierten Eintrittsimpulses  $\Delta M_{in,ges}$  aufgetragen. Um die Position der vertikalen roten Markierung, welche die jeweiligen Ergebniswerte für die DLR-D165-2035-TB Konfiguration kennzeichnet, für diese Darstellungsart zu ermitteln, wurde der Verlauf des kumulierten Eintrittsimpulses in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe durch ein Polynom dritten Grades angenähert. Die bisher für die rote Markierung zugrundeliegende relative Grenzschichthöhe von 24.49% entspricht demnach einer Abnahme des Eintrittsimpulses um 0.649%, was als Grundlage für die in den folgenden Abbildungen dargestellte Markierung dient.

Die Vorgabe unterschiedlicher Grenzschichtprofile innerhalb der 3D-CFD-Simulation



Abbildung 5.15.: Relative Änderung des Eintrittsimpulses für Kern- und Nebenstrom sowie des kumulierten Wertes in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe (CR)

hat direkten Einfluss auf das Betriebsverhalten des 3D-CFD-Fan-Modells. Hiermit ist gemeint, dass sich für unterschiedliche Totaldruckverteilungen am Eintritt, aber eine ansonsten konstante Betriebspunktdefinition, unterschiedliche Vorhersagen zu charakteristischen Leistungsparametern aus dem 3D-CFD-Fan-Modell ergeben. Aufgrund der Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation sowie der globalen Forderung eines konstanten Nettoschubes stellt sich daher für jede untersuchte Grenzschichthöhe ein letztlich individueller Betriebspunkt zwischen thermodynamischer Gesamtsystem- und hochauflösender Komponentensimulation ein, welcher die elementaren Erhaltungsgleichungen im Gesamtsystem hinreichend genau erfüllt und individuelle Betriebspunkte aller Komponenten beinhaltet.

Abb. 5.16 auf der nächsten Seite zeigt die aus den gekoppelten Simulationen resultierende Vorhersage der 3D-CFD-Simulation zur Entwicklung charakteristischer Leistungsparameter für Kern- und Nebenstrombereich des Fans in Abhängigkeit des Eintrittsimpulses  $M_{in,ges}$ . Es lässt sich feststellen, dass der isentrope Wirkungsgrad im Nebenstrombereich des Fans mit sinkendem Eintrittsimpuls signifikant um bis zu 0.82% abnimmt. Für den isentropen Wirkungsgrad im Kernstrombereich des Fans  $\eta_{is,c}$ ist ebenfalls eine deutliche Reduktion um bis zu 0.46% zu beobachten. Hinsichtlich der Verläufe beider Wirkungsgrade lässt sich weiterhin feststellen, dass die beobachtete Abnahme näherungsweise linear erfolgt, was eine direkte Korrelation zwischen Wirkungsgraden und Eintrittsimpuls nahelegt.

Weiterhin lässt sich feststellen, dass das Totaldruckverhältnis im Nebenstrombereich für alle betrachteten Grenzschichthöhen näherungsweise konstant bleibt. Der Verlauf des Totaldruckverhältnisses im Kernstrom zeigt hingegen mit einer zunächst leichten Abnahme und folgendem Anstieg um bis zu 0.06% die gleiche Charakteristik wie der bereits aufgezeigte Verlauf des Massenstroms in diesem Bereich.

Die Verläufe der Leistungsparameter des Fans müssen, wie bereits in Kap. 4, aufgrund der Kopplung zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation stets unter Berücksichtigung der zugrundeliegenden Betriebspunktverschiebung bewertet werden. Abb. 5.17 auf der nächsten Seite zeigt hierzu die Verläufe der mechanischen Drehzahlen von HDW und NDW. Da die Totaltemperatur am Triebwerkseintritt sowohl für Kernals auch für Nebenstrom über alle Grenzschichthöhen konstant bleibt, entspricht der Verlauf der mechanischen Drehzahl der NDW  $N_{mech.lp}$  exakt demjenigen der reduzierten



Abbildung 5.16.: 3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und isentropem Wirkungsgrad des Fans in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

Drehzahl des Fans. Insgesamt ergibt sich mit wachsender Grenzschichthöhe ein geringfügiger Anstieg der mechanischen HDW-Drehzahl um 0.03%. Für die mechanische Drehzahl der NDW lässt sich zunächst ein geringer Abfall und anschließend ein Anstieg um bis zu 0.14% feststellen, was sich qualitativ mit den Verläufen von Massenstrom und Totaldruckverhältnis im Kernstrombereich deckt.



Abbildung 5.17.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der mechanischen Drehzahlen von HDW und NDW in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

Die Verläufe der reduzierten Massenströme in der Eintrittsebene des Fans sind in Abb. 5.18 auf der nächsten Seite dargestellt. Hierbei entspricht der Verlauf des reduzierten Massenstroms im Kernstrom  $W_{corr,2}$  exakt demjenigen des realen Massenstroms  $W_1$ , da sich weder Totaltemperatur noch Totaldruck am Eintritt mit abnehmendem Eintrittsimpuls verändern (siehe Gl. 2.6 auf Seite 18). Für den Nebenstrom nimmt der Eintrittstotaldruck jedoch mit einer Reduktion des Eintrittsimpulses ab, was in Kombination mit dem Verlauf des realen Massenstroms  $W_{11}$  zu den hier dargestellten Werten des reduzierten Massenstroms  $W_{corr,12}$  führt. Insgesamt ist eine näherungsweise lineare Abnahme von  $W_{corr,12}$  mit dem reduzierten Eintrittsimpuls um bis zu 0.05% zu verzeichnen.

Hinsichtlich der durch reduzierte Drehzahlen und Massenströme beschriebenen Betriebspunktverschiebungen in Kern- und Nebenstrombereich des Fans lässt sich zunächst



Abbildung 5.18.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der reduzierten und korrigierten Massenströme in Kern- und Nebenstrombereich des Fans in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

feststellen, dass alle aufgezeigten Veränderungen mit Werten von maximal 0.14% sehr gering ausgeprägt sind. Betrachtet man die Entwicklung von Totaldruckverhältnis, reduziertem Massenstrom und isentropem Wirkungsgrad sowie die durch die beobachtete Änderung der reduzierten Drehzahl beschriebene Betriebspunktverschiebung im Nebenstrombereich, fällt allerdings auf, dass die Parameterverläufe nicht denjenigen Erwartungen entsprechen, die für eine ungestörte Anströmung des Fans formuliert werden können.

Entsprechend einem typischen Betriebslinienverlauf im Verdichterkennfeld (vgl. Abb. 2.1 auf Seite 19) würde die anfängliche Abnahme der reduzierten Drehzahl ebenfalls zu einer Abnahme von Totaldruckverhältnis und reduziertem Massenstrom führen, bevor beide Parameter gemeinsam mit der reduzierten Drehzahl wieder ansteigen würden. Für den Wirkungsgrad kann im Falle einer ungestörten Zuströmung nicht vorhergesagt werden, ob eine Zu- oder Abnahme für eine konkrete Änderung der reduzierten Drehzahl zu erwarten ist, da hierfür die aktuelle Kennfeldposition und -topologie bekannt sein müsste. Generell lässt sich jedoch festhalten, dass ein entweder proportionaler oder umgekehrt proportionaler Verlauf zur Drehzahländerung zu erwarten wäre. Für alle drei Parameter ist jedoch mit sinkendem Eintrittsimpuls eine näherungsweise lineare Abnahme zu verzeichnen, was darauf schließen lässt, dass sich nicht die Änderung der reduzierten Drehzahl, sondern vielmehr die am Eintritt anliegende Totaldruckstörung als dominanter Einfluss auf Massenstrom, Wirkungsgrad und Totaldruckverhältnis im Nebenstrom auswirkt. Dies kann letztlich auf die Topologie der im Rahmen der vorliegenden Studie verwendeten Totaldruckstörung zurückgeführt werden. Wie in Abb. 5.4 auf Seite 108 gezeigt, breitet sich die Totaldruckstörung vom Gehäuse in Richtung der Rotationsachse des Fans aus. Auch wenn die Störung mit wachsender Grenzschichthöhe somit einen zunehmenden radialen Anteil der Rotorbeschaufelung erreicht, ist der Schaufelspitzenbereich und somit der Nebenstrom für alle betrachteten Grenzschichthöhen unmittelbar betroffen.

Im Bereich der Grenzschicht nimmt die Strömungsgeschwindigkeit in Richtung des Gehäuses stetig ab. Dies führt dazu, dass der Fan, auch bei einer leichten Beschleunigung auf der NDW, immer weniger Fluid im Bereich des Nebenstroms einsaugen kann und sowohl der absolute als auch der reduzierte Massenstrom in diesem Bereich absinken. Zusätzlich zur Abnahme des Massendurchsatzes kommt es aufgrund der reduzierten Strömungsgeschwindigkeit im Schaufelspitzenbereich zu einer steigenden Inzidenz. Diese aerodynamische Fehlanströmung des Rotorprofils, welche sich mit wachsender Grenzschichthöhe auf einen größeren radialen Bereich des Schaufelblatts ausbreitet, führt somit zu einer Abnahme des isentropen Wirkungsgrades im Nebenstrombereich mit sinkendem Eintrittsimpuls.

Entsprechend der bereits aufgezeigten, näherungsweise konstanten Entwicklung des Totaldruckverhältnisses im Nebenstrombereich, lässt sich für die vorliegende Studie also feststellen, dass der durch die steigende mechanische Drehzahl anwachsende Energieeintrag in die Strömung durch die mit der Grenzschichthöhe ebenfalls ansteigenden aerodynamischen Verluste vollständig kompensiert wird. Der konstante Verlauf des Totaldruckverhältnisses im Nebenstrom geht einher mit der für alle Betriebspunkte formulierten Forderung eines konstanten Nettoschubes, für den das Totaldruckverhältnis, neben dem absoluten Massendurchsatz, ein elementarer Einflussparameter ist. In diese Überlegung muss jedoch der sinkende Eintrittsimpuls und der daraus resultierende Einfluss auf den Bruttoschub miteinbezogen werden, was im Folgenden noch näher diskutiert wird.

Für den Kernstrom lässt sich sowohl für den reduzierten Massenstrom als auch für das Totaldruckverhältnis das eingangs beschriebene und zu erwartende Verhalten für eine ungestörte Anströmung des Fans feststellen, da die Parameterverläufe qualitativ den Verläufen von reduzierter Drehzahl und reduziertem Massenstrom eines typischen Betriebslinienverlaufes folgen. Als Besonderheit muss hier allerdings der Verlauf des isentropen Wirkungsgrades herausgestellt werden, der mit sinkendem Eintrittsimpuls näherungsweise linear abnimmt.

Der Grund hierfür kann in einer näheren Analyse des Strömungsfeldes am Eintritt in den Rotor gefunden werden. Abb. 5.19 auf der nächsten Seite zeigt hierzu die Verteilung der axialen Geschwingkeitskomponente  $c_{ax}$  als relative Änderung bezogen auf den Fall einer ungestörten Anströmung des Triebwerks. Die Auswertung erfolgte in der Schnittebene A - A, welche in Abb. 5.8 auf Seite 112 dargestellt ist und bei konstanter x-Koordinate unmittelbar vor der Vorderkante des Rotors positioniert wurde. Es lässt sich feststellen, dass sich das Strömungsfeld mit wachsender Grenzschichthöhe signifikant verändert und die anliegende Totaldruckstörung nicht nur die Geschwindigkeitsverteilung im Schaufelspitzenbereich, sondern vielmehr über die gesamte radiale Kanalhöhe beeinflusst. Für eine detaillierte Analyse dieser Strömungsumverteilung sei an dieser Stelle auf Mennicken et al. [94] verwiesen. Es ergibt sich folglich nicht nur im Schaufelspitzenbereich, sondern mit wachsender Grenzschichthöhe auch zunehmend im Bereich des Kernstroms eine veränderte und somit inzidenzbehaftete Anströmung der Rotorbeschaufelung, was wiederum zu steigenden Verlusten und einer stetigen Abnahme des isentropen Wirkungsgrades in diesem Bereich führt.

Basierend auf den bisher diskutierten Ergebnissen und mit besonderem Fokus auf die Verläufe der isentropen Fan-Wirkungsgrade lässt sich zusammenfassend feststellen, dass sich das eingesaugte Grenzschichtfluid mit wachsender relativer Grenzschichthöhe zunehmend negativ auf die aerodynamische Leistungsfähigkeit des Fans auswirkt. Unter der Voraussetzung einer konstanten Schubanforderung an das Triebwerk führt die Verschlechterung der Leistungsfähigkeit des Fans unweigerlich zu der Erwartung eines höheren Brennstoffmassenstroms und einem somit unwirtschaftlicherem Betrieb des Triebwerks.

Den aerodynamischen Einbußen steht bei grenzschichteinsaugenden Antrieben al-



Abbildung 5.19.: 3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung der Axialgeschwindigkeit vor dem Rotor in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe  $\frac{\delta}{r_{fan}}$  (CR)

lerdings der bereits aufgezeigte reduzierte Eintrittsimpuls am Triebwerkseintritt als positiver Effekt gegenüber. Die positive Auswirkung des reduzierten Eintrittsimpulses wird bei einer Betrachtung der Schubgleichung deutlich. Der durch das Triebwerk generierte Nettoschub ergibt sich aus der Differenz von Bruttoschub FG und dem zur Nettoschuberzeugung zu überwindenden Widerstand FD, welcher dem Eintrittsimpuls pro Zeiteinheit entspricht (Gl. 5.7). Die Berechnung des Bruttoschubes erfolgt für eine ungemischte Triebwerkskonfiguration nach Gl. 5.8.

$$FN = FG - FD = FG - M_{in} \tag{5.7}$$

$$FG = W_{11}v_{18} + (W_1 + W_{fuel})v_8 + A_{18}(p_{s,18} - p_{s,19}) + A_8(p_{s,8} - p_{s,9})$$
(5.8)

Entsprechend der für alle Betriebspunkte definierten Forderung eines konstanten Nettoschubes sowie der bereits diskutierten Abnahme des Eintrittsimpulses ergibt sich, dass der durch das Triebwerk zu erzeugende Bruttoschub für jede untersuchte Grenzschichthöhe um den gleichen Absolutbetrag absinkt wie der Eintrittsimpuls. Abb. 5.20 auf der nächsten Seite zeigt hierzu die Verläufe der verschiedenen Schubanteile in Abhängigkeit des Eintrittsimpulses. Da Widerstand und Bruttoschub um den gleichen Absolutbetrag abnehmen, die Absolutwerte des Bruttoschubes jedoch größer sind als diejenigen des Widerstandes, ergibt sich für den Bruttoschub folglich eine im Vergleich zum Widerstand prozentual geringere, aber mit wachsender Grenzschichthöhe kontinuierlich wachsende Abnahme um bis zu 1.4%.

Bei gleichbleibender Komponentenperformance führt dies zu der Erwartung eines sinkenden Energiebedarfs des Triebwerks zur Generierung einer gegebenen Nettoschubanforderung. Demgegenüber steht jedoch der bereits diskutierte Anstieg aerodynamischer Verluste im Fan, der einen Mehrbedarf an Energie zur Folge hat. Der potentielle Benefit oder Malus von BLI-Konzepten ergibt sich auf Antriebsebene also im Wesentlichen aus der Überlagerung dieser beiden Effekte.



Abbildung 5.20.: Veränderung von Widerstand, Brutto- und Nettoschub in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)



Abbildung 5.21.: Veränderung von Vortriebswirkungsgrad, thermischem Wirkungsgrad und Gesamtwirkungsgrad in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

Zur Beurteilung, inwieweit sich die beiden Effekte gegeneinander aufwiegen, eignet sich die Betrachtung verschiedener Wirkungsgraddefinitionen. Abb. 5.21 zeigt hierzu die Verläufe von Vortriebswirkungsgrad  $\eta_{prop}$ , thermischem Wirkungsgrad  $\eta_{therm}$  sowie Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$ . Für eine ungemischte Triebwerkskonfiguration ergibt sich der Vortriebswirkungsgrad nach Gl. 5.9.

$$\eta_{prop} = \frac{P_{FN}}{P_{jet}} = \frac{2 \cdot v_0 \cdot FN}{W_{18} \cdot v_{18,id}^2 + W_8 \cdot v_{8,id}^2 - W_{11} \cdot v_{11}^2 - W_1 \cdot v_1^2}$$
(5.9)

Aufgrund einer konstanten Fluggeschwindigkeit  $v_0$  sowie der für alle Rechnungen eingehaltenen Forderung eines konstanten Nettoschubes FN wird der Verlauf des Vortriebswirkungsgrades  $\eta_{prop}$  durch die Entwicklung der durch das Triebwerk generierten Strahlleistung  $P_{jet}$  dominiert. Aufgrund des abnehmenden Bruttoschubes, welcher durch das Triebwerk erzeugt werden muss, nimmt diese mit sinkendem Eintrittsimpuls kontinuierlich um bis zu 0.71% ab. Wesentlichen Einfluss hat die Entwicklung der idealen Düsengeschwindigkeit im Nebenstrom  $v_{18,id}$ , die aufgrund des in diesem Bereich reduzierten Eintrittsimpulses um bis zu 0.56% absinkt. Dem entgegen wirkt ein insgesamt nur sehr geringer Anstieg der idealen Düsengeschwindigkeit im Kernstrom, dessen Verlauf sich proportional zum Massendurchsatz in diesem Bereich verhält und
maximal 0.05% beträgt. Die Verläufe der idealen Düsenaustrittsgeschwindigkeiten sind in Abb. 5.22 dargestellt. Der Vortriebswirkungsgrad beschreibt somit den positiven Effekt eines sinkenden Eintrittsimpulses auf Triebwerksebene und nimmt aufgrund der oben beschriebenen Entwicklungen mit sinkendem Eintrittsimpuls nahezu linear um bis zu 0.5% zu.



Abbildung 5.22.: Veränderung der idealen Düsenaustrittsgeschwindigkeiten in Kernund Nebenstrom in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

Die Entwicklung des thermischen Wirkungsgrades  $\eta_{therm}$  (Gl. 4.4 auf Seite 97) wird ebenfalls von der Strahlleistung dominiert, da sich unabhängig vom Eintrittsimpuls für alle Rechnungen ein nahezu konstanter Brennstoffmassenstrom einstellt, was nachfolgend noch detailliert diskutiert wird. Das bedeutet, dass das Triebwerk unter BLI-Einfluss zwar prinzipiell einen geringeren Bruttoschub zur Befriedigung einer gegebenen Nettoschubanforderung erzeugen muss, hierfür allerdings näherungsweise die gleiche Energiezufuhr benötigt. Für den vorliegenden Anwendungsfall bedeutet dies letztlich eine mit abnehmendem Eintrittsimpuls annähernd lineare Abnahme des thermischen Wirkungsgrades, welche auf die aus der Totaldruckstörung resultierenden Wirkungsgradverluste in Kern- und Nebenstrombereich des Fans zurückzuführen ist. Insgesamt ergibt sich so eine Reduktion des thermischen Wirkungsgrades um bis zu 0.32%, die folglich den negativen Einfluss der abnehmenden aerodynamischen Effizienz des Fans auf Triebwerksebene repräsentiert.

Aus der kombinierten Betrachtung von Vortriebswirkungsgrad und thermischem Wirkungsgrad ergibt sich eine vernachlässigbar geringe Änderung des Gesamtwirkungsgrades  $\eta_{ges}$  (Gl. 4.5 auf Seite 98), welcher um maximal 0.025% ansteigt. Dies wiederum zeigt, dass sich die beiden eingangs genannten Effekte nahezu vollständig gegenseitig auslöschen.

Dies soll abschließend anhand der Entwicklung des schubspezifischen Brennstoffverbrauchs aufgezeigt werden, welcher üblicherweise als übergeordnetes Maß für die Wirtschaftlichkeit eines Triebwerks herangezogen wird (Gl. 3.30 auf Seite 65). Für die vorliegende Studie entspricht dieser, aufgrund der für alle Berechnungen definierten Forderung eines konstanten Nettoschubes, ebenfalls der Entwicklung des absoluten Brennstoffmassenstroms und ist in Abb. 5.23 auf der nächsten Seite aufgetragen.

Es zeigt sich, dass der positive Effekt des reduzierten Eintrittsimpulses die aerodynamischen Verluste geringfügig überwiegt und der Brennstoffmassenstrom für alle betrachteten Grenzschichthöhen abnimmt. Auffällig ist, dass die Reduktion des Brennstoffverbrauchs bis zu einer Reduktion des Eintrittsimpulses von ca. 0.2% zunächst



Abbildung 5.23.: Veränderung des schubspezifischen Brennstoffverbrauchs bei konstantem Nettoschub in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)

steil zunimmt, dann jedoch abflacht und auf einem näherungsweise konstanten Niveau verbleibt, bevor im späteren Verlauf eine weitere leichte Abnahme zu verzeichnen ist. Dies führt zu der Schlussfolgerung, dass der positive Effekt eines reduzierten Eintrittsimpulses für kleine Grenzschichthöhen gegenüber den aerodynamischen Verlusten leicht überwiegt und das Triebwerk geringfügig entlastet wird. Einher geht diese Beobachtung mit dem bereits diskutierten Verlauf der NDW-Drehzahl sowie den damit verbundenen Entwicklungen von Totaldruckverhältnis und Massendurchsatz im Kernstrombereich. Steigt die Menge an eingesaugtem Grenzschichtfluid, wird dieser Effekt durch die anwachsenden aerodynamischen Verluste kompensiert und beide Einflüsse wiegen sich in der Folge nahezu vollständig gegeneinander auf.

Die Änderung des schubspezifischen Treibstoffverbrauchs liegt, genau wie diejenige des Gesamtwirkungsgrades, mit einer maximalen Reduktion um 0.035% quantitativ in einer vernachlässigbaren Größenordnung. Entsprechend hoch ist außerdem die Sensitivität gegenüber unvermeidbaren Ungenauigkeiten der modellbasierten Vorhersagen, wie z.B. die auf dem Gesamtsystemmodell basierende Veränderung komponentenspezifischer Wirkungsgrade in Abhängigkeit des abnehmenden Eintrittsimpulses. Abb. 5.24 auf der nächsten Seite zeigt hierzu die Entwicklung der isentropen Wirkungsgrade von NDV, HDV, HDT und NDT in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses. Es lässt sich feststellen, dass die Änderungen mit maximal 0.014% vernachlässigbar klein sind aber prinzipiell in der gleichen Größenordnung wie die Änderung des TSFC liegen und dessen Verlauf daher mit beeinflussen.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass in der vorliegenden Untersuchung keine nennenswerte Änderung des Brennstoffverbrauchs in Abhängigkeit des durch Grenzschichteinsaugung reduzierten Eintrittsimpulses festgestellt werden konnte. Diese Einschätzung entspricht den Ergebnissen einer weiteren Studie des Autors, welche unter Verwendung unterschiedlicher Modelle, aber identischer Randbedingungen durchgeführt wurde.

In Abb. 5.25 auf der nächsten Seite und Abb. 5.26 auf Seite 128 sind die finalen Werte für alle Kennfeldskalierer dargestellt, die im Rahmen der gekoppelten Simulationen für die jeweils untersuchten Grenzschichthöhen ermittelt wurden, um eine Übereinstimmung zwischen Gesamtsystem- und Komponnetensimulation herbeizuführen. Alle Kennfeldskalierer zeigen einen stetigen Verlauf, wodurch sich die eingangs beschrieben Initialisierung aller Rechnungen mit den Skaliererwerten der nächstkleineren Grenz-



Abbildung 5.24.: Veränderung isentroper Komponentenwirkungsgrade von NDV, HDV, HDT und NDT in Abhängigkeit des relativen Eintrittsimpulses (CR)



Abbildung 5.25.: Veränderung der finalen Faktorskalierer (CR)

schichthöhe im Nachgang als richtiges Vorgehen erweist.

Für grundlegende Überlegungen zum potenziellen Benefit von BLI-Konfigurationen wurde eingangs unter Zuhilfenahme verschiedener Vereinfachungen der in Gl. 5.4 auf Seite 103 angegebene Zusammenhang für die durch das Triebwerk zu generierende Strahlleistung bei grenzschichtbehafteter und freier Anströmung hergeleitet und analysiert (siehe Abb. 5.1 auf Seite 104). Bei den gekoppelten Simulationen zwischen 3D-CFD-Fan- und Gesamtsystemmodell konnte auf jegliche der definierten Vereinfachungen verzichtet werden. Entsprechend erlauben die generierten Ergebnisse nun einen Vergleich der auf diese Weise berechneten Strahlleistungen mit den Vorhersagen des vereinfachten analytischen Ansatzes.

Für den Fall einer ungestörten Anströmung ergibt sich aus der gekoppelten Simulation ein Geschwindigkeitsverhältnis von  $\frac{v_0}{v_8} = 0.7534$ . Für die gekoppelte Simulation wurde eine gemischte Triebwerkskonfiguration verwendet. Die Austrittsgeschwindigkeit  $v_8$ wurde daher als Massenstrommittel der Austrittsgeschwindigkeiten aus Kern- und Nebenstrom berechnet. Ebenfalls als Massenstrommittel wurde die für eine jeweilige Grenzschichthöhe resultierende mittlere Eintrittsgeschwindigkeit  $v_{1,bli}$  ermittelt, aus der nach Gl. D.9 auf Seite 166 wiederum der Verzögerungsfaktor  $c_{bli}$  ermittelt werden konnte. Für die betrachteten Grenzschichthöhen ergibt sich hieraus ein Wertebereich von  $1 \ge c_{bli} \ge 0.9896$ . Eine Auswertung von Gl. 5.4 auf Seite 103 liefert für die o.g. Werte ein maximales Reduktionspotential von 0.756% hinsichtlich der zu generierenden 5. Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Beurteilung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance



Abbildung 5.26.: Veränderung der finalen Deltaskalierer (CR)

Strahlleistung unter BLI-Einfluss. Dies verdeutlicht, wie gering der zu erwartende Benefit für die hier untersuchte BLI-Konfiguration ausfällt, ohne Nachteile aus der aerodynamischen Fehlanströmung überhaupt berücksichtigt zu haben.

Die schwarze Linie in Abb. 5.27 zeigt eine Auswertung von Gl. 5.4 auf Seite 103 für das o.g. Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{v_0}{v_8}$  in dem ermittelten Wertebereich von  $c_{bli}$  und repräsentiert somit die analytische Vorhersage unter Verwendung aller in Anhang D aufgeführten Vereinfachungen. Die roten Markierungen repräsentieren hingegen die durch die gekoppelten Simulationen generierten Vorhersagen zur Entwicklung der Strahlleistung unter BLI-Einfluss.



Abbildung 5.27.: Vergleich der Vorhersagen zur Entwicklung der Strahlleistung bei grenzschichtbehafteter Anströmung von gekoppelter Simulation und rein analytischem Modell

Es lässt sich feststellen, dass die Abweichung zwischen analytischer und modellbasierter Vorhersage mit steigender Grenzschichthöhe zunimmt, was letztlich auf die im analytischen Ansatz enthaltenen Vereinfachungen zurückzuführen ist. Die durch die gekoppelte Simulation generierte Vorhersage zur Reduktion der Strahlleistung wird insgesamt jedoch außerordentlich gut durch den analytischen Ansatz beschrieben.

Entsprechend lässt sich feststellen, dass der in Gl. 5.4 auf Seite 103 angegebene Zusammenhang für die Durchführung grundlegender Potenzialabschätzungen zur Entwicklung der Strahlleistung bei Grenzschichteinsaugung gut geeignet scheint. Es muss allerdings beachtet werden, dass eine solche Abschätzung lediglich Vor- bzw. Nachteile hinsichtlich des Vortriebswirkungsgrades betrachtet, die Entwicklung des thermischen bzw. Gesamtwirkungsgrades jedoch nicht berücksichtigt. Wie in der vorliegenden Studie demonstriert, erlaubt eine alleinige Betrachtung somit keinen Rückschluss auf den potenziellen Benefit oder Malus einer spezifischen BLI-Konfiguration.

Auf Basis der präsentierten Ergebnisse lässt sich schlussfolgern, dass für die im Rahmen dieser Studie untersuchte BLI-Konfiguration keine Effizienzsteigerung, allerdings auch keine Verschlechterung auf Antriebsseite zu erwarten ist. Der Benefit, welcher eine weitere Verfolgung der DLR-D165-2035-TB Konfiguration als mögliches Zukunftskonzept rechtfertigen würde, muss folglich auf Flugzeugebene gefunden werden. Wie eine hierzu von Silberhorn et al. [88] durchgeführte Studie erwarten lässt, wird dieser allerdings lediglich im niedrigen einstelligen Bereich liegen, was eine intensivere Untersuchung dieses Konzepts als vielversprechende Zukunftstechnologie nicht sinnvoll erscheinen lässt.

#### 6. Fazit und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde ein Verfahren zur Integration hochauflösender 3D-CFD-Simulationen von Turbokomponenten in die thermodynamische Gesamtsystemanalyse von Fluggasturbinen entwickelt und implementiert. Die Funktionalität des Verfahrens sowie seine Fähigkeiten wurden anschließend im Rahmen zweier konkreter Anwendungsfälle erfolgreich demonstriert.

Auf Basis der einschlägigen Literatur wurden hierzu in einem ersten Schritt vielversprechende Strategien zur Kopplung von thermodynamischer Gesamtsystem- und höherwertiger Komponentensimulation identifiziert. Die drei Verfahren der direkten Integration, Kennfeldberechnung und iterativen Kennfeldskalierung wurden anschließend im Detail analysiert sowie hinsichtlich ihrer Eignung für eine Verwendung in Kombination mit hochauflösenden 3D-CFD-Komponentensimulationen diskutiert und gegenübergestellt. Der Fokus lag hierbei auf der Beurteilung des mindestens zu erwartenden Berechnungsaufwandes für gekoppelte Simulationen an diskreten Betriebspunkten. Der individuelle Berechnungsaufwand einer 3D-CFD-Simulation ist stark abhängig vom eingesetzten Verfahren sowie von der Auflösung und Größe des Modelles. Der Abschätzung des Berechnungsaufwandes wurde aus diesem Grunde die voraussichtlich erforderliche Anzahl hochauflösender Komponentensimulationen zugrunde gelegt, welche im Rahmen der Iteration zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation für einen diskreten Betriebspunkt mindesten in Kauf genommen werden muss. Die zugrunde gelegten Randbedingungen orientierten sich hierzu unmittelbar an den im späteren Verlauf dieser Arbeit präsentierten Anwendungsfällen.

Als Ergebnis dieser Abschätzung wurde sowohl für die Kopplung durch direkte Integration als auch durch Kennfeldberechnung die zur Durchführung des ersten Iterationsschrittes erforderliche Mindestanzahl an Ausführungen höherwertiger Komponentensimulationen identifiziert. Für eine Kopplung durch Kennfeldskalierung konnte keine Abschätzung zum Mindestaufwand durchgeführt werden. Auf Basis des identifizierten Mindestaufwandes der anderen Verfahren konnte jedoch ein Bereich identifiziert werden, in dem die Anzahl der Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation bei einer Durchführung der iterativen Kennfeldskalierung liegen müsste, um diesbezüglich sowohl der direkten Integration als auch der Kennfeldberechnung hinsichtlich des Berechnungsaufwandes überlegen zu sein.

Die Anzahl der auszuführenden Komponentensimulationen ist, insbesondere beim Einsatz hochauflösender 3D-CFD-Verfahren, der kritische Einflussfaktor hinsichtlich der Praxistauglichkeit von Multi-Fidelity Simulationen. Da für die iterative Kennfeldskalierung ein theoretisches Potential zur Reduktion des Berechnungsaufwandes gegenüber den anderen Kopplungsstrategien identifiziert werden konnte, wurde dieses Verfahren für eine konkrete Untersuchung, Implementierung und Weiterentwicklung ausgewählt. Dies erfolgte jedoch allein auf Basis theoretischer Überlegungen und ohne Gewissheit, dass das Verfahren tatsächlich in der Lage ist stabile und im Vergleich zu den anderen Kopplungsverfahren schnelle Lösungen zu generieren. Das Herzstück der iterativen Skaliererberechnung ist die in jedem Iterationsschritt wiederkehrende Ermittlung der benötigten Kennfeldksalierer in Abhängigkeit der aktuellen Abweichungen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation. Diese erfolgt mit der Zielsetzung, Gesamtsystem- und Komponentensimulation schnellstmöglich in Übereinstimmung zu bringen und hat wesentlichen Einfluss auf den Konvergenzfortschritt und die Stabilität des Verfahrens. Der Entwicklung geeigneter Strategien zur Skaliererberechnung wurde in der vorliegenden Arbeit daher besondere Aufmerksamkeit gewidmet. Es wurden unterschiedliche Strategien zur Skaliererberechnung entwickelt, implementiert und anschließend anhand eines generischen Anwendungsfalles gegenübergestellt und diskutiert.

Zur Gegenüberstellung erfolgte eine Kopplung zwischen dem thermodynamischen Triebwerksmodell eines zivilen Zweistromtriebwerkes und einem hierzu passenden 3D-CFD-Modell des Fans für unterschiedliche Betriebspunkte. Es lässt sich zusammenfassend festhalten, dass mit allen Strategien zur Skaliererberechnung stabile und konvergierte Lösungen erzielt werden konnten. Der bei der iterativen Kennfeldskalierung entstandene Berechnungsaufwand für einen diskreten Betriebspunkt lag mit einer Ersparnis von mindestens 68% und maximal 90% deutlich unter demjenigen, der bei einer Kopplung durch Kennfeldberechnung oder direkte Integration entstanden wäre. Die Identifikation der iterativen Kennfeldskalierung als geeignetes Verfahren zur Integration hochauflösender Komponentensimulationen in die Gesamtsystemanalyse erwies sich somit rückwirkend als richtig.

Nachdem die prinzipielle Funktionalität des implementierten Verfahrens erfolgreich demonstriert wurde, erfolgte die Übertragung auf zwei konkrete Anwendungsfälle zur Untersuchung des Einflusses geometrischer bzw. aerodynamischer Variabilitäten auf die Triebwerksperformance. Diese Untersuchungen erfolgten hierbei erstmals auf Grundlage hochauflösender 3D-CFD-Modelle.

Zunächst wurde die iterative Kennfeldskalierung zur Untersuchung des Einflusses von Einbußen in der individuellen Komponentenperformance, wie diese bspw. durch Alterung oder Umwelteinflüsse hervorgerufen werden können, auf die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems verwendet. Hierzu wurde die Höhe des Rotorspaltes in einem 3D-CFD-Fan Modell als exemplarische Alterserscheinung einer Komponente variiert. Für jede Spalthöhe wurden gekoppelte Simulationen mit dem thermodynamischen Modell eines modernen Zweistromtriebwerkes an unterschiedlichen Betriebspunkten durchgeführt. Das durch die veränderliche Rotorspalthöhe beeinflusste Betriebsverhalten des Fans konnte somit hochwertig im Rahmen der 3D-CFD-Simulation abgebildet und in die thermodynamische Gesamtsystemsimulation transferiert werden. Dies wiederum erlaubte einen Rückschluss auf die hieraus resultierenden Betriebspunktverschiebungen in anderen Komponenten. Ebenso konnten die Auswirkungen des wachsenden Spaltmaßes auf betriebsrelevante Triebwerksparameter wie Brennstoffverbrauch und Abgastemperatur analysiert werden. Insgesamt zeigte sich ein steigender Brennstoffverbrauch und somit zunehmend unwirtschaftlicherer Betrieb des Triebwerkes mit wachsender Rotorspalthöhe im Fan. Als kritisch wurde weiterhin die durch den wachsenden Spalt resultierende Verschiebung der Betriebslinie im Niederdruckverdichter identifiziert, welche eine deutliche Reduktion des Pumpgrenzabstandes zur Folge hatte.

Diese Beobachtung unterstreicht die Notwendigkeit der Multi-Fidelity Simulation. Eine solche, durch Komponentenverschlechterung ausgelösten Betriebspunktverschiebung, kann sich mitunter kritisch auf den sicheren Betrieb des Triebwerkes auswirken. Es Bedarf jedoch entsprechend hochauflösender Verfahren, um die zugrundeliegenden Effekte auf Komponentenebene überhaupt zu erfassen und entsprechende Kopplungsmechanismen, um die gewonnenen Erkenntnisse im Kontext des Gesamtsystems zu nutzen. Es konnte unter Beweis gestellt werden, dass das in der vorliegenden Arbeit entwickelte Verfahren zur Abbildung des Einflusses von komponentenspezifischen Schadensmechanismen geeignet ist und somit einen wichtigen Beitrag zur modellbasierten Vorhersage der Auswirkungen von Komponentenverschlechterungen durch Schäden oder Alterungserscheinungen leisten kann. Ein Einsatz zur Vorhersage des Nutzens potenzieller Instandsetzungsarbeiten ist ebenfalls denkbar. Wie gut die durch das beschriebene Vorgehen generierten Vorhersagen letztlich mit der Realität übereinstimmen ist hierbei allein abhängig von der Qualität der verwendeten Modelle und Methoden.

Im zweiten Anwendungsfall wurde die Multi-Fidelity Simulation auf Basis der iterativen Kennfeldskalierung erstmalig zur Untersuchung des Einflusses von Grenzschichteinsaugung auf die Triebwerksperformance eingesetzt. Die in der einschlägigen Literatur verfügbaren Untersuchungen zu grenzschichteinsaugenden Antrieben liefern stark variierende Aussagen zum potenziellen Benefit dieser Technologie und den in diesem Kontext entwickelten zukünftigen Flugzeugkonfigurationen. Die in der vorliegenden Arbeit durchgeführte Studie sollte Klarheit darüber bringen, ob BLI einen potenziell positiven Effekt auf Antriebsebene hat und wenn ja, in welcher Größenordnung dieser voraussichtlich liegen wird. Hierzu wurde die DLR-D165-2035-TB Flugzeugkonfiguration untersucht, welche über zwei konventionelle, heckintegrierte Triebwerke verfügt, die jeweils einen Teil der Rumpfgrenzschicht einsaugen. Alle im Rahmen dieser Arbeit getroffenen Aussagen zum Einfluss von BLI sind streng an die durch diese Konfiguration gegebenen Randbedingungen gebunden und können nicht auf andere Konzepte übertragen werden.

Um die Auswirkungen des eingesaugten Grenzschichtfluides auf den Fan sowie auf die Triebwerksperformance erfassen zu können, wurde ein 3D-CFD-Fan Modell mit variierenden Totaldruckrandbedingungen beaufschlagt und mit dem thermodynamischen Triebwerksmodell eines modernen Getriebefan-Triebwerks gekoppelt. Die verwendeten Totaldruckrandbedingungen repräsentierten hierbei unterschiedliche Grenzschichthöhen und somit variierende Mengen von Grenzschichtfluid, die in das Triebwerk eingebracht wurden. Basierend auf diesem Vorgehen konnten die Auswirkungen der Rumpfgrenzschicht auf die aerodynamische Leistungsfähigkeit des Fans hochwertig abgebildet und in das thermodynamische Gesamtsystemmodell transferiert werden. Auf Gesamtsystemebene konnte ein nahezu unveränderter Brennstoffverbrauch des Triebwerks für alle untersuchten Randbedingungen festgestellt werden. Grund hierfür sind die durch die inhomogene Anströmung des Fans anwachsenden aerodynamischen Verluste, welche den positiven Effekt eines sinkenden Eintrittsimpulses und der hierdurch effizienteren Schubgenerierung näherungsweise vollständig kompensieren. Basierend auf den im Rahmen dieser Arbeit generierten Ergebnissen konnte somit geschlussfolgert werden, dass eine weitere Verfolgung des DLR-D165-2035-TB Konzeptes als potenzielle Zukunftstechnologie nicht lohnenswert erscheint.

Basierend auf den vorliegenden Ergebnissen kann davon ausgegangen werden, dass das entwickelte Verfahren zur Multi-Fidelity Simulation für eine Übertragung der höherwertigen Komponentensimulation auf niedrigere Detaillevel uneingeschränkt geeignet ist. Die gegenüber anderen Kopplungsverfahren erheblich geringere Anzahl benötigter Komponentensimulationen erhöht zusätzlich den Grad der Praxistauglichkeit. Hierdurch wächst die Attraktivität, das Verfahren auf weitere Anwendungen zu übertragen und die Multi-Fidelity Simulation so als hilfreiches Werkzeug für die Auslegung und Analyse von Gasturbinen zu etablieren.

Um eine einfache Übertragbarkeit des präsentierten Verfahrens auf andere Komponenten und Simulationsverfahren zu gewährleisten, wurden alle für die iterative Kennfeldskalierung erforderlichen Prozessschritte in eigenständigen Prozesselementen innerhalb der DLR-Vorentwurfsumgebung GTlab implementiert. Die Implementierung erfolgte in der objektorientierten Programmiersprache C++. Das GTlab Framework erlaubt die individuelle Anordnung und Verschaltung modularer Prozesselemente zu benutzerdefinierten und beliebig komplexen Prozessketten. Es bietet daher die Möglichkeit die im Rahmen dieser Arbeit vorgestellte Prozesskette einfach und individuell anzupassen bzw. bei Bedarf auch um weitere Prozesselemente zu erweitern, falls dies für zukünftige Fragestellungen erforderlich sein sollte. Für eine detaillierte Beschreibung der zugrundeliegenden Softwarestruktur und Schnittstellendefinitionen zur prozessübergreifenden Datenkommunikation sei an dieser Stelle auf die Ausführungen von Reitenbach et al.[9] verwiesen.

In der hier beschriebenen Form ist das Verfahren grundsätzlich geeignet für die Kopplung eines thermodynamischen Gesamtsystemmodelles mit aerodynamischen Modellen für Fans, Verdichter und ungekühlte Turbinen. Ein Einsatz bei gekühlten Turbinen ist nicht ohne weiteres möglich. Grund hierfür ist u.a. der in der thermodynamischen Triebwerkssimulation verbreitete Ansatz einer einstufigen Turbinenmodellierung. Komplexe Aufteilungen der Kühlluftmassenströme, wie diese häufig bei gekühlten, mehrstufigen Hochdruckturbinen auftreten, können mit diesem Ansatz nicht zufriedenstellend abgebildet werden, was eine Kopplung mit höherwertigen Simulationsverfahren erschwert. Die hierzu erforderlichen Modifikationen und Ergänzungen könnten Gegenstand zukünftiger Arbeiten sein, ebenso wie die Erprobung anhand anderer bzw. mehrerer Komponenten und Simulationswerkzeuge.

#### Literaturverzeichnis

- International Civil Aviation Organization (ICAO): ICAO Environmental Report 2010; 2010; URL: https://www.icao.int/environmental-protection/ Documents/Publications/ENV\_Report\_2010.pdf (besucht am 28.01.2020)
- Boeing: Global Market Forecast 2018-2037; hrsg. von Boeing Commercial Airplanes; 2018; URL: https://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html (besucht am 28.01.2020)
- [3] F. Wolters, M. Schäfer und R. v. d. Bank: "Potential Impact of Renewable Fuels and Technological Innovations on Global Air Traffic Emissions Development by 2050"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbomachinery Technical Conference and Exposition; Düsseldorf, Germany: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2014; DOI: 10.1115/GT2014-25087
- [4] European Comission (Directorate-General for Research, Innovation, Directorate-General for Mobility und Transport): Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation; Report of the High Level Group on Aviation Research; EUR 098 EN; 2011; URL: https://www.acare4europe.org/sites/acare4europe.org/files/document/Flightpath2050\_Final.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [5] A. H. Epstein: "Aeropropulsion for Commercial Aviation in the Twenty-First Century and Research Directions Needed"; in: AIAA Journal Vol. 52, No. 5; 2014; DOI: 10.2514/1.J052713
- [6] R. W. Claus, A. L. Evans, J. K. Lytle und L. D. Nichols: "Numerical Propulsion System Simulation"; in: Computing Systems in Engineering 2 (4 1991), S. 357– 364; ISSN: 0956-0521
- John K. Lytle: The Numerical Propulsion System Simulation: A Multidisciplinary Design System for Aerospace Vehicles; Techn. Ber. NASA/TM-1999-209194; TM-1999-209194; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 1999
- [8] John K. Lytle: The Numerical Propulsion System Simulation: An Overview; Techn. Ber. NASA/TM-2000-209915; NASA/TM-2000-209915; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 2000
- [9] S. Reitenbach, R. Becker, C. Hollmann, F. Wolters, J. Schmeink, T. Otten und M. Siggel: "Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design Using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology"; in: AIAA SciTech

2020 Conference, Orlando, Florida, USA; American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2020; DOI: 10.2514/6.2020-0867

- [10] G. Follen und M. au Buchon: Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code; Techn. Ber. NASA/TM-2000-209913; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 2000
- [11] S. Shankaran, M.-F. Liou, J. J. Alonso und N.-S. Liu: "A Multi-Code-Coupling Interface for Combustor/Turbomachinery Simulations"; in: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; A01-16772; Reno, Nevada, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2001
- [12] J. Schlueter, S. Shankaran, S. Kim und H. Pitsch: "Integration of RANS and LES Flow Solvers for Simultaneous Flow Computations"; in: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Conference; AIAA 2003-0085; Reno, Nevada, USA, 2003; DOI: 10.2514/6.2003-85
- [13] S. Kim, J. Schlueter, X. Wu, J. J. Alonso und H. Pitsch: "Integrated Simulations for Multi-Component Analysis of Gas Turbines : RANS Boundary Conditions"; in: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; AIAA 2004-3415; Fort Lauderdale, Florida, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2004; DOI: 10.2514/6.2004-3415
- [14] J. U. Schlüter, X. Wu, S. Kim, J. Shankaran, J. J. Alonso und H. Pitsch: "A Framework for Coupling Reynolds-Averaged With Large-Eddy Simulations for Gas Turbine Applications"; in: *Journal of Fluids Engineering* 127 (4 2005), S. 806–815; DOI: 10.1115/1.1994877
- [15] G. Medic, G. Kalitzin, D. You, M. Herrmann, F. Ham, E. van der Weide, H. Pitsch und J. Alonso: "Integrated RANS/LES computations of turbulent flow through a turbofan jet engine"; in: *Annual Research Briefs 2006*; Center for Turbulence Research Annual Research Briefs (2006), S. 275–285; URL: https://web.stanford.edu/group/ctr/ResBriefs06/21\_medic1.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [16] G. Medic, G. Kalitzin, D. You, E. von der Wide, J. Alonso und H. Pitsch: "Integrated RANS/LES Computations of an Entire Gas Turbine Jet Engine"; in: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA; AIAA 2007-1117; American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2007; DOI: 10.2514/6.2007-1117
- [17] M. G. Turner, R. Ryder, A. Norris, M. Celestina, J. Moder, N.-S. Liu, J. Adamczyk und J. Veres: "High Fidelity 3D Turbofan Engine Simulation with Emphasis on Turbomachinery-Combustor Coupling"; in: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; AIAA 2002-3769; Indianapolis, Indiana, USA:

American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2002; DOI: 10.2514/6.2002-3769

- [18] G. Turner M: Full 3D Analysis of the GE90 Turbofan Primary Flowpath; Techn. Ber. NASA/CR-2000-209951; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 2000
- [19] M. G. Turner, A. Norris und J. Veres: "High Fidelity 3D Simulation of the GE90"; in: 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit; AIAA 2003-3996; Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2003; DOI: 10.2514/6.2003-3996
- [20] M. Teixeira, L. Romagnosi, M. Mezine, Y. Baux, J. Anker, K. Claramunt und C. Hirsch: "A Methodology for Fully-Coupled CFD Engine Simulations, Applied to a Micro Gas Turbine Engine"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Oslo, Norway*; GT2018-76870; The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2018; DOI: 10.1115/GT2018-76870
- [21] M. V. Petrovic und A. Wiedermann: "Fully Coupled Through-Flow Method for Industrial Gas Turbine Analysis"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2015-42111; Montreal, Canada: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2015; DOI: 10.1115/GT2015-42111
- [22] M. V. Petrovic, A. Abdel-Rahman und A. Wiedermann: "A Quick Method for Full Flange-to-flange Industrial Gas Turbine Analysis Based on Through-flow Modeling"; in: *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power* Systems 8.1 (2016), S. 9–18
- [23] A. Wiedermann und M. V. Petrovic: "Through-Flow Modeling of Single- and Two-Shaft Gas Turbines at Wide Operating Range"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2018-75394; Oslo, Norway: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2018; DOI: 10.1115/GT2018-75394
- [24] D. Y. Davis und E. M. Stearns: Energy Efficient Engine; Flight Propulsion System Final Design and Analysis; Techn. Ber. NASA/CR-168219; National Aeronautics und Space Administration (NASA), 1985
- [25] E. J. Hall, R. A. Delaney, S. R. Lynn und J. P. Veres: "Energy Efficient Engine Low Pressure Subsystem Aerodynamic Analysis"; in: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; AIAA-98-3119; Cleveland, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1998; DOI: 10.2514/6.1998-3119

- [26] E. J. Hall, S. R. Lynn, N. J. Heidegger und R. A. Delaney: Energy Efficient Engine Low Pressure Subsystem Flow Analysis; Techn. Ber. NASA/CR-1998-206597; NASA Lewis Research Center, Cleveland Ohio, United States, 1998
- [27] J. A. Reed, M. G. Turner, A. Norris und J. P. Veres: Towards an Automated Full-Turbofan Engine Numerical Simulation; Techn. Ber. NASA/TM-2003-212494; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 2003
- [28] M. G. Turner, J. A. Reead, R. Ryder und J. Veres: "Multi-Fidelity Simulation of a Turbofan Engine with Results Zoomed into Mini-Maps for a Zero-D Cycle Simulation"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2004-53956; Vienna, Austria: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2004; DOI: 10.1115/GT2004-53956
- [29] R. W. Claus, T. Lavelle und S. Townsend: "Variable Fidelity Analysis of Complete Engine Systems"; in: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; AIAA 2007-5042; Cincinnati, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2007; DOI: 10.2514/6.2007-5042
- [30] V. Pachidis, P. Pilidis, G. Guindeuil, A. Kalfas und I. Templaxis: "A Partially Integrated Approach to Component Zooming Using Computational Fluid Dynamics"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2005-68457; Reno, Nevada, USA: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2005; DOI: 10.1115/GT2005-68457
- [31] V. Pachidis, P. Pilidis, F. Talhouarn, A. Kalfas und I. Templaxis: "A Fully Integrated Approach to Component Zooming Using Computational Fluid Dynamics"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Turbomachinery Technical Conference and Exposition; GT2005-68458; Reno, Nevada, USA: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2005; DOI: 10.1115/GT2005-68458
- [32] V. Pachidis, P. Pilidis, T. Alexander, A. Kalfas und I. Templalexis: "Advanced Performance Simulation of a Turbofan Engine Intake"; in: *Journal of Propulsion* and Power 22.1 (2006), S. 201–204; DOI: 10.2514/1.14244
- [33] V. Pachidis, P. Pilidis, I. Templalexis, J. B. Barbosa und N. Nantua: "A de-coupled approach to component high-fidelity analysis using computational fluid dynamics"; in: Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 221 (1 2007), S. 105–113; DOI: 10.1243/09544100JAERD37
- [34] V. Pachidis, P. Pilidis, L. Marinai und I. Templaxis: "Towards a Full Two Dimensional Gas Turbine Performance Simulator"; in: *The Aeronautical Journal* 111 (1121 2007), S. 433–442; DOI: 10.1017/S0001924000004693
- [35] J. Pilet, J.-L. Lecordix, N. Garcia-Rosa, R. Barenes und G. Lavergne: "Towards a Fully Coupled Component Zooming Approach in Engine Performance Simulation"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2011: Turbomachinery Technical Conference

and Exposition; GT2011-46320; Vancouver, Canada: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2011; DOI: 10.1115/GT2011-46320

- [36] S. Reitenbach, M. Schnös, R.-G. Becker und T. Otten: "Optimization of Compressor Variable Geometry Settings Using Multi-Fidelity Simulation"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbomachinery Technical Conference and Exposition; GT2015-42832; Montreal, Canada: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2015; DOI: 10.1115/GT2015-42832
- [37] I. Templalexis, A. Alexiou, V. Pachidis, I. Roumeliotis und N. Aretakis: "Direct Coupling of a Two-Dimensional Fan Model in a Turbofan Engine Performance Simulation"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2016-56617; Seoul, South Korea: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2016; DOI: 10.1115/GT2016-56617
- [38] A.-L. Aulich, T. Sauer, S. Iseni, A. Moreau, D. Peitsch, R. Mailach, D. Micallef, L. Enghardt und E. Nicke: "Fan casing contouring under consideration of aeroacoustics, mechanics, aeroelasticity, and whole engine performance"; in: CEAS Aeronautical Journal 8 (1 2017), S. 157–166; DOI: 10.1007/s13272-016-0226-z
- [39] C. Klein, S. Reitenbach, D. Schönweitz und F. Wolters: "A Fully Coupled Approach for the Integration of 3D-CFD Component Simulation in Overall Engine Performance Analysis"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2017-63591; Charlotte, North Carolina, USA: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2017; DOI: 10.1115/GT2017-63591
- [40] C. Klein, F. Wolters, S. Reitenbach und D. Schönweitz: "Integration of 3D-CFD Component Simulation into Overall Engine Performance Analysis for Engine Condition Monitoring Purposes"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Oslo, Norway; GT2018-75719; The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2018; DOI: 10.1115/GT2018-75719
- [41] J. Kurzke: "Advanced User-Friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer"; in: Proceedings of ASME 1995 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition; 95-GT-147; Houston, Texas, USA: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 1995; DOI: 10.1115/95-GT-147
- [42] A. Alexiou: Introduction To Gas Turbine Modelling With PROOSIS 2nd Edition; 2. Aufl.; Juli 2014; URL: https://www.researchgate.net/profile/ Alexios\_Alexiou/publication/270742324\_Introduction\_To\_Gas\_Turbine\_ Modelling\_With\_PROOSIS\_-\_2nd\_EDITION (besucht am 28.01.2020)

- [43] R.-G. Becker, F. Wolters, M. Nauroz und T. Otten: "Development of a Gas Turbine Performance Code and its Application to Preliminary Design"; in: *Deutscher Luftund Raumfahrt Kongress (DLRK)*; Bremen, Germany, 2011
- [44] P. Walsh und P. Fletcher: Gas Turbine Performance; Blackwell Science, 1998
- [45] H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Roger, H. Cohen und P. V. Straznicky: Gas Turbine Theory; 6. Aufl.; Pearson Education Limited, 2009; ISBN: 978-0-13-222437-6
- [46] Society of Automotive Engineers (SAE): Aircraft Propulsion System Performance Station Designation; SAE-AS-755, Revision F; Aerospace Standard; 2014; URL: https://www.sae.org/standards/content/as755f/
- [47] International Organization for Standardization (ISO): International Standard Atmosphere; 1975
- [48] H. Grieb: Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009; ISBN: 978-3-540-34373-8; DOI: 10.1007/978-3-540-34374-5
- [49] I. A. Johnsen und R. O. Bullock: Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors; Techn. Ber. NASA SP-36; NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 1965
- [50] C.-H. Wu: A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomaschines of axial-, radial- and mixed-flow types; Techn. Ber. NACA-TN 2604; Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1952
- [51] N. A. Cumpsty: Compressor Aerodynamics; Krieger Publishing Company, 2004; ISBN: 1-57524-247-8
- [52] J. H. Ferziger und M. Peric: Numerische Strömungsmechanik; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008; ISBN: 978-3-540-67586-0; DOI: 10.1007/978-3-540-68228-8
- [53] J. D. Anderson Jr.: Computational Fluid Dynamics; The Basics with Applications; McGraw-Hill, 1995; ISBN: 0-07-001685-2
- [54] A. Partow: C++ Mathematical Expression Library; 3. Apr. 2019; URL: http:// www.partow.net/programming/exprtk/index.html (besucht am 28.01.2020)
- [55] L. Prandtl: "Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung"; in: Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik; Universitätsverlag Göttingen, 2010, S. 1–8; ISBN: 978-3-941875-75-3
- [56] H. Schlichting und K. Gersten: *Grenzschicht-Theorie*; Springer Verlag, 2006; ISBN: 978-3-540-23004-5

- [57] H. Schade, E. Kunz, F. Kameier und C. O. Paschereit: *Strömungslehre*; 4. Aufl.; De Gruyter Studium; De Gruyter, 2013; ISBN: 9783110292237
- [58] H. Sigloch: Technische Fluidmechanik; Springer Vieweg, 2017; ISBN: 978-3662544662
- [59] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling und Flannery B. P.: Numerical Recipes - The Art of Scientific Computing, 3rd Edition; Cambridge University Press, 2007; ISBN: 978-0-521-88068-8
- [60] G. Merziger und T. Wirth: *Repetitorium der Höheren Mathematik*; Binomi Verlag, 2006; ISBN: 3-923 923-33-3
- [61] J. Nocedal und S. J. Wright: Numerical Optimization; Springer, 1999; ISBN: 0-387-98793-2
- [62] S. G. Johnson: *The NLopt nonlinear-optimization package*; 28. Jan. 2020; URL: http://ab-initio.mit.edu/nlopt
- [63] M. Daly und B. Gunston: Jane's Aero-Engines; IHS Global Limited, 2011, S. 210– 211
- [64] Federal Aviation Administration (FAA): Type Certificate Sheet E40NE for Models V2522-A5, V2524-A5, V2527-A5, V2527E-A5, V2527M-A5, V2530-A5, V2525-D5, V2528-D5, V2533-A5, V2531-E5; Revision 13; 19. Apr. 2018; URL: http: //rgl.faa.gov/Regulatory\_and\_Guidance\_Library/rgMakeModel.nsf/0/ fa74c08d4bd2d02386258281006d02a1/\$FILE/E40NE\_Rev\_13.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [65] European Aviation Safety Agency (EASA): Type Certificate Data Sheet No. IM.E.069 for Engine V2500-A5. V2500-D5, V2500-E5 Series; Issue 04; 12. Dez. 2019; URL: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/IM% 20E%20069%20Issue04\_20191212.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [66] International Civil Aviation Organization (ICAO): ICAO Engine Exhaust Emissions Databank; Doc 9646- AN/943; Nov. 2017; URL: https://www.easa.europa. eu/node/15672 (besucht am 28.01.2020)
- [67] F. Wolters, R. Becker, R. Schnell und P.-B. Ebel: "Engine performance simulation of the integrated V2527-Engine Fan"; in: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; AIAA 2016-0388; San Diego, California, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2016; DOI: 10.2514/6.2016-0388
- [68] D. Schönweitz, R. Becker, P.-B. Ebel, R. Schnell und M. Schroll: "Aerodynamic Performance Characteristics of the Installed V2527 Fan at Ground Operation"; in: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; AIAA 2016-0111; San Diego, California, USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2016; DOI: 10.2514/6.2016-0111

- [69] P. Niyogo, S. K. Chakrabartty und M. K. Laha: Introduction to Computational Fluid Dynamics; Pearson, 2005; Kap. 8.1, S. 274–275; ISBN: 978-8177587647
- [70] K. Becker, K. Heitkamp und E. Kügeler: "Recent Progress In A Hybrid-Grid CFD Solver For Turbomachinery Flows"; in: Proceedings of Fifth European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010; Lisabon, Portugal: European Community on Computational Methods in Applied Sciences, 2010
- [71] D. Wilcox: "Reassessment of the scale determining equation for advanced turbulence models"; in: AIAA Journal, Vol. 26, No. 11; American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1988, S. 1299–1310; DOI: 10.2514/3.10041
- T. Röber, D. Kozulovic, E. Kuegeler und D. Nürnberger: "Appropriate Turbulence Modelling for Turbomachinery Flows using a Two-Equation Turbulence Model"; in: New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V; Bd. 5; Springer, Berlin, Heidelberg, 2007, S. 446–454; ISBN: 978-3-540-33286-2; DOI: 10.1007/978-3-540-33287-9\_55
- [73] R. Schnell, P.-B. Ebel, R.-G. Becker und D. Schönweitz: "Performance Analysis of the Integrated V2527-Engine Fan at Ground Operation"; in: 13th Onera-DLR Aerospace Symposium ODAS; Onera, 2013
- [74] M. Bauer, J. Friedrich, D. Wulff und C. Werner-Spatz: "Measurement Quality Assessment of an On-Wing Engine Thrust Measurement System"; in: *Proceedings* of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition; GT2018-76496; Oslo, Norway: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2018; DOI: 10.1115/GT2018-76496
- [75] V. Pachidis, P. Pilidis, J. Texeira und I. Templaxis: "A comparison of component zooming simulation strategies using streamline curvature"; in: Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 221.1 (2007), S. 1–15; DOI: 10.1243/09544100JAER0147
- [76] J. Kraft, V. Sethi und R. Singh: "Optimization of Aero Gas Turbine Maintenance Using Advanced Simulation and Diagnostic Methods"; in: *Journal of Engineering* for Gas Turbines and Power 136.11 (2014); DOI: 10.1115/1.4027356
- [77] J. Kraft und S. Kuntzagk: "Engine Fleet-Management The Use of Digital Twins from a MRO Perspective"; in: Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition; GT2017-63336; Charlotte, Noth Carolina, USA: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2017; DOI: 10.1115/GT2017-63336
- [78] R. D. Moore und W. M. Oborn: Effects of Tip Clearance on Overall Performance of Transonic Fan Stage with and without Casing Treatment; Techn. Ber. NASA-TM-X-3479; NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 1977

- S. J. Venter und D. G. Kröger: "The Effect of Tip Clearance on the Performance of an Axial Flow Fan"; in: *Energy Conversion and Management* 33 (2 1992), S. 89–97
- [80] A. Giebmanns, R. Schnell und C. Werner-Spatz: "A Method for Efficient Performance Prediction for FAN and Compressor Stages with Degraded Blades"; in: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*; GT2015-42108; Montreal, Canada: The American Society of Mechanical Engineers (ASME), 2015; DOI: 10.1115/GT2015-42108
- [81] K. Bauerfeind: Steuerung und Regelung der Turboflugtriebwerke; Birkhäuser Verlag, 1999; ISBN: 3-7643-6021-6
- [82] A. J. Glassman: *Turbine Design and Application*; Techn. Ber.; NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, United States, 1994
- [83] A. M. O. Smith und H. Roberts: "The Jet Airplane Utilizing Boundary Layer Air for Propulsion"; in: Journal of the Aeronautical Sciences 14.2 (1947), S. 97–109; DOI: 10.2514/8.1273
- [84] L. H. Smith Jr: "Wake Ingestion Propulsion Benefit"; in: Journal of Propulsion and Power 9.1 (1993), S. 74–82; DOI: 10.2514/3.11487
- [85] A. P. Plas, M. A. Sargeant, V. Madani, D. Crichton, E. M. Greitzer, T. P. Hynes und C. A. Hall: "Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System"; in: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; AIAA 2007-450; American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2007; DOI: 10.2514/6.2007-450
- [86] J. Welstead, J. Felder, M. Guynn, B. Haller, M. Tong, S. Jones, I. Ordaz, J. Quinlan und B. Mason: Overview of the NASA STARC-ABL (Rev. B) Advanced Concept; Techn. Ber. NF1676L-26767; NASA Langley Research Center; Hampton, Virginia, United States, 2017; URL: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170005612.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [87] M. Drela: "Development of the D8 Transport Configuration"; in: 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference; AIAA 2011-3970; American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2011; DOI: 10.2514/6.2011-3970
- [88] D. Silberhorn, F. Eichner, C. Hollmann, M. Mennicken, F. Wolters und M. Staggat: "Overall Design and Assessment of Aircraft Concepts with Boundary Layer Ingesting Engines"; in: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*, *Darmstadt, Germany*; 2019
- [89] J. R. Welstead und J. L. Felder: "Conceptual Design of a Single-Aisle Turboelectric Commercial Transport with Fuselage Boundary Layer Ingestion"; in: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; AIAA 2016-1027; San Diego, California,

USA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2016; DOI: 10.2514/ $6.2016{-}1027$ 

- [90] J. Welstead u.a.: Overview of the NASA STARC-ABL (Rev. B) Advanced Concept; Techn. Ber.; NASA Langley Research Center; Hampton, Virginia, United States, 2018; URL: https://evt.grc.nasa.gov/pai-tim-2018/wpcontent/uploads/sites/25/1.6-starcabl\_revb\_overview.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [91] S. Farokhi: *Aircraft Propulsion*; 2. Aufl.; John Wiley & Sons Ltd, 2014; ISBN: 978-1-118-80677-7
- [92] P. Jackson, K. Munson und L. Peacock: *Jane's All the World's Aircraft*; Jane's Information Group Limited, 2002; ISBN: 0710624239
- [93] European Aviation Safety Agency (EASA: Type-Certificate Data Sheet No. IM.E.093 for PW1100G-JM Series Engines; Issue 07; 9. Dez. 2019; URL: https: //www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS%20EASA.IM\_.E. 093%20Issue%2007.pdf (besucht am 28.01.2020)
- [94] M. Mennicken, D. Schönweitz, M. Schnoes und R. Schnell: "Fan Design Assessment for BLI Propulsion Systems"; in: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*, *Darmstadt, Germany*; 2019

# Anhang

## A. Thermodynamische Triebwerksmodelle

**Abb. A.1** zeigt die thermodynamische Modellrepräsentation des IAE-V2527-A5 Triebwerks in der für GTlab typischen Darstellungsart sowie die Bezeichnungen der unterschiedlichen Stationen im Gaspfad. Es handelt sich hierbei um ein gemischtes, zweiwelliges Turbofan-Triebwerk.



Abbildung A.1.: Modellrepräsentation des IAE-V2527-A5 Triebwerks in GTlab

Abb. A.2 zeigt die thermodynamische Modellrepräsentation des DLR-gGTF Triebwerks in der für GTlab typischen Darstellungsart sowie die Bezeichnungen der unterschiedlichen Stationen im Gaspfad. Es handelt sich hierbei um ein ungemischtes, zweiwelliges Getriebefan-Triebwerk. Der Fan wurde bei diesem Modell durch zwei unabhängige Verdichtermodule mit separaten Einläufen modelliert.



Abbildung A.2.: Modellrepräsentation des DLR-gGTF Triebwerks in GTlab

### B. Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 3

Abb. B.1 zeigt die Auswertung der Zielfunktion  $O(\mathbf{s})$  für den ersten Iterationsschritt zwischen Gesamtsystem- und Konponentensimulation am Betriebspunkt TO. Die Ergebnisse wurden durch eine Variation der Skaliererwerte in den Grenzen von  $\pm 5\%$ gewonnen. Aufgrund der Mehrdimensionalität der Studie zeigt Abb. B.1 lediglich zweidimensionale Flächen, die jeweils durch den minimalen Wert der Zeilfunktion im Lösungsraum verlaufen.



Abbildung B.1.: Topologie der Zielfunktion O(s) auf zweidimensionalen, durch das Optimum verlaufenden Flächen innerhalb des freigegebenen Parameterraums für den Betriebspunkt TO

Abb. B.2 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Residuen aller im Rahmen der gekoppelten Simulation in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter (Totaldruckverhältnisse und isentrope Wirkungsgrade in Kern- und Nebenstrombereich des Fans). Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt CR unter Verwendung des Lastparameters EPR zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Definitionen der gezeigten Residuen sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben.



Abbildung B.2.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter EPR (CR)

**Abb. B.3** zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt CR unter Verwendung des Lastparameters EPR zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.3.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter EPR (CR)

Abb. B.4 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Residuen aller im Rahmen der gekoppelten Simulation in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter (Totaldruckverhältnisse und isentrope Wirkungsgrade in Kern- und Nebenstrombereich des Fans). Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt CR unter Verwendung des Lastparameters XN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Definitionen der gezeigten Residuen sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben.



Abbildung B.4.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter XN (CR)

**Abb. B.5** zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt CR unter Verwendung des Lastparameters XN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.5.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter XN (CR)

Abb. B.6 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters FN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.6.: Anzahl benötigter Iterationen zwischen Gesamtsystem- und Komponentensimulation für die verschiedenen Lastparameter (TO)

Abb. B.7 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Residuen aller im Rahmen der gekoppelten Simulation in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter (Totaldruckverhältnisse und isentrope Wirkungsgrade in Kern- und Nebenstrombereich des Fans). Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters FN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Definitionen der gezeigten Residuen sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben.



Abbildung B.7.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameters FN (TO)

**Abb. B.8** zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters FN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.8.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameters FN (TO)

**Abb. B.9** zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Residuen aller im Rahmen der gekoppelten Simulation in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter (Totaldruckverhältnisse und isentrope Wirkungsgrade in Kern- und Nebenstrombereich des Fans). Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters EPR zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Definitionen der gezeigten Residuen sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben.



Abbildung B.9.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter EPR (TO)

Abb. B.10 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters EPR zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.10.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter EPR (TO)

Abb. B.11 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Residuen aller im Rahmen der gekoppelten Simulation in Übereinstimmung zu bringenden Leistungsparameter (Totaldruckverhältnisse und isentrope Wirkungsgrade in Kern- und Nebenstrombereich des Fans). Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters XN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt. Die Definitionen der gezeigten Residuen sind in Gl. 3.40 auf Seite 72 angegeben.



Abbildung B.11.: Verlauf der Residuen über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter XN (TO)

Abb. B.12 zeigt die für unterschiedliche Strategien der Skaliererberechnung ermittelte Entwicklung der Skaliererwerte für Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad in Kern- und Nebenstrombereich des Fans. Der dargestellte Verlauf wurde für eine gekoppelte Simulation am Betriebspunkt TO unter Verwendung des Lastparameters XN zur Betriebspunktdefinition in der Gesamtsystemsimulation ermittelt.



Abbildung B.12.: Verlauf der Skaliererwerte über die zur Konvergenz benötigten Iterationsschritte für den Lastparameter XN (TO)

## C. Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 4

Die folgenden Abbildungen zeigen die Ergebnisse der in Kap. 4 beschriebenen Studie zu Auswirkungen eines veränderten Radialspaltes im Rotor des Fans auf die Triebwerksperformance am Betriebspunkt Take-Off (TO). Die Reihenfolge der Abbildungen entspricht hierbei den Ausführungen in Kap. 4.



Abbildung C.1.: 3D-CFD-Vorhersage zur Veränderung von Totaldruckverhältnis und isentropem Wirkungsgrad des Fans (TO)



Abbildung C.2.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung von Nettoschub und spezifischem Brennstoffverbrauch (TO)



Abbildung C.3.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodels zur Veränderung der mechanischen Drehzahlen von HDW und NDW (TO)



Abbildung C.4.: Veränderung der Massenströme in Kern- und Nebenstrom (TO)



Abbildung C.5.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt des NDV (TO)



Abbildung C.6.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter des NDV (TO)



Abbildung C.7.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung im NDV (TO)



Abbildung C.8.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Pumpgrenzabstandes in NDV und HDV (TO)


Abbildung C.9.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt des HDV (TO)



Abbildung C.10.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter des HDV (TO)



Abbildung C.11.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Betriebspunktverschiebung im HDV (TO)



Abbildung C.12.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt der Brennkammer (TO)



Abbildung C.13.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung von Totaltemperatur und Totaldruck am Eintritt der HDT sowie Totaltemperatur am Austritt der NDT (TO)



Abbildung C.14.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Brennstoff-Luft Verhältnisses am Austritt der Brennkammer (TO)



Abbildung C.15.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung des Aufheizverhältnisses im Kerntriebwerk (TO)



Abbildung C.16.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter der HDT (TO)



Abbildung C.17.: Vorhersage des 0D-Gesamtsystemmodells zur Veränderung charakteristischer Leistungsparameter der NDT (TO)



Abbildung C.18.: Veränderung von Eintritts- und Austrittsmassenstrom sowie idealer Düsengeschwindigkeit (TO)



Abbildung C.19.: Veränderung der finalen Faktorskalierer (TO)



Abbildung C.20.: Veränderung der finalen Deltaskalierer (TO)

## D. Ergänzende Ergebnisse zu Kap. 5

## D.1. Herleitung zum Verhältnis der Strahlleistungen bei BLI und freier Anströmung

Im Folgenden wird die Herleitung des in Kap. 5 verwendeten Verhältnisses der Strahlleistungen bei grenzschichteinsaugenden und frei angeströmten Antrieben  $\frac{P_{jet,bli}}{P_{jet}}$  bei Erzeugung eines konstanten Nettoschubes dargelegt (siehe Gl. 5.4 auf Seite 103)

Der Nettoschub für ein Zweistromtriebwerk mit gemischter Düse ist bei freier Anströmung durch Gl. D.1 sowie für eine grenzschichtbehaftete Strömung durch Gl. D.2 gegeben. Die Definition der entsprechenden Strahlleistungen sind in Gl. D.3 und D.4 angegeben. Die durch Indizes gekennzeichnete Stationsbezeichnung der verschiedenen Größen entspricht Abb. 3.4 auf Seite 66.

$$FN = (W_1 + W_{fuel})v_8 - W_1v_1 + A_{nozzle}(p_{s,8} - p_{s,0})$$
(D.1)

$$FN_{bli} = (W_{1,bli} + W_{fuel,bli})v_{8,bli} - W_1v_{1,bli} + A_{nozzle}(p_{s,8,bli} - p_{s,0})$$
(D.2)

$$P_{jet} = \frac{1}{2} \left[ (W_1 + W_{fuel}) v_8^2 - W_1 v_0^2 \right]$$
(D.3)

$$P_{jet,bli} = \frac{1}{2} \left[ \left( W_{1,bli} + W_{fuel,bli} \right) v_{8,bli}^2 - W_{1,bli} v_{1,bli}^2 \right]$$
(D.4)

Für die nachfolgenden Betrachtungen gelten folgende Annahmen bzw. Definitionen:

• Der geforderte Nettoschub eines gegebenen Triebwerks bleibt bei Grenzschichteinsaugung gegenüber einer freien Anströmung des Triebwerks unverändert (Gl. D.5).

$$FN = FN_{bli} \tag{D.5}$$

 Der Brennstoffmassenstrom ist gegenüber dem in das Triebwerk eingesaugten Luftmassenstrom vernachlässigbar klein, sodass er sowohl bei freier als auch grenzschichtbehafteter Anströmung bei der Berechnung von Nettoschub und Strahlleistung vernachlässigt werden kann. (Gl. D.6).

$$W_{fuel} \ll W_1 \tag{D.6}$$

• Bei ungestörter Anströmung des Triebwerks entspricht die Fluggeschwindigkeit  $v_0$  der Geschwindigkeit  $v_1$  am Triebwerkseintritt (Gl. D.7).

$$v_0 = v_1 \tag{D.7}$$

• Die Veränderung des statischen Druckunterschiedes auf der Düsenfläche zwischen freier und grenzschichtbehafteter Anströmung wird als vernachlässigbar klein angenommen (Gl. D.8).

$$p_{s,8} - p_{s,0} = p_{s,8,bli} - p_{s,0} \tag{D.8}$$

• Die Reduktion der gemittelten Fluidgeschwindigkeit am Triebwerkseintritt durch Grenzschichteinsaugung wird durch den Faktor  $c_{bli} \leq 1.0$  beschrieben (Gl. D.9)

$$v_{1,bli} = c_{bli} v_0 \tag{D.9}$$

• Unter Annahme einer konstanten Dichte am Triebwerkseintritt ( $\rho_{s,1,bli} = \rho_{s,0}$ ) sowie einer konstanten Triebwerksgeometrie ( $A_1 = const$ ) lässt sich die Reduktion des Massenstroms durch Anwendung der Kontinuitätsgleichung ebenfalls durch den Faktor  $c_{bli}$  beschreiben (Gl. D.10).

$$W_{1,bli} = \rho_{s,1,bli} A_1 v_{1,bli} = \rho_{s,0} A_1 v_0 c_{bli} = c_{bli} W_1 \tag{D.10}$$

Entsprechend obiger Überlegungen führt Gl. D.5 somit auf folgenden Zusammenhang:

$$FN - FN_{bli} = W_1 \left( v_8 - c_{bli} v_{8,bli} \right) - w_1 v_0 \left( 1 - c_{bli}^2 \right) = 0$$
 (D.11)

Aus Gl. D.11 ergibt sich durch Umformung das Verhältnis der Düsenaustrittsgeschwindigkeiten bei grenzschichtbehafteter und freier Anströmung des Triebwerks  $\frac{v_{8,bli}}{v_8}$ , welches nur noch vom Verzögerungsfaktor  $c_{bli}$  sowie dem Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{v_0}{v_8}$ bei ungestörter Anströmung abhängt (Gl. D.12).

$$\frac{v_{8,bli}}{v_8} = \frac{1}{c_{bli}} \left( 1 - \frac{v_0}{v_8} \right) + \frac{v_0}{v_8} c_{bli}$$
(D.12)

Für das Verhältnis der zur Erreichung eines gegebenen Nettoschubes generierten Strahlleistungen bei freier und grenzschichtbehafteter Anströmung gilt:

$$\frac{P_{jet,bli}}{P_{jet}} = \frac{0.5 \cdot W_{1,bli} \left( v_{8,bli}^2 - v_{1,bli}^2 \right)}{0.5 \cdot W_1 \left( v_8^2 - v_0^2 \right)} \tag{D.13}$$

Unter Anwendung von Gl. D.9 und D.10 ergibt sich:

$$\frac{P_{jet,bli}}{P_{jet}} = \frac{c_{bli} \left(\frac{v_{8,bli}}{v_8}\right)^2 - c_{bli}^3 \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2}{1 - \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2} \tag{D.14}$$

Setzt man die in Gl. D.12 angegebene Beziehung für das Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{v_{8,bli}}{v_8}$  nun in Gl. D.14 ein, so erhält man nach Umformung das gesuchte Leistungsverhältnis in Abhängigkeit des Verzögerungsfaktors  $c_{bli}$  sowie des Geschwindigkeitsverhältnisses  $\frac{v_0}{v_8}$  bei ungestörter Anströmung des Triebwerks (Gl. D.15).

$$\frac{P_{jet,bli}}{P_{jet}} = \frac{1 - \left(\frac{v_0}{v_8}\right) \left(2 - 2c_{bli}^2\right) + \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2 \left(1 - 2c_{bli}^2\right)}{c_{bli} \left[1 - \left(\frac{v_0}{v_8}\right)^2\right]}$$
(D.15)

## D.2. Herleitung zum Verhältnis zwischen von Grenzschichtfluid benetzter Fläche und Gesamtfläche

Im Folgenden wird die Herleitung des in Kap. 5 verwendeten Verhältnisses der durch die Grenzschichtströmung behafteten Eintrittsfläche zur Gesamtfläche in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe  $\frac{\delta}{r_{fans}}$  dargelegt (siehe Gl. 5.5 auf Seite 115). Für die im Folgenden verwendeten Geometriegrößen dient Abb. D.1 zur Orientierung.



Abbildung D.1.: Geometrische Definitionen zur Berechnung der durch das Grenzschichtfluid benetzten Fläche

Für die Gesamtfläche  $A_{ges}$  sowie die vom Grenzschichtfluid benetzten Fläche  $A_{bl}$  lässt sich entsprechend Abb. D.1 und den Formeln für den Flächeninhalt von Kreisen und rechtwinkligen Dreiecken definieren:

$$A_{ges} = \pi r_{fan}^2 \tag{D.16}$$

$$A_{bl} = \frac{1}{2}\phi r_{fan}^2 - 2\left(\frac{1}{2}gh\right) \tag{D.17}$$

Gleichzeitig gilt entsprechend Abb. D.1:

$$g = r \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \tag{D.18}$$

$$\delta = r_{fan} \left( 1 - \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \right) \tag{D.19}$$

$$h = r_{fan} - \delta = r_{fan} \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \tag{D.20}$$

Somit folgt aus Gl. D.17- D.20:

$$A_{bl} = \frac{1}{2}\phi r_{fan}^2 - r_{fan}^2 \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \tag{D.21}$$

Entsprechend der Trigonometrie im rechtwinkligen Dreieck lässt sich für den Winkel $\phi$  formulieren:

$$\phi = 2 \arccos\left(\frac{r_{fan} - \delta}{r_{fan}}\right) = 2 \arccos\left(1 - \frac{\delta}{r_{fan}}\right) \tag{D.22}$$

Einsetzen von Gl. D.22 in Gl. D.21 unter Verwendung der in Gl. D.23 angegebenen Verkettung zwischen Sinus- und Arkuskosinusfunktion führt schließlich auf den in Gl. D.24 angegebenen Zusammenhang für das gesuchte Flächenverhältnis in Abhängigkeit der relativen Grenzschichthöhe  $\frac{\delta}{r_{fan}}$ .

$$\sin\left(\arccos\left(x\right)\right) = \sqrt{1 - x^2} \tag{D.23}$$

$$\frac{A_{bl}}{A_{ges}} \left(\frac{\delta}{r}\right) = \frac{1}{\pi} \left[ \arccos\left(1 - \frac{\delta}{r_{fan}}\right) - \left(1 - \frac{\delta}{r_{fan}}\right) \sqrt{1 - \left(1 - \frac{\delta}{r}\right)^2} \right]$$
(D.24)

## CARSTEN HOLLMANN, M. Sc.

★ 14.07.1988 in Bochum

Curriculum Vitae	02/2022	
BERUFLICHER WERDEGANG		
Bals & Vogel Patentanwälte PartGmbB, Bochum Ausbildung zum Patentanwalt	Seit 11/2020	
<ul> <li>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) e.V., Köln Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Antriebstechnik</li> <li>Integration hochauflösender Simulationsverfahren für Turbokom- ponenten in die Gesamtsystemanalyse von Flugtriebwerken</li> <li>Leitung des DLR Projektes PERFECT (Preliminary Design and Evaluation of Future Engine Concepts) - Laufzeit 01/2017-12/2020</li> <li>Triebwerksleistungsrechnung und Triebwerksvorentwurf</li> </ul>	02/2014-10/2020	
<ul> <li>MTU Aero Engines AG, München</li> <li>Masterand</li> <li>Modellbasierte Detektion von Triebwerksschäden und Identifikation verantwortlicher Komponenten</li> </ul>	06/2013-12/2013	
AKADEMISCHER WERDEGANG		
Ruhr-Universität Bochum Doktorand • Angestrebte Promotion zum DrIng.	Seit 11/2017	
<ul> <li>RWTH-Aachen</li> <li>Studium Maschinenbau, Vertiefung Turbomaschinen &amp; Strahlantriebe</li> <li>Master of Science, Abschlussnote 1,3 Titel der Abschlussarbeit: <i>"Validation of a Concept for Determination of Jet Engine Damages and Identification of Responsible Components"</i></li> </ul>	05/2012-02/2014	
<ul> <li>Studium Maschinenbau, Vertiefung Energietechnik</li> <li>Bachelor of Science, Abschlussnote 2,7 Titel der Abschlussarbeit: "Entwicklung von Zertifizierungsprozessen für Windenergieanlagen"</li> </ul>	10/2007-05/2012	
<b>Theodor Körner Schule, Bochum</b> Abitur, Abschlussnote 1,5	07/1998-09/2007	
WEITERBILDUNGEN		
Graduate Program des DLR Seit 02/2014 Promotionsbegleitendes Weiterbildungsprogramm für Doktoranden(-innen) Ausgewählte Seminare: • Jura für Nicht-Juristen • Grundlagen der Kommunikation		

- Grundlagen der Kommunikation
- Rhetorik und Persönlichkeit
- Projektmanagement
- Scientific Presentation