Gefördert durch:

Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Abschlussbericht

Verbundvorhaben: FanTip

Untersuchungen zu den Auswirkungen neuer Gehäusestrukturen für den Fan auf das Gesamtsystem Triebwerk

Zeitraum: 01.01.2014 – 28.02.2017

Projektleitung: Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch

Bearbeiter/Autor: M.Sc. Tim Sauer

Forschungsstelle: Technische Universität Berlin

Datum: 23.08.2017

Gefördert vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

Förderkennzeichen: 20E1304B

Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.

Kurzfassung

In diesem Bericht werden die Arbeiten und Ergebnisse des Vorhabens „Untersuchungen zu den Auswirkungen neuer Gehäusestrukturierungen für den Fan auf das Gesamtsystem Triebwerk“ als Teil des Verbundprojekts FanTip dargestellt. Das Ziel von FanTip war die Verbesserung der Fanstufe für künftige Triebwerke mit deutlich geringerem ökologischen Fußabdruck im Hinblick auf Schadstoffausstoß und erzeugten Lärm. Hierzu wurden im Verbund multidisziplinäre Ansätze zur Gestaltung der Blattspitze des Fans und des umgebenden Gehäuses der Fanstufe untersucht.

Zur Bewertung der aerodynamisch und aeroakustisch optimierten Fanmodifikationen wurde im hier beschriebenen Vorhaben ein Synthesemodell entwickelt, welches den Einfluss auf das Gesamtsystem abbildet. Das zugrunde liegende Referenztriebwerk ist hierbei eine akademische Nachbildung einer repräsentativen, für Mittelstreckenflüge konzipierten Fluggasturbine, welche bei relevanten Betriebspunkten ausgewertet wurde. Es wurde gezeigt, dass keine der vorgeschlagenen Lösungen einen integralen Mehrwert für das Gesamtsystem bietet, wohl jedoch hinsichtlich einzelner Parameter.

Um dennoch die Möglichkeit für eine gesamtheitliche Verbesserung des Triebwerks zu schaffen, wurde unter Einsatz eines innovativen Ansatzes zur Komponentengestaltung eine Methodik entwickelt, mithilfe derer Auslegungsrichtlinien abgeleitet werden konnten. Dieses auf Mehrzieloptimierung beruhende Konzept generiert Designvorgaben in Form einer bestmöglichen Komponentencharakteristik. Es beschränkt sich daher nicht auf die Gestaltung der Blattspitzen- und Gehäusekontur des Fans, sondern ist generisch auf alle Turbokomponenten anwendbar.

Abstract

This report presents the approach and results of the project „Evaluation of fan casing treatments in respect of whole engine system” as part of the joint research project FanTip. The objective of FanTip was the improvement of the fan stage in order to develop new engines with a significantly smaller ecological footprint, thus reduced pollutant emission and noise. The joint research project used multidisciplinary approaches to develop design criteria for the tip and casing of the fan.

The analysis of the aerodynamically and aeroacoustically optimized fan modifications was carried out as part of the described project. For this purpose a synthesis model was developed based on an academic replication of a representative mid haul aero engine, evaluated at relevant operating conditions. The final review yielded no overall system improvement by the examined solutions, but single parameter improvement.

Nevertheless, to provide the possibility to improve the holistic performance of the aero engine an innovative method for component design was developed. By means of this, design specifications were derived. The concept is based on a multi objective optimization which defines component characteristics for the best possible engine behavior. According to this, the method was developed to provide the optimal design specification not only for the fan, but also for every other turbo component within the engine.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis III
Tabellenverzeichnis IV
Nomenklatur V
1 Einführung und Motivation 7
2 Kurze Darstellung 8
2.1 Zielsetzung 8
2.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde 8
2.3 Planung und Ablauf des Vorhabens 9
2.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand bei Beginn des Vorhabens 10
2.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen 11
3 Eingehende Darstellung 13
3.1 Initial beantragtes Projekt 13
3.1.1 Erstellung und Validierung des Synthesemodells vom Referenztriebwerk (AP 3.1) 13
3.1.2 Identifikation des Einflusses der Fancharakteristik auf den Arbeitsbereich der Maschine (AP 3.2) 15
3.1.3 Rückkopplung der Gesamtmaschine auf die Randbedingungen des Fans (AP 3.3) 16
3.1.4 Definition der Regeln zur Entwicklung von CT-Designs (AP 3.4) 18
3.1.5 Untersuchungen der Auswirkungen vorgeschlagener CT-Designs auf den Auslegungspunkt (AP 3.5) 21
3.1.6 Bewertung der Auswirkungen vorgeschlagener CT-Designs im Off-Design (AP 3.6) 22
3.2 Aufstockung 26
3.2.1 Identifikation des Einflusses von rotationssymmetrischen Umfangsnuten auf das Leistungsvermögen der Gesamtmaschine (AP 3.1 – Aufstockung) 26
3.2.2 Identifikation des Einflusses von rotationssymmetrischen Umfangsnuten auf den Arbeitsbereich der Gesamtmaschine (AP 3.2 – Aufstockung) 28
3.2.3 Untersuchung der Auswirkungen ausgewählter Nutentwürfe auf den Auslegungspunkt (AP 3.3 – Aufstockung) 28
3.2.4 Untersuchung der Auswirkungen ausgewählter Nutentwürfe im Off-Design (AP 3.4 – Aufstockung) 29
3.2.5 Untersuchung vorgeschlagener Nutentwürfe hinsichtlich variabler Zyklen (AP 3.5 – Aufstockung) 32

3.3 Zusammenfassung der wichtigsten Ergebnisse und Empfehlungen für nachfolgende Studien 35
3.4 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises 37
3.5 Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeiten 37
3.6 Voraussichtlicher Nutzen, Verwertbarkeit der Ergebnisse im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans 38
3.7 Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen 38
4 Veröffentlichungen 39
5 Verwendete Fachliteratur 40
6 Danksagung 42

Abbildungsverzeichnis

Abb. 2.1: Arbeitspakete des HAP3 von FanTip 10
Abb. 2.2: Arbeitspakete des HAP3 der Aufstockung von FanTip 10
Abb. 3.1: Architektur des Synthesemodells vom Referenztriebwerk der ersten Iteration (V2500-A5) 13
Abb. 3.2: Skalierung des Referenzkennfelds für das V2500-A5 Synthesemodell 14
Abb. 3.3: Weiterführende Anpassung des Kennfelds für den Kernbereich des Fans 14
Abb. 3.4: Vereinbarte Referenzbetriebspunkte am Beispiel der ACAT R1 Charakteristik 15
Abb. 3.5: Effekt einer variablen Schubdüse auf die stationäre Arbeitslinie des Fans und auf den spezifischen Brennstoffverbrauch SFC 16
Abb. 3.6: Brennstoffeinsparung pro Strecke und pro Flugstunde in Abhängigkeit der Flugstrecke 17
Abb. 3.7: Brennstoffeinsparung pro Strecke und pro Flugstunde als Funktion des zusätzlichen Gewichts der variablen Schubdüse 17
Abb. 3.8: Einsparung und Zusatzkosten jeweilig pro Flugstunde in Abhängigkeit der Streckenlänge, des Zusatzgewichts und des Brennstoffpreises 18
Abb. 3.9: Allgemeine Prozessstruktur zur Generierung einer Komponentenspezifikation mittels Kennfeldflexibilisierung ([Sauer15]) 19
Abb. 3.10: Dreidimensionales Paretooptimum P(f_1,f_2,f_3), die dazugehörigen Parallelprojektionen sowie die zweidimensionalen Paretooptima P(f_1,f_2), P(f_1,f_3), P(f_2,f_3) ([Sauer15]) 20
Abb. 3.11: Aus der Methode der Kennfeldflexibilisierung abgeleitete Zielcharakteristik relativ zu der auf die V2500-A5 skalierten Referenzcharakteristik ([Sauer15]) 21
Abb. 3.12: Änderung des spezifischen Brennstoffverbrauchs [%] relativ zur Referenzkonfiguration 23
Abb. 3.13: Änderung der Turbineneintrittstemperatur [K] relativ zur Referenzkonfiguration 23
Abb. 3.14: Änderung des Bypassverhältnisses [%] relativ zur Referenzkonfiguration 23
Abb. 3.15: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Fans [%] relativ zur Referenzkonfiguration 24
Abb. 3.16: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Boosters [%] relativ zur Referenzkonfiguration 24
Abb. 3.17: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Hochdruckverdichters [%] relativ zur Referenzkonfiguration 24
Abb. 3.18: Änderung des Fanwirkungsgrades [%] relativ zur Referenzkonfiguration 25
Abb. 3.19: Änderung des Fandruckverhältnisses [%] relativ zur Referenzkonfiguration 25
Abb. 3.20: Änderung des Fanmassenstroms [%] relativ zur Referenzkonfiguration 25
Abb. 3.21: Vergleich Zielkennfeld (stetige Kontur) zu Referenzkennfeld (gestrichelte Kontur) hinsichtlich besten SFC 26
Abb. 3.22: Maximales Potential durch Einsatz von gehäuseseitigen Umfangsnuten hinsichtlich SFC [%] gegenüber Referenzkonfiguration 27
Abb. 3.23: Definition der im Vorhaben betrachteten betriebspunkte am Beispiel der Referenzcharakteristik 27
Abb. 3.24: Vergleich Zielkennfeld (stetige Kontur) zu Referenzkennfeld (gestrichelte Kontur) hinsichtlich höchsten Pumpgrenzenabstandes 28
Abb. 3.25: Wirkungsgradmaxima der Kennfelder in Abhängigkeit der reduzierten Drehzahl 29
Abb. 3.26: Änderung des SFC [%] relativ zur Referenzkonfiguration 30
Abb. 3.27: Änderung der Turbineneintrittstemperatur [K] gegenüber der Referenzkonfiguration 30
Abb. 3.28: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Fans [%] gegenüber der Referenzkonfiguration 31
Abb. 3.29: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Boosters [%] gegenüber der Referenzkonfiguration 31
Abb. 3.30: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Hochdruckverdichters [%] gegenüber der Referenzkonfiguration 32

Abb. 3.31: Verschiebung der Betriebspunkte durch eine variable Düse hin zu den Wirkungsgradmaxima am Beispiel der Referenzcharakteristik 33
Abb. 3.32: Relative Änderung der Düsenaustrittsfläche bezogen auf die konstante Düsengeometrie 33
Abb. 3.33: Effekt auf den isentropen Fanwirkungsgrad infolge der veränderten Düsenaustrittsfläche bezogen auf die Referenzkonfiguration mit konstanter Düse 34
Abb. 3.34: Änderung des SFC [%] relativ zur Referenzkonfiguration mit konstanter Düsenaustrittsfläche 35
Abb. 3.35: Änderung der TET [K] relativ zur Referenzkonfiguration mit konstanter Düsenaustrittsfläche 35

Tabellenverzeichnis

Tab. 3.1: Die durch das definierte Zielkennfeld resultierende Effekte hinsichtlich Effizienz, Verdichterstabilitäten und Schub 21

Nomenklatur

Lateinische Symbole:

BPR	[-]	Nebenstromverhältnis
ETA	[-]	Wirkungsgrad
f	[N], [-]	Funktionswert
FN	[N]	Nettoschub
h	[J/kg]	Spezifische Enthalpie
ṁ	[kg/s]	Massenstrom
N	[1/s]	Wellendrehzahl
P	[-]	Paretomenge
PR	[-]	Druckverhältnis
s	[km]	Streckenlänge
SFC	[kg/(N·s)]	Spezifischer Treibstoffverbrauch
SM	[%]	Pumpgrenzenabstand
T	[K]	Temperatur
TET	[K]	Turbineneintrittstemperatur
W	[kg/s]	Massenstrom

Griechische Symbole:

Δ	[-]	Differenz
η	[-]	Wirkungsgrad
Π	[-]	Druckverhältnis
τ	[N·m]	Drehmoment
φ	[-]	Durchflusskenngröße
Ψ	[-]	Enthalpiekenngröße

Indizes:

21	Eintrittsebene in den Booster
4	Turbineneintrittsebene
C	reduzierte Größe
is	isentrop
red	reduzierte Größe
redStd	reduzierte, auf Standardbedingungen bezogene Größe

Abkürzungen:

AneCom	AneCom AeroTest GmbH
AP	Arbeitspaket
CT	Gehäusemodifikation (Casing Treatment)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
FN	Nettoschub (Net Thrust)
HAP	Hauptarbeitspaket
ILR	Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin
MTO	Maximum Take Off Rating
OGV	Äußerer Fanstator (Outer Guide Vane)
RRD	Rolls-Royce Deutschland
RUB	Ruhr-Universität Bochum
SAS	Sekundärluftsystem (Secondary Air System)
SFC	Spezifischer Brennstoffverbrauch (Specific Fuel Consumption)
SLS	Bodenstandfall (Sea Level Static)
SM	Pumpgrenzenabstand (Surge Margin)
TET	Turbineneintrittstemperatur (Turbine Entry Temperature)
TRL	Technologie Reifegrad (Technology Readiness Level)
TUD	Technische Universität Dresden

1 Einführung und Motivation

Der Fan ist eine Schlüsselkomponente moderner Zweistromtriebwerke: In modernen zivilen Triebwerken werden heute bereits ca. 90% des Schubs vom Fan erzeugt. Dabei rückt das Niederdrucksystem aufgrund des ihm zugesprochenen Verbesserungspotenzials immer mehr in den Fokus gegenwärtiger Entwicklungsarbeiten. Beispiele hierfür sind neuartige Konzepte wie der gegenrotierende Fan oder der Einsatz variabler Schubdüsen. Die Serieneinführung des Getriebefans mit schnelllaufender Niederdruckturbine ist kürzlich erfolgt. Allgemein ungebrochen ist der Trend zu immer höheren Nebenstromverhältnissen, bei denen der Fanwirkungsgrad stark ins Gewicht des Vortriebswirkungsgrades fällt. Eine Verbesserung des Fanwirkungsgrades schlägt sich daher direkt in einem niedrigeren Brennstoffverbrauch und somit einer Reduktion der Schadstoffemissionen nieder. Darüber hinaus ist der Fan besonders im Blattspitzenbereich Quelle eines erheblichen Anteils des von modernen Triebwerken emittierten Lärms. Folglich ist die Fanauslegung bei der Entwicklung eines ökoeffizienten Luftverkehrssystems von zentraler Bedeutung.

Die zunehmend durch Emissionsvorgaben getriebene Fanauslegung erhöht die Notwendigkeit einer multidisziplinären Vorgehensweise bereits in einem frühen Stadium des Entwicklungsprozesses. Hierbei müssen alle relevanten Fachdisziplinen beteiligt werden: Aerodynamik, Strukturmechanik und Aeroelastik, Aeroakustik und die Triebwerksleistungsrechnung zwecks einer Konzeptbeurteilung des Gesamtsystem. Ein Ansatz zur gesamtheitlichen Untersuchung vorhandener und neuartiger Konzepte zur Effizienzsteigerung und Lärmreduktion in Fanstufen würde die Grundlage für einen solchen multidisziplinären Auslegungsprozess bilden. Gleichzeitig ließen sich die hierbei untersuchten Konzepte auf ihre Eignungsfähigkeit hin überprüfen.

Übergeordnetes Ziel des Verbundvorhabens FanTip ist die Entwicklung eines Fans mit deutlich geringerem ökologischen Fußabdruck im Hinblick auf den Schadstoffausstoß und emittierten Lärm. Hierbei werden verschiedene grundlegende Ansätze und Einzeltechnologien kombiniert und mit Hilfe der modernsten Simulationsverfahren und Auslegungsmethoden optimiert.

Das hier dokumentierte Einzelvorhaben fokussierte innerhalb dieses interdisziplinären Ansatzes auf die Beurteilung ausgewählter Fankonzepte hinsichtlich ihrer Integration in das Gesamtsystem Triebwerk. Unter dem Einsatz von Gehäusekonturierung und –einbauten im Blattspitzenbereich sowie dreidimensionalen Gestaltungen von Seitenwänden ändert sich die Charakteristik der Komponente Fan maßgeblich. Die durch diese sogenannten Casing-Treatments (CT) induzierte Beeinflussung machte eine Beurteilung der Auswirkungen auf den Gesamtwirkungsgrad der Maschine und ihren Betriebsbereich erforderlich. Darüber hinaus galt es die Rückkopplungen nachfolgender Komponenten auf die Charakteristiken der verwendeten Fankonzepte zu identifizieren. Es sollten Designrichtlinien ausgearbeitet werden, die die Anforderungen des Gesamtsystems hinsichtlich einer Integration dieser Konzepte definieren. Dazu wurden in Abstimmung mit den Verbundpartnern vielversprechende Lösungsansätze sondiert und auf ihre Eignung zur Weiterverfolgung in anschließenden Projekten untersucht.

2 Kurze Darstellung

2.1 Zielsetzung

Im Rahmen des abgeschlossenen Verbundprojekts wurden neue Konzepte zur Strömungsbeeinflussung im Blattspitzenbereich des Fans untersucht, um den Designfreiraum bei der Fanauslegung zu erweitern. Dabei galten als übergeordnete Zielgrößen:

- Erhöhung des Fanwirkungsgrads
- Verringerung des vom Fan erzeugten Lärms
- Vermeidung mechanischer Überbelastungen der Fanschaufeln
- Sicherstellung der Integrationsfähigkeit in das Gesamtsystem Triebwerk

Ziel war es dabei, die Umsetzung der förderpolitisch relevanten Hauptziele durch eine geeignete Kombination rotationssymmetrischer Seitenwandkonturen und Umfangsnuten zu realisieren. Dabei mussten die innerhalb der beteiligten Fachdisziplinen identifizierten Auswirkungen der ausgewählten Konzepte bereits frühzeitig mitberücksichtigt werden.

Konkret auf dieses Teilprojekt bezogen galt es herauszustellen, welchen Einfluss neuartige Konzepte zum Casing Treatment (CT) auf das Gesamtsystem Triebwerk haben. Dazu wurde eine neue Methodik entwickelt, die die Untersuchung der Wechselwirkungen zwischen dem Fan und dem Leistungsverhalten des Triebwerks insgesamt zulässt. Dabei waren insbesondere die Auswirkungen auf den Gesamtwirkungsgrad der Maschine im Auslegungspunkt und Off-Design sowie die Einflüsse auf den Betriebsbereich der Maschine von Interesse. Hierdurch wurde die direkte Bewertung der Auswirkungen neuer CT-Designs auf die Flugmission gewährleistet.

Ein Nebenziel war es, die Wechselwirkungen zwischen Fancharakteristik und anderen Komponenten, insbesondere bei Verwendung eines variablen Zyklus respektive variabler Schubdüse zu untersuchen. Hierbei treten zwischen Fan und Düse Rückkopplungen auf, die neue Randbedingungen verursachen. Dadurch wird der Fan zu einer hochveränderlichen Variable im Triebwerksmodell.

Für die Untersuchungen kam das vom DLR entwickelte Leistungsrechnungsprogramm GTlab-Performance zum Einsatz ([Becker11]). GTlab-Performance ermöglicht die Simulation beliebiger und neuartiger Triebwerkskonzepte. Die Komponenten werden dabei modular zu einem Triebwerksmodell verknüpft (Synthesemodell). Den einzelnen Modulen können individuelle, aus Tests oder anderen Simulationen gewonnene Kennfelder hinterlegt werden, die für Off-Designrechnungen ausgewertet werden und das Verhalten der Komponenten präzise wiedergeben.

Insgesamt galt es durch die erforderlichen Arbeitsschritte das Design-, Simulations- und Bewertungsknowhow bei der multidisziplinären Komponentenentwicklung hinsichtlich einer Einbindung ins Gesamtsystem zu erweitern. Aus den gewonnen Erkenntnissen sollten Randbedingungen für die multidisziplinäre Fanauslegung abgeleitet werden. Diese werden dazu dienen, die im Rahmen dieses Forschungsprojekts verfolgten Ansätze bzw. vielversprechendsten Lösungsvarianten in anschließenden Projekten auf das nächste Technology Readiness Level (TRL) anzuheben.

2.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Das Projekt wurde durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie als Zuwendungsgeber im Rahmen des ersten Programmaufrufs des Luftfahrtforschungs-programms V [BMWi13] unter der grundlagenorientierten Förderlinie „Ökoeffizientes

Fliegen“ zu 90 % subventioniert. Die übrigen Zuwendungen stammten vom Industriepartner Rolls-Royce Deutschland (RRD).

RRD verfügt über eine langjährige und umfangreiche Erfahrung auf dem Gebiet der Entwicklung von Luftfahrtantrieben. Dies schließt alle im Rahmen des Projekts beteiligten Fachdisziplinen ein. Das Vorhaben wurde entsprechend durch RRD-Mitarbeiter mit der notwendigen Expertise begleitet.

Als weiterer Industriepartner stellte die AneCom AeroTest GmbH (AneCom) ihre Erfahrung sowie die Datengrundlage des Projekts bereit. Als Basiskonfiguration diente der ACAT Rotor 1, welcher aufgrund vorangegangener Messkampagnen ebenso zu Validierungszwecken genutzt wurde.

Die wissenschaftlichen Arbeiten wurden am Fachgebiet Luftfahrtantriebe des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR) an der Technischen Universität Berlin durchgeführt. Der Leiter der Forschungsstelle am ILR verfügt aus seinen früheren Tätigkeiten beim Industriepartner RRD über eine ausgeprägte Expertise in den Bereichen Triebwerksleistungsrechnung, Triebwerksregelung, Sekundärluftsystem (SAS), Öl- und Wärmemanagementsysteme. Aus der Grundausstattung brachte die Forschungsstelle insbesondere die für die Durchführung notwendige Hardware sowie Simulationssoftware zur Triebwerksleistungsrechnung ein.

Zur wissenschaftlichen Bearbeitung des Vorhabens wurden Mittel für einen wissenschaftlichen Mitarbeiter in Vollzeitbeschäftigung sowie eine studentische Hilfskraft auf Basis von 60 Stunden pro Monat bereitgestellt. Zusätzlich wurden Mittel für Reisekosten bewilligt, die für Treffen zur Koordination und zum Datenaustausch mit den Projektbeteiligten verwendet wurden.

2.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Projekt wurde zunächst für einen Bearbeitungszeitraum von 24 Monaten mit Start zum 01.01.2014 bewilligt. Es gliederte sich wie folgt in drei Hauptarbeitspakete (HAP) auf:

- HAP1: Aerodynamische/akustische Designstudien
  (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR)
- HAP2: Strömungs-Strukturkopplung
  (Ruhr-Universität Bochum, RUB | Technische Universität Dresden, TUD)
- HAP3: Auswirkungen neuer CT-Designs auf das Gesamtsystem
  (ILR)

Die Arbeiten des hier beschrieben HAP3 waren in sechs Arbeitspakete (AP) unterteilt. Abb. 2.1 gibt die Planung und Durchführung der Arbeitspakete gemäß Antragstellung wieder.

Der Bearbeitungsbeginn des Vorhabens erfolgte personalbedingt mit zweimonatiger Verzögerung zum März 2014. Durch die darüber hinaus verzögerte Übergabe der Referenzkennfelddaten hat sich der Abschluss der AP 3.1, 3.2 und 3.3 verschoben. Demgegenüber konnte AP 3.4 früher als ursprünglich geplant begonnen werden. Durch den zeitnahen Abschluss von AP 3.1, 3.2 und 3.3 nach Erhalt der Referenzkennfelddaten sowie der umfassenden Vorarbeit zu AP 3.4 konnte ein Verzug zum ursprünglichen Zeitplan vermieden werden.

Mit Genehmigung des Projektträgers erfolgten zunächst eine kostenneutrale Verlängerung bis zum 31.03.2016 und anschließend eine Aufstockung bis zum finalen Projektabschluss am 28.02.2017. Die Aufstockung wurde als notwendig erachtet, da im Rahmen der vorangegangen Vorhabenbearbeitung und insbesondere während der kostenneutralen Verlängerung weiteres Potenzial identifiziert wurde. Dieses wurde durch die Ergänzung einer aeroelastischen Dimension im implementierten Optimierungsprozess und die entsprechende Anwendung dieses Prozesses auf die Auslegung eines Fans unter Berücksichtigung rotationssymmetrischer Umfangsnuten im blattspitzennahen Gehäuse umgesetzt.

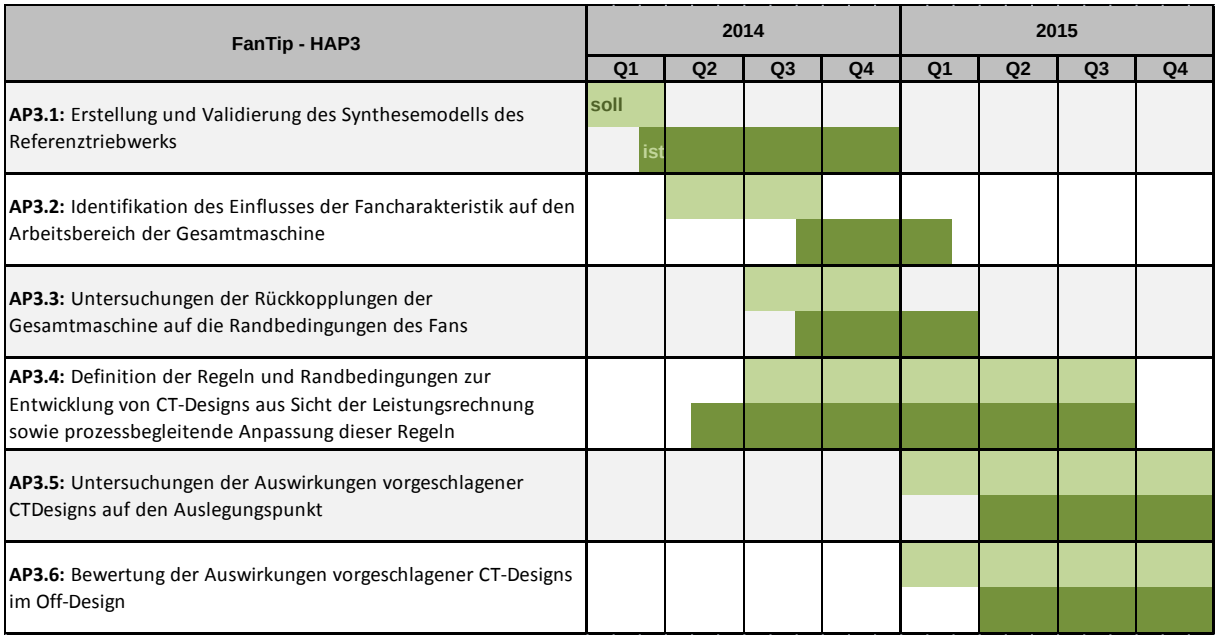

Abb. 2.1: Arbeitspakete des HAP3 von FanTip

In Abb. 2.2 werden die Planung und Umsetzung der Arbeitspakete zur Aufstockung dargestellt. Aufgrund einer verzögerten Bearbeitung des HAP1 kam es zu einer zeitlichen Ausdehnung der AP 3.3 und AP 3.4 um zwei Monate. Die fristgerechte Fertigstellung des Vorhabens blieb hiervon unberührt.

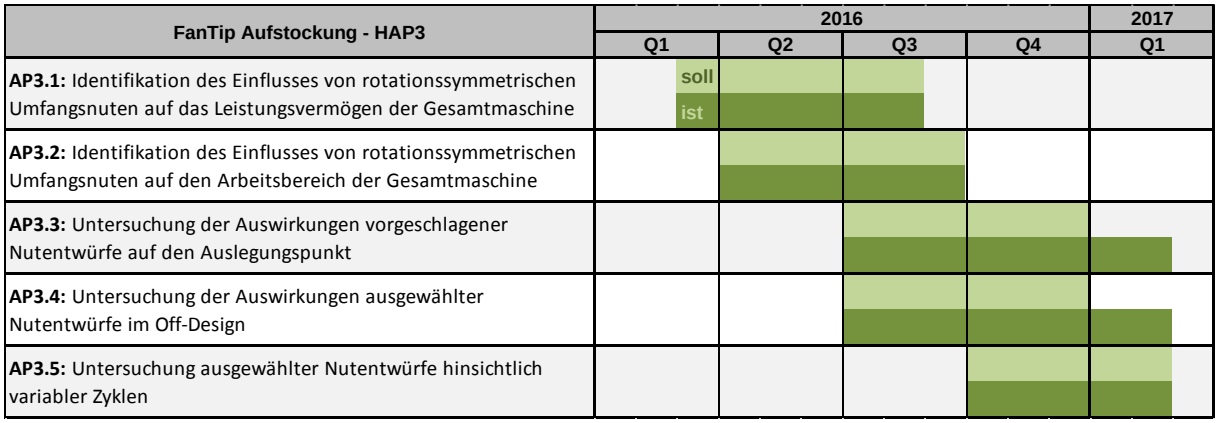

Abb. 2.2: Arbeitspakete des HAP3 der Aufstockung von FanTip

2.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand bei Beginn des Vorhabens

Der Entwurf von Fans war schon immer eine multidisziplinäre Aufgabe, wobei hier der Fokus meist auf dem aeromechanischen Design lag. Weitere Forderungen wie geringe Lärmemission, Gewicht und Integration wurden bisher meist über vorgegebene konzeptionelle Randbedingungen erreicht bzw. umgesetzt (EU-Projekte SILENCER, VITAL, DREAM, PROBAND, FLOCON, OPENAIR).

Allgemein wurden zur Erweiterung des Arbeitsbereiches von Fans und Verdichtern in der Vergangenheit vielfältige Untersuchungen durchgeführt. Diese behandelten verschiedene Konzepte zur Gehäusestrukturierung. Ansätze hierfür waren die Einbringung axialer ([Wilke02], [Wilke03]), umlaufender ([Müller08], [Rabe02]) oder auf das spezifische

Fandesign angepasste Nuten ([Lu06]) in das Gehäuse. Andere Konzepte verfolgten eine Rezirkulation verdichteter Luft ([Hathaway02], [Horn09], [Strazisar04], [Yang03]), die sich in zwei Einzelmaßnahmen aufteilen lässt: In einem ersten Schritt erfolgt eine Fluidentnahme hinter oder über dem Rotor des Fans bzw. in den hinteren Stufen des Hochdruckverdichters. Im zweiten Schritt wird extern verdichtete Luft vor dem Rotor des Fans bzw. der vorderen Verdichterstufen eingeblasen. Diese beiden Maßnahmen sind durch eine Rezirkulation des abgezapften Fluids kombinierbar, d.h. die entnommene verdichtete Luft wird gleichzeitig zur Injektion vor dem Rotor verwendet.

Allen aufgezählten Maßnahmen ist das Potenzial zu einer Erhöhung des Pumpgrenzenabstands (Surge Margin, SM) gemein. Insbesondere unter Verwendung von Gehäuseeinbauten in der Außenummantelung erweitert sich der Arbeitsbereich des Fans bzw. Verdichters erheblich. Dabei wurden die Effekte, die im Blattspitzenbereich für eine Einschränkung des Betriebsbereichs verantwortlich sind, differenziert, umfangreich untersucht und sind weitestgehend verstanden. Gleiches gilt für die Wirkungsweisen der eingesetzten Gegenmaßnahmen. Während die erzielte Erweiterung des Arbeitsbereichs bei herkömmlichen CT-Konzepten häufig auf Kosten des Wirkungsgrades erfolgte, sind die Verluste im Auslegungspunkt bei gut ausgeführten Rezirkulationskonzepten vernachlässigbar ([Kroeckel11]). In den Randzonen des Schaufelkanals wurden in jüngster Vergangenheit bemerkenswerte Verlustreduktionen erzielt, indem der Auslegungsraum deutlich erweitert wurde ([Siller09]). Beispiele hierfür sind nichtrotationssymmetrische Seitenwände und spezielle, an die Randzonen angepasste Schaufelspitzen.

Die Methode der Mehrzieloptimierung eröffnet Möglichkeiten, sowohl den Arbeitsbereich der Maschine zu erweitern, als auch den Wirkungsgrad weiter zu steigern. Vorarbeiten dazu wurden in den AG Turbo Projekten COORETEC-turbo 1.2.1 und 1.1.5 sowie dem LuFo-Projekt VerDeMod durchgeführt.

Die Auswirkungen der eingesetzten Maßnahmen auf andere Triebwerkskomponenten und das Leistungsverhalten der Maschine wurden hingegen nur wenig untersucht. Für eine Rezirkulationskonfiguration hat Horn [Horn09] numerische Untersuchungen zu den Auswirkungen im Kerntriebwerk durchgeführt, die dem modellierten Konzept aus Sicht der Leistungsrechnung insgesamt negative Auswirkungen bescheinigen. Für den Fan blieben derartige, in den Auslegungsprozess integrierte Betrachtungen hinsichtlich der Wechselwirkungen mit stromab liegenden Triebwerkskomponenten und das Leistungsverhalten der Gesamtmaschine bislang aus. Das angeführte Beispiel verdeutlicht aber die grundsätzliche Notwendigkeit einer Analyse auf Ebene des Gesamtsystems.

Auf dem Gebiet der Lärmreduzierung existieren ebenfalls Konzepte zur Injektion externer Verdichterluft ([Neuhaus02]). Diese Methoden wurden bis dato ebenfalls nicht in einem multidisziplinären Kontext untersucht. Folglich gilt es auch hier, den Brückenschlag zu den anderen beteiligten Disziplinen zu meistern – vor allem hinsichtlich einer Bewertung der Auswirkungen von Lufteinblasungen und lärmminderungsmotivierten Gehäusestrukturen und -einbauten auf das Gesamtsystem.

2.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Das hier beschriebene Einzelvorhaben stellte eine von vier im Verbundvorhaben berücksichtigten Disziplinen dar. Dabei waren die vorgenommenen Untersuchungen des Gesamtsystems Triebwerk per se einer multidisziplinären Betrachtungsweise unterworfen. Daraus ergab sich eine Schlüsselrolle bei der qualifizierten Bewertung der Ergebnisse des Gesamtvorhabens. In diesem Zusammenhang stellte das ILR den beteiligten Partnern nicht nur maßgebliche Zwischenergebnisse als Vorgaben aus Sicht der Leistungsrechnung zur Verfügung. Vielmehr war es auch auf den kontinuierlichen Input der Partner angewiesen, um das Verhalten des Gesamtsystems frühzeitig beurteilen zu können.

Dem kommt zugute, dass in der Vergangenheit bereits Kooperationen zwischen dem ILR und DLR bestanden und auch aktuell bestehen. So existiert eine Vereinbarung zur Nutzung, Validierung und Weiterentwicklung des vom DLR entwickelten Leistungsrechnungs-

programms GTlab-Performance. Hier findet die ILR-seitige Erweiterung des Codes in enger Abstimmung mit den Partnern am DLR in Köln statt. Hauptarbeitspaket des ILR ist dabei die Implementierung transienter Effekte. Durch den Einsatz im Projekt AG Turbo 2020 – Betriebspunktabhängige Kühlluftführung für Gasturbinen wurde GTlab-Performance um Funktionalitäten zum Einsatz im Komponentenzooming erweitert.

Mit den Verbundpartnern RUB und TUD wurde mit diesem Forschungshaben eine neue Kooperation aufgebaut. Das ILR verschaffte sich hierdurch einen tieferen Einblick und Austauschmöglichkeiten im Bereich Aeroelastik und ebnete den Weg für die zukünftige Zusammenarbeit mit den Verbundpartnern.

3 Eingehende Darstellung

Zur Erläuterung der durchgeführten Arbeiten werden der Inhalt und die Ergebnisse der einzelnen AP kapitelweise vorgestellt. Hierbei wird zwischen dem ursprünglich beantragtem Projekt und der darauf folgenden Aufstockung unterschieden. Die zeitliche Abfolge der einzelnen AP kann Abb. 2.1 und Abb. 2.2 entnommen werden.

3.1 Initial beantragtes Projekt

3.1.1 Erstellung und Validierung des Synthesemodells vom Referenztriebwerk (AP 3.1)

Um den Einfluss neuer Gehäusestrukturen im Blattspitzenbereich des Fans auf die Leistungsfähigkeit einer Fluggasturbine abzubilden, galt es im ersten AP ein geeignetes Leistungsrechnungsmodell auf Grundlage eines Referenztriebwerks zu erstellen. Dies wurde mit einem zweistufigen Ansatz umgesetzt:

1) V2500-A5 Synthesemodell

Zunächst wurde ein Synthesemodell entworfen, welches das Turboluftstrahltriebwerk V2500-A5 des Herstellerkonsortiums IAE abbildet. Die umgesetzten Randbedingungen für den Auslegungspunkt entsprechen hierbei öffentlich zugänglichen Spezifikationen ([IAE14], [Jane‘s02], [EASA13]). Weiterführende Systemkriterien wurden mit geeigneten Annahmen entsprechender Fachliteratur ([Walsh04]) definiert. Als Auslegungspunkt wurde entsprechend der verfügbaren Informationen die Laststufe des maximalen Startschubs im Bodenstandfall (MTO SLS, Maximum Take Off Rating at Sea Level Static) gewählt. Die zur Abbildung des Betriebsbereichs notwendigen Komponentencharakteristiken wurden vergleichbaren Maschinen entnommen ([Kurzke04]). Abb. 3.1 stellt das Synthesemodell der Referenzmaschine entsprechend dieser ersten Iteration dar. Wie zu erkennen ist wird der betrachtete Fan in zwei Module aufgeteilt. Das sogenannte Fan Core-Modul beschreibt das Komponentenverhalten des nabennahen Fanabschnitts. Somit bildet es den Teil des Fans ab, welcher den Massenstrom für das Kerntriebwerk bereitstellt. Das Fan Bypass-Modul bildet entsprechend den Teil des Fans ab, der den Massenstrom für den Nebenstrom bereitstellt. Diese Diskretisierung wurde zunächst gewählt um den Einflussbereich der Gehäusemodifikationen hinreichend auf Systemebene abzubilden.

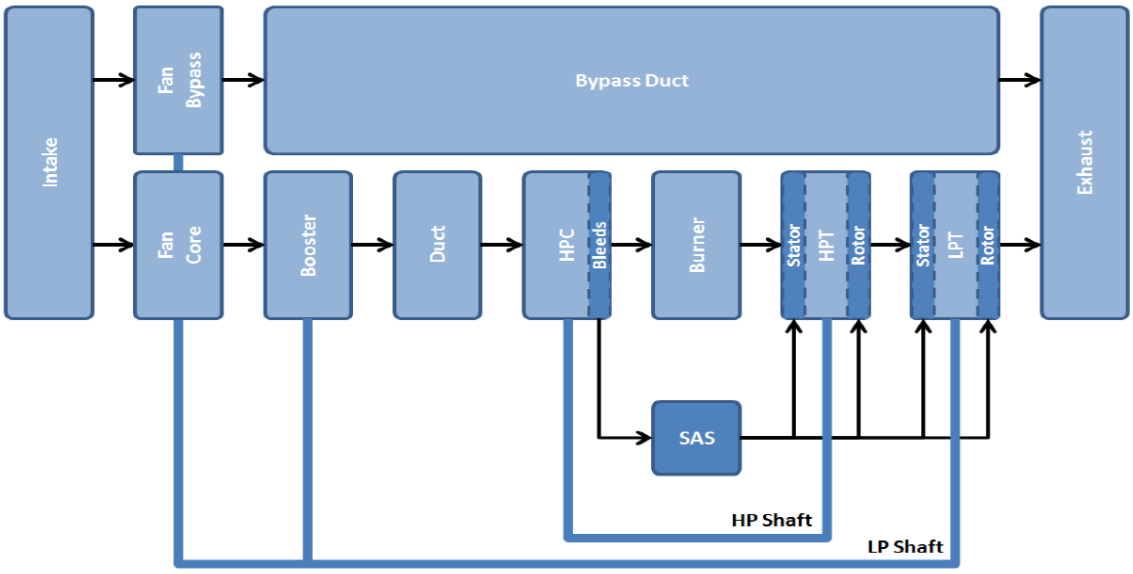

Abb. 3.1: Architektur des Synthesemodells vom Referenztriebwerk der ersten Iteration (V2500-A5)

Um das V2500-A5 Triebwerk durch die Modellbildung hinreichend abzubilden, musste das vom Industriepartner AneCom bereitgestellte Kennfeld zum ACAT R1 Fan adaptiert werden. Hierzu wurden, ausgehend von den Verhältnissen der jeweiligen Auslegungspunkte hinsichtlich des auf Standardbedingungen referenzierten reduzierten Massenstroms *WredStd*, des Totaldruckverhältnisses *PR* und des isentropen Wirkungsgrades *ETAis* die ACAT R1 Charakteristik skaliert. Abb. 3.2 stellt dieses Vorgehen dar.

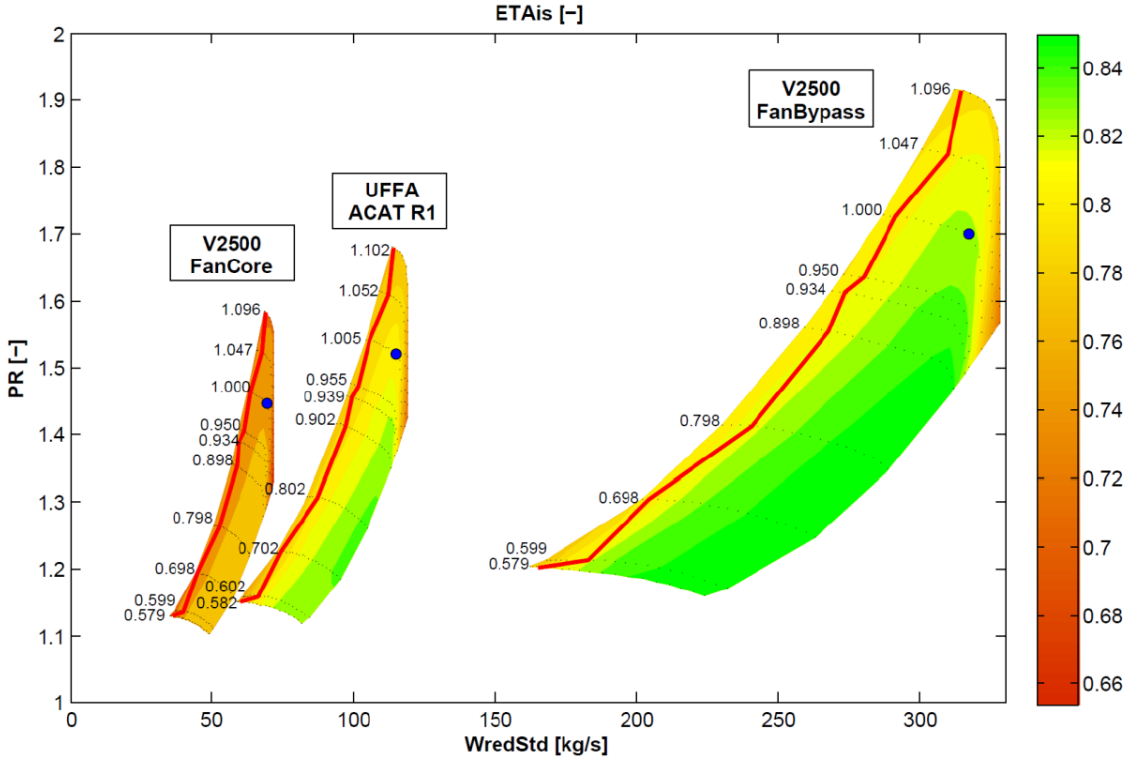

Abb. 3.2: Skalierung des Referenzkennfelds für das V2500-A5 Synthesemodell

Entsprechend der skalierten Kennfelder ergab sich für die stationäre Arbeitslinie des Fans im Kernbereich ein Verlauf oberhalb der Pumpgrenze (Abb. 3.3, links). Da dies physikalisch nicht sinnvoll ist, wurde die dazugehörige Charakteristik wie im rechten Teil von Abb. 3.3 dargestellt individuell modifiziert. Mit dieser Maßnahme erhielt der Kernbereich des Fans ein Kennfeld, welches nicht mehr dem referenzierten Fan entsprach. Dies wurde als akzeptabel erachtet, da sich der Einfluss neuer Gehäusestrukturen auf den Bypassbereich des Fans konzentriert.

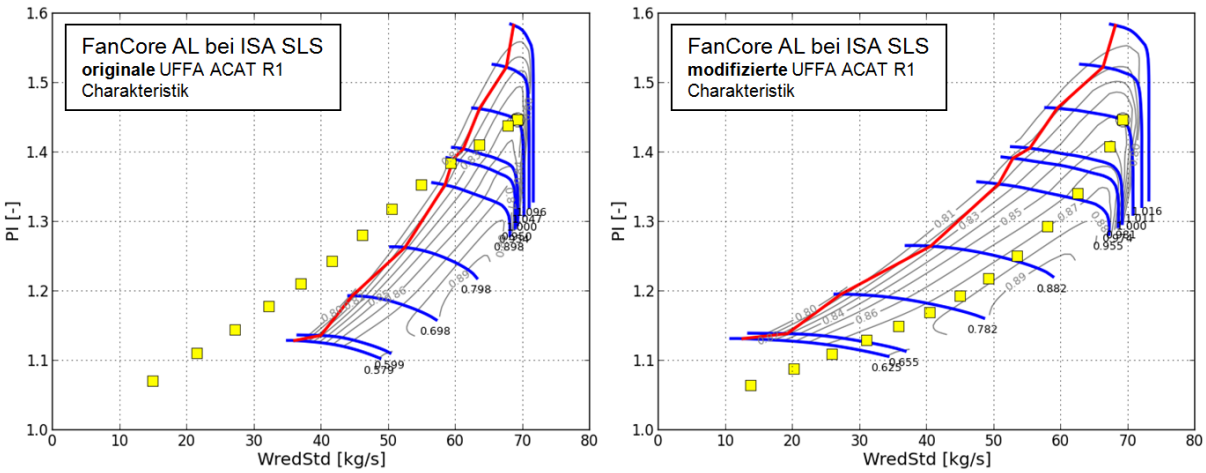

Abb. 3.3: Weiterführende Anpassung des Kennfelds für den Kernbereich des Fans

2) Finales Referenzsynthesemodell

Aufbauend auf dem ersten Synthesemodell, welches das V2500-A5 Triebwerk abbildet, wurde ein zweites Modell erstellt, welches auf die Skalierung des Fans verzichtet. Um dies zu ermöglichen, wurde das übrige Triebwerk entsprechend der durch den ACAT R1 Fan diktierten Randbedingungen skaliert. Diese aufeinander aufbauende Systematik ermöglichte die Validierung der Modelle. So konnte das erste Modell mit öffentlich zugänglichen Daten des V2500-A5 Triebwerks abgeglichen werden, woraufhin das zweite Synthesemodell entsprechend dem ersten angepasst wurde.

Im weiteren Verlauf der Arbeiten wurde auf letzteres Modell als Referenz Bezug genommen.

3.1.2 Identifikation des Einflusses der Fancharakteristik auf den Arbeitsbereich der Maschine (AP 3.2)

Als grundsätzliche Aufgabe dieses AP galt es den Arbeitsbereich des Triebwerks in Abhängigkeit der Fancharakteristik zu beschreiben. Dies ist im Wesentlichen durch die Definition der zu betrachtenden Betriebspunkte geschehen. So wurden drei verschiedene stationäre Referenzbetriebspunkte mit den Projektpartnern abgestimmt und hinsichtlich der Umsetzbarkeit im Gesamtsystemverbund überprüft. Als Ergebnis wurden drei Betriebspunkte bei konstantem Schub definiert, welche einer Niederdruckwellendrehzahl des Referenzfans von 92 % (Cruise, Reiseflug), 80 % (Cut Back, Übergang Startlauf zu Steigflug) und 60 % (Approach, Anflug) entsprechen. Abb. 3.4 stellt die vereinbarten Betriebspunkte am Beispiel der Charakteristik des Referenzfans dar.

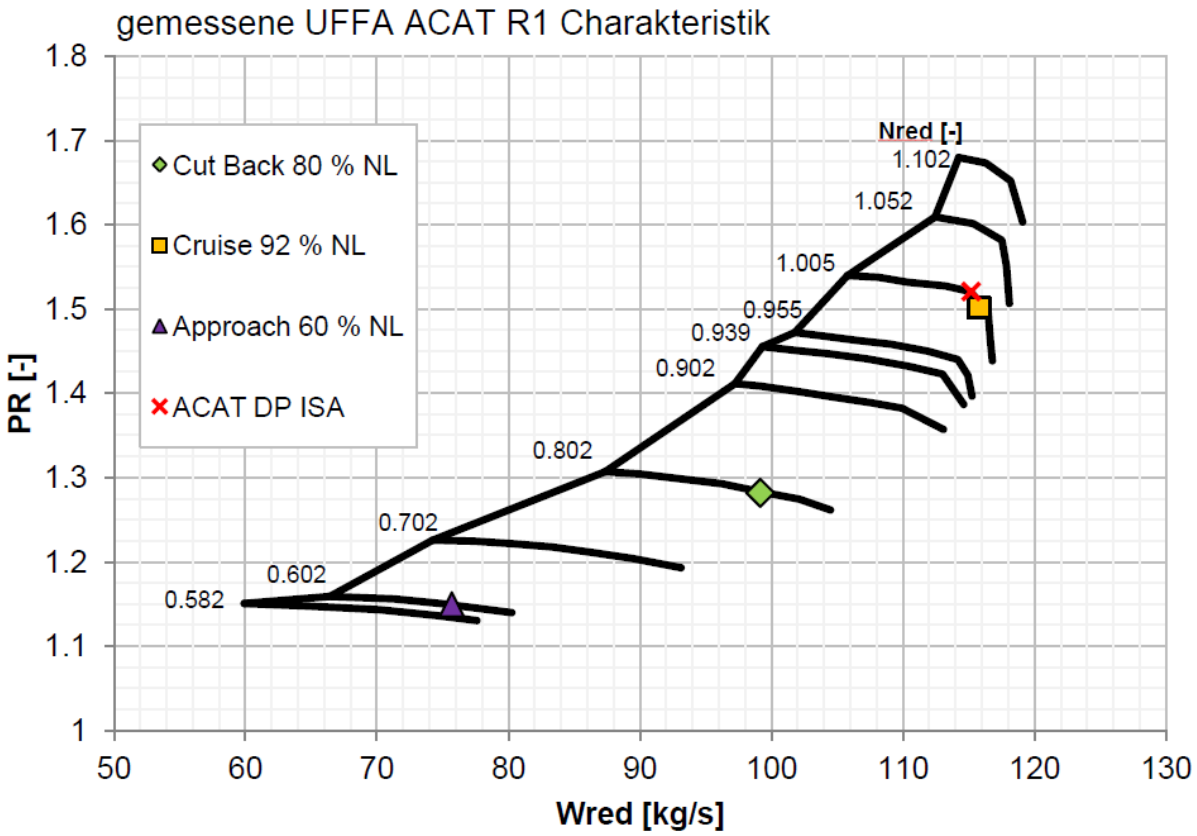

Abb. 3.4: Vereinbarte Referenzbetriebspunkte am Beispiel der ACAT R1 Charakteristik

Weiterführende Aussagen zum Einfluss der Fancharakteristik auf den Arbeitsbereich der Gesamtmaschine schließen sich den Ergebnissen der im AP 3.4 umgesetzten Kennfeldflexibilisierung an.

3.1.3 Rückkopplung der Gesamtmaschine auf die Randbedingungen des Fans (AP 3.3)

Zur Bewertung des Maschineneinflusses auf den Fan wurde ein veränderlicher Zyklus in Form einer variablen Schubdüse in das bestehende Synthesemodell implementiert. Hierbei wurde die Düsenaustrittsfläche so iteriert, dass die Arbeitslinie des Fans der Linie maximaler Wirkungsgrade entspricht. Wie in Abb. 3.5 dargestellt, konnte prinzipiell gezeigt werden, dass durch eine fanspezifische Anpassung des Triebwerks im Teillastbereich sowohl ein Wirkungsgradgewinn des Gesamtsystems als auch eine Erweiterung des Betriebsbereichs erzielt wird. Da im Auslegungspunkt bereits die optimale Düsenform gegeben ist, kann durch eine variabel gestaltete Düse keine Verbesserung erzielt werden. Im Teillastbereich ist dagegen der Fan aufgrund des im Flug gegebenen Staudrucks soweit entdrosselt, dass er nicht optimal agiert. Durch eine Verringerung der Düsenaustrittsfläche muss der Fan mehr Arbeit aufwenden um den für den jeweiligen Schub benötigten Massenstrom zu befördern. Entsprechend wird der Fan soweit angedrosselt, bis dass der gegenwärtige Betriebspunkt den maximal möglichen Fanwirkungsgrad inne hat.

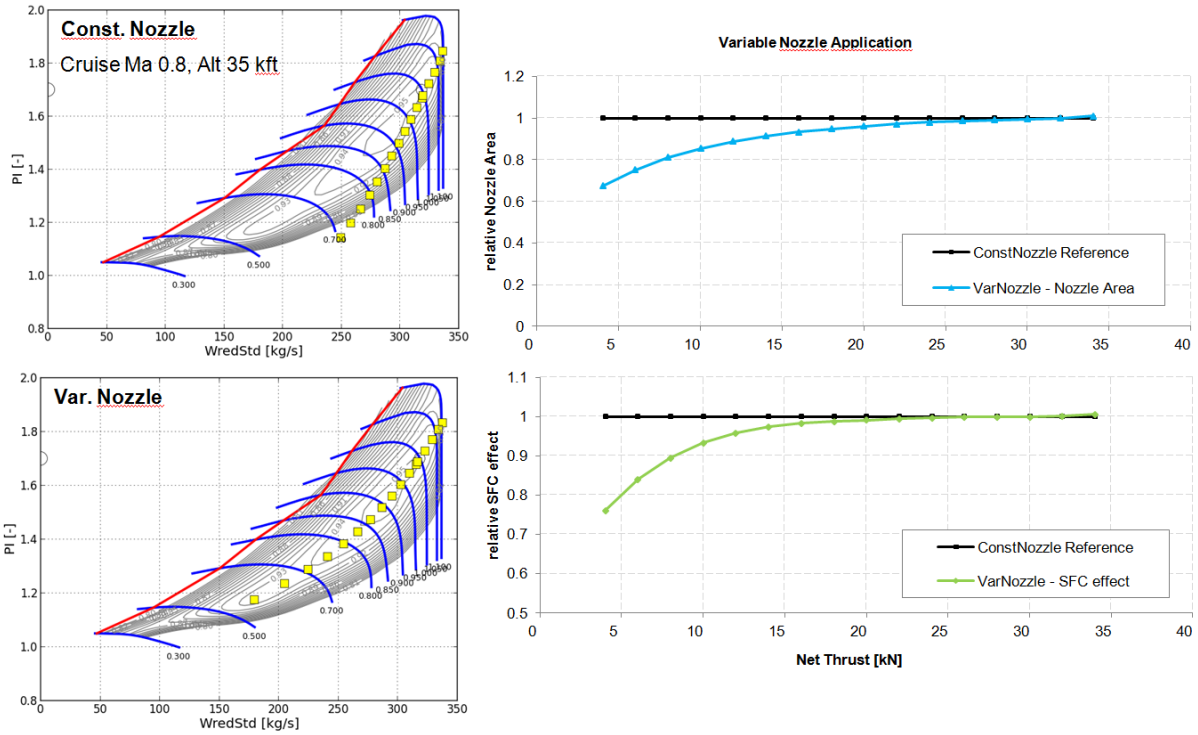

Abb. 3.5: Effekt einer variablen Schubdüse auf die stationäre Arbeitslinie des Fans und auf den spezifischen Brennstoffverbrauch SFC

Um das Potential einer variablen Schubdüse hinsichtlich des operativen Betriebs des Triebwerks zu bewerten, musste deren Einfluss über den integralen Betriebsbereich abgebildet werden. Hierzu wurde ein Modell entwickelt, welches repräsentative Flugmissionen eines Airbus A320 als 2D-Trajektorie simuliert.

Als wesentliche Einflussfaktoren auf die Brennstoffeinsparung durch den Einsatz variabler Schubdüsen haben sich die Flugstrecke und das Zusatzgewicht durch die Düsenmodifikation hervorgetan. Abb. 3.6 zeigt die Abhängigkeit der Brennstoffeinsparung zur Streckenlänge. Während die über die Zeit kumulierte Brennstoffreduktion eine quasilineare Abhängigkeit zur Flugstrecke aufweist, zeigt die pro Flugstunde erzielte Brennstoffeinsparung einen negativ-exponentiellen Zusammenhang auf. So sind die stündlichen Einsparungen insbesondere bei Flügen im Kurzstreckenbereich weit überdurchschnittlich. Dies ist mit der relativen Abnahme der Flugzeit, welche im oder nahe dem Auslegungspunkt verbracht wird zu begründen.

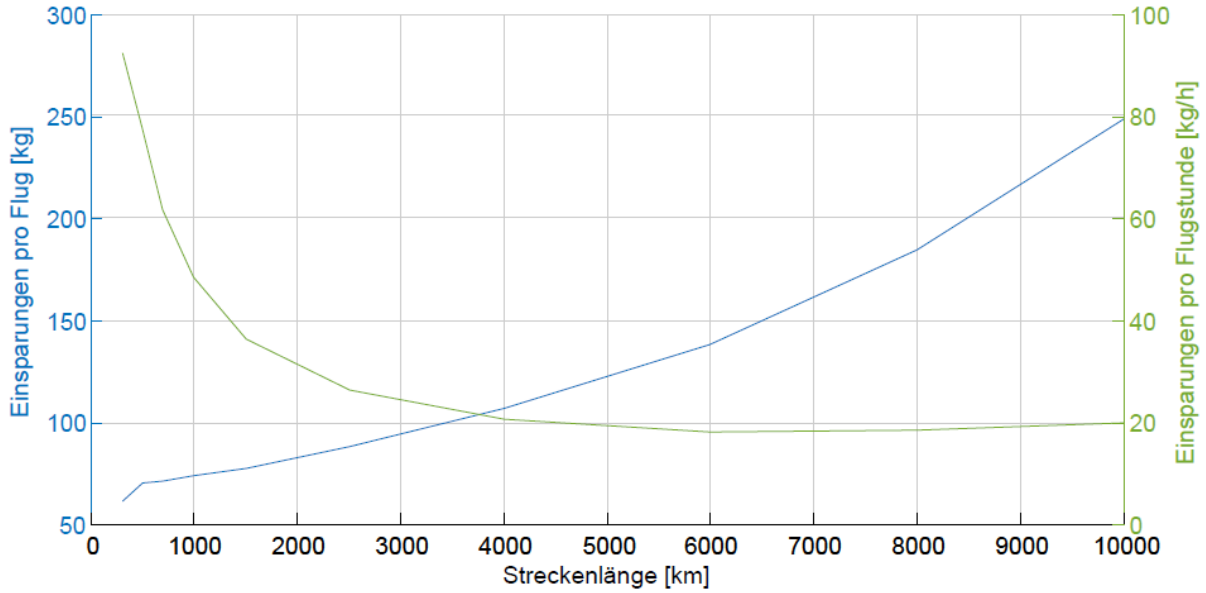

Abb. 3.6: Brennstoffeinsparung pro Strecke und pro Flugstunde in Abhängigkeit der Flugstrecke

Abb. 3.7 stellt den Einfluss des Zusatzgewichts einer variablen Düse auf die Brennstoffeinsparung pro Flug bzw. pro Flugstunde dar. Wie zu erkennen ist, besteht in Abhängigkeit der Flugstrecke ein weitreichend großer Spielraum bzgl. des vertretbaren Zusatzgewichts. So führen erst konstruktive Erweiterungen von mehr als einer Tonne zu einem Mehrverbrauch an Brennstoff. Je kürzer die Flugstrecke und damit je größer der relative Anteil des nutzbringenden Teillastbetriebs, desto mehr Zusatzgewicht kann vertreten werden.

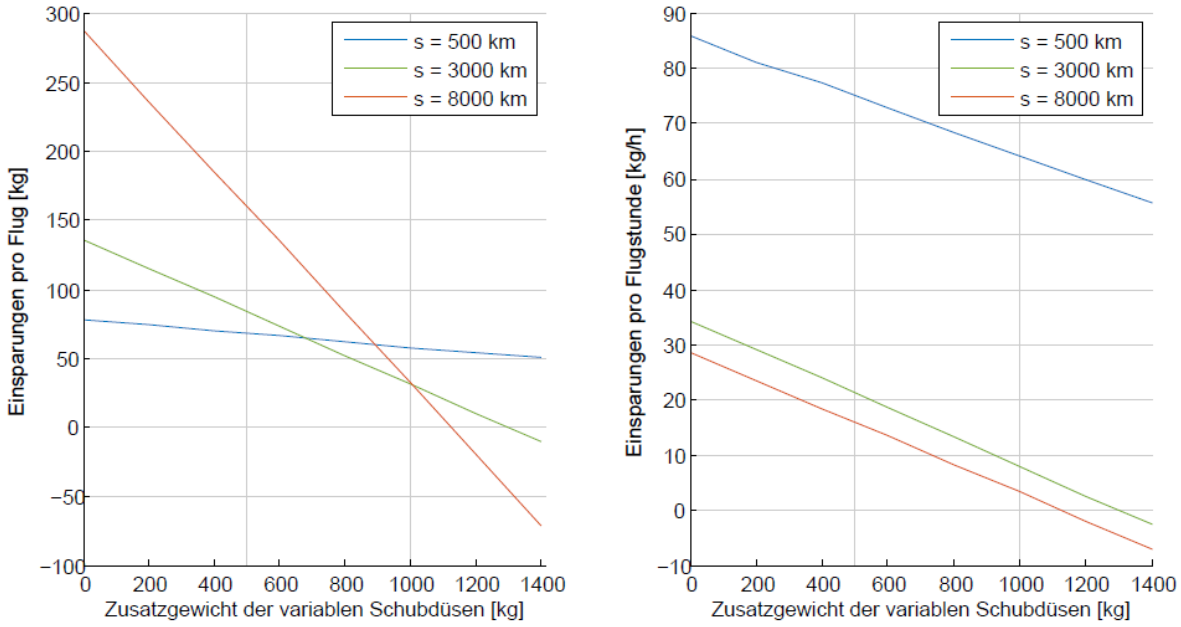

Abb. 3.7: Brennstoffeinsparung pro Strecke und pro Flugstunde als Funktion des zusätzlichen Gewichts der variablen Schubdüse

Um das tatsächliche Potential einer verstellbaren Schubdüse darzulegen, wurde der beschriebene Nutzen ins Verhältnis zu den zu erwartenden Kosten gesetzt. Hierfür wurden sowohl Wartungs-, Entwicklungs- und Zertifizierungs- sowie Fertigungskosten anhand

publizierter Daten ([Cros14], [Koch68], [Bräunling09]) und unter Berücksichtigung entsprechender Toleranzen für den vorliegenden Sachverhalt beziffert. Abb. 3.8 stellt den Zusammenhang zwischen den möglichen Einsparungen pro Flugstunde bzw. den zu erwartenden Zusatzkosten pro Flugstunde und den Einflussfaktoren Streckenlänge, Zusatzgewicht und Brennstoffpreis dar. Es zeigt sich, dass ein positiver Beitrag einer verstellbaren Schubdüse nur auf Kurzstreckenflügen und unter Einhaltung eines minimalen Gewichtszuwachses möglich ist, sofern der Brennstoffpreis genügend hoch ist. Da jedoch insbesondere Kurzstreckenflüge die Domäne hocheffizienter Turbopropanwendungen sind, ist der zukünftige Einsatz von variablen Schubdüsen bei Turbofantriebwerken der untersuchten Schubklasse fraglich.

Mithilfe der Fallstudie einer variablen Schubdüse konnte der Einfluss des Gesamtsystems auf den Fan beschrieben werden. So wurde eine Effizienzsteigerung veranschaulicht, welche jedoch hinsichtlich des wirtschaftlichen Kontexts erkennbaren Grenzen unterworfen ist.

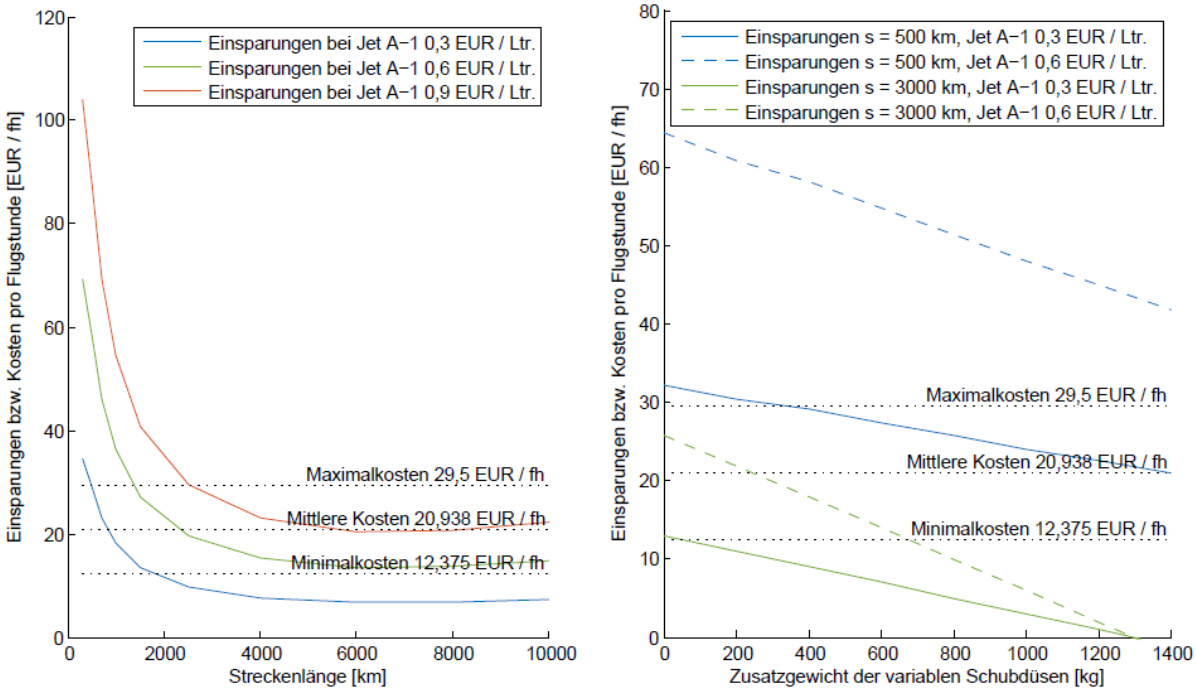

Abb. 3.8: Einsparung und Zusatzkosten jeweilig pro Flugstunde in Abhängigkeit der Streckenlänge, des Zusatzgewichts und des Brennstoffpreises

3.1.4 Definition der Regeln zur Entwicklung von CT-Designs (AP 3.4)

Um leistungsrechnungsbezogene Spezifikationen für die Auslegung von Gehäusemodifikationen im Blattspitzenbereich des Fans zu definieren, wurde eine Methode zur Kennfeldflexibilisierung entwickelt. Diese umfasst die Generierung eines Zielkennfeldes als Vorgabe für die Gehäuse- bzw. Fanauslegung. Abb. 3.9 stellt den Ablauf der im Rahmen der IGTC 2015 ([Sauer15]) publizierten Methode dar. Ausgehend vom gegebenen Referenzkennfeld wird mithilfe des Synthesemodells eine für die weitere Bewertung von Lösungen notwendige Vergleichsgrundlage gebildet. Potentielle Lösungen werden anschließend von einem geeigneten Optimierungsalgorithmus wie der verwendeten Downhill-Simplex Methode ([Nelder65]) gesucht.

Der freie Parameterraum umfasst die in den Gleichungen (1) bis (3) hervorgehobenen Koeffizienten zur Modifizierung des Druckverhältnisses *PR*, des reduzierten Massenstroms *Wred* und der reduzierten Drehzahl *Nred*. Die Koeffizienten *a* bis *i* lassen sich hierbei in drei Klassen aufteilen. Die Klasse „Versatz“ (*c*, *f* & *i*) erlaubt eine konsistente Verschiebung des Referenzkennfeldes und ermöglicht so die optimale Positionierung des Auslegungspunktes im Kennfeld. Die Klasse „Lineare Skalierer“ (*b*, *e* & *h*) verzerrt das Referenzkennfeld linear um den Auslegungspunkt und ermöglicht so eine gezielte Dimensionierung des Kennfeldes.

Die Klasse „Quadratische Skalierer“ (*a*, *d* & *g*) verzerrt das Referenzkennfeld quadratisch um den Auslegungspunkt und ermöglicht so eine Wölbung des Kennfeldes und damit eine Abstimmung zwischen Kennfeld und Arbeitslinie.

Quadratischer Skalierer | Linearer Skalierer | Versatz

$$PR_{neu} = a\,(PR_{alt} + c - PR_{DP})^2 + b\,(PR_{alt} + c - PR_{DP}) + PR_{alt} + c \quad (1)$$

$$Wred_{neu} = d\,(Wred_{alt} + f - Wred_{DP})^2 + e\,(Wred_{alt} + f - Wred_{DP}) + Wred_{alt} + f \quad (2)$$

$$Nred_{neu} = g\,(Nred_{alt} + i - Nred_{DP})^2 + h\,(Nred_{alt} + i - Nred_{DP}) + Nred_{alt} + i \quad (3)$$

$$a = \begin{cases} a & , PR_{alt} + c > PR_{DP} \\ -a & , PR_{alt} + c < PR_{DP} \end{cases} \quad d = \begin{cases} d & , Wred_{alt} + f > Wred_{DP} \\ -d & , Wred_{alt} + f < Wred_{DP} \end{cases} \quad g = \begin{cases} g & , Nred_{alt} + i > Nred_{DP} \\ -g & , Nred_{alt} + i < Nred_{DP} \end{cases}$$

Es ist zu beachten, dass die potentiellen Lösungen zum einen physikalisch sinnvoll und zum anderen unter gleichen Bedingungen ausgewertet werden müssen. So werden nur Kennfelder ausgewertet, welche eine für den Fan angemessene Enthalpieumsetzung sowie einen gänzlich positiven Massenstrom aufweisen. Weiterhin werden die potentiellen Kennfelder hinsichtlich der in [Kurzke11] empfohlenen Korrelationen selektiert. Dazu dienen die Enthalpiekenngröße Ψ über Durchflusskenngröße φ, das reduzierte Drehmoment τ_{red} über reduziertem Massenstrom *Wred* sowie die spezifische Enthalpie *h* über quadrierter Drehzahl *N*.

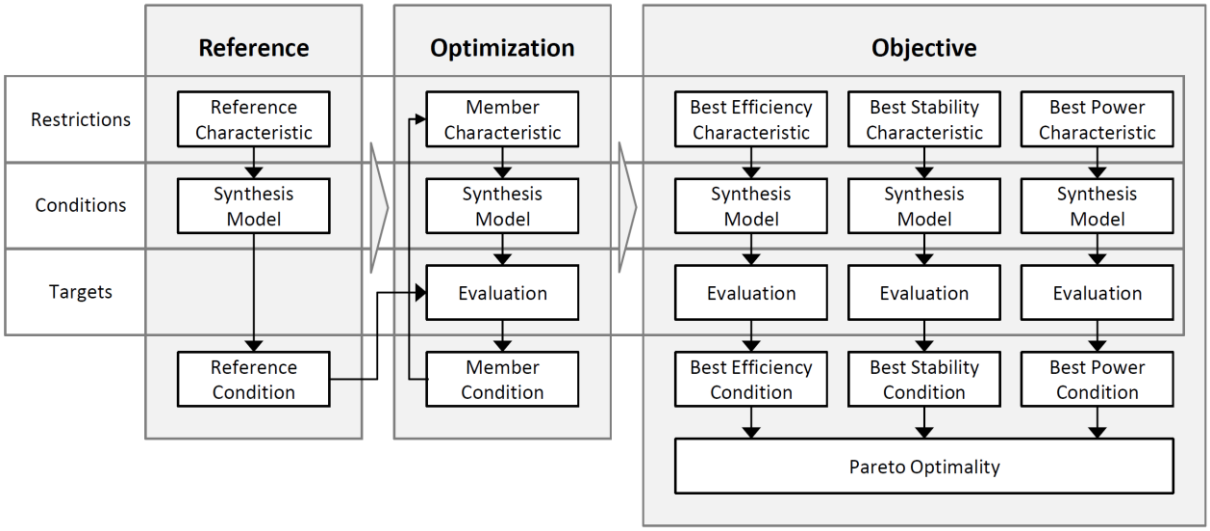

Abb. 3.9: Allgemeine Prozessstruktur zur Generierung einer Komponentenspezifikation mittels Kennfeldflexibilisierung ([Sauer15])

Die Auswertung erfolgte anhand der im AP 3.2 definierten Referenzbetriebspunkte. Je nach Problemstellung können entsprechende Zielgrößen für die Optimierung definiert werden. Im vorliegenden Fall wurden drei Zielfunktionen betrachtet. Die erste Zielfunktion f_1 bildet den spezifischen Brennstoffverbrauch *SFC* der betrachteten Betriebspunkte ab und ist damit als Effizienzkriterium zu werten. Die zweite Zielfunktion f_2 bildet den über alle Verdichter und Betriebspunkte kumulierten, verbliebenen Abstand zum instabilen Betriebsbereich ab. Die Abbildung der Schubleistung wird durch die dritte Zielfunktion f_3 dargestellt. Die Zielfunktionen können als kanonische Basis des multidimensionalen Lösungsraums aufgefasst werden, dessen relevante Grenzen durch eine Paretobetrachtung ergründet wurden. Abb. 3.10 stellt die mittels Normal-Boundary Intersection Method ([Das98]) gefundene Paretofront des vorliegenden Problems dar.

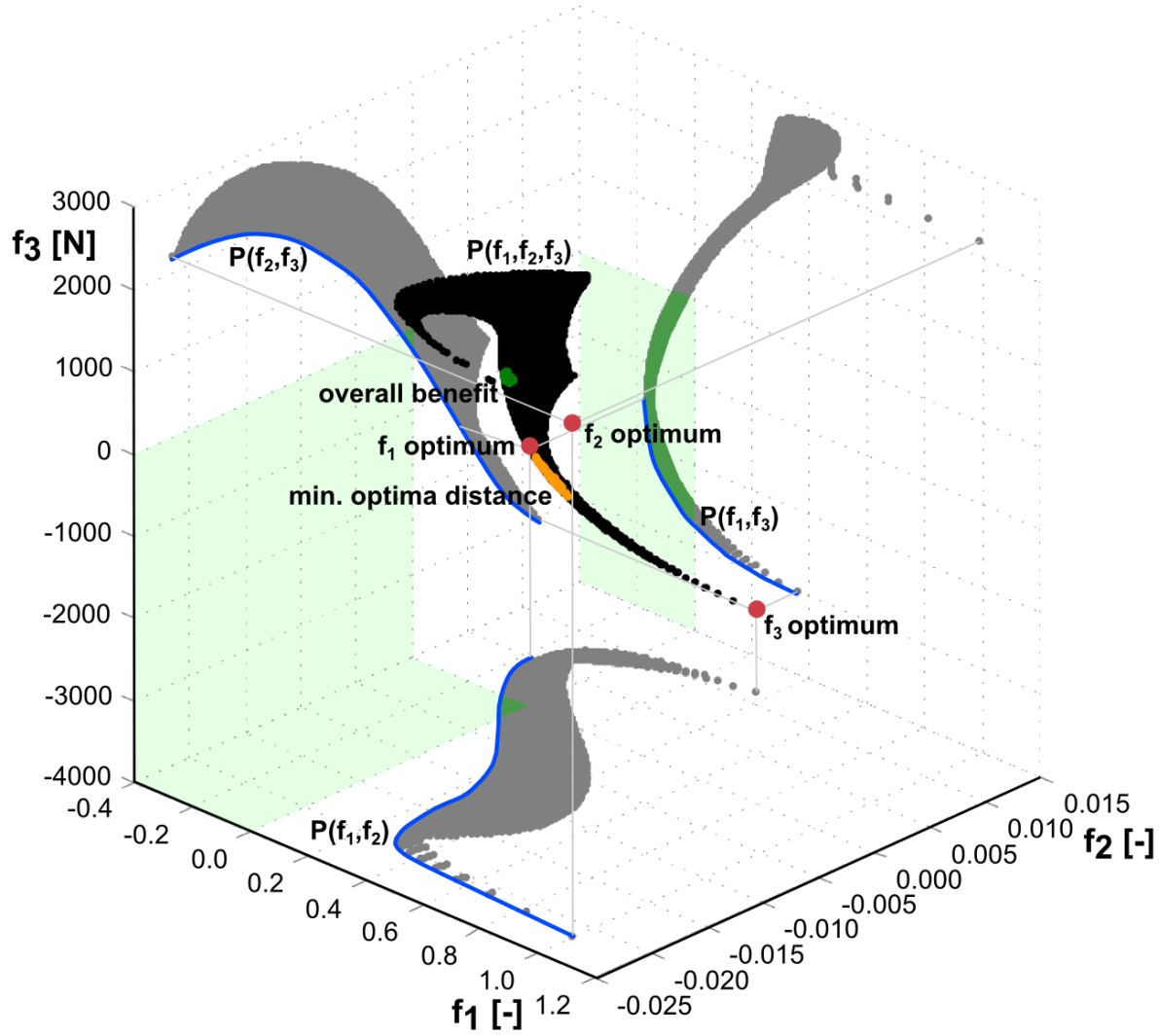

Abb. 3.10: Dreidimensionales Paretooptimum P(f_1,f_2,f_3), die dazugehörigen Parallelprojektionen sowie die zweidimensionalen Paretooptima P(f_1,f_2), P(f_1,f_3), P(f_2,f_3) ([Sauer15])

Neben der in schwarz dargestellten Paretofront sind weiterhin deren Parallelprojektionen auf den Koordinatenebenen in grau dargestellt. Die entsprechenden zweidimensionalen Paretofronten sind in blau eingezeichnet, die jeweiligen eindimensionalen Optima in rot. Der grün dargestellte Lösungsraum umfasst Lösungen, welche in mehreren Dimensionen besser als die Referenzlösung sind. Dementsprechend beschreibt die Lösung, welche als „overall benefit“ bezeichnet wird, eine Verbesserung gegenüber der Referenz hinsichtlich aller Zielfunktionen. Das entsprechende Kennfeld, welches folglich als Zielcharakteristik der Auslegung definiert werden kann, ist in Abb. 3.11 dargestellt. Der durch eine Substitution der Referenz resultierende Effekt auf das Gesamtsystem ist in Tab. 3.1 aufgelistet. Inwiefern solch eine Beeinflussung durch die Modifikation der Blattspitzen- und Gehäusekonturierung umsetzbar ist, bleibt an dieser Stelle offen.

	ΔSFC [%]	ΔSM [%]				ΔFN [%]
		fan tip region	fan hub region	booster	HPC	
take off	0.000	+5.457	0.000	0.000	0.000	0.000
cut back	-0.647	-14.449	+0.805	+1.821	-0.758	+1.123
cruise	-0.013	+5.173	-0.320	-1.876	+0.535	-0.181
approach	-1.107	-28.406	+13.760	+28.898	-3.810	+7.366

Tab. 3.1: Die durch das definierte Zielkennfeld resultierende Effekte hinsichtlich Effizienz, Verdichterstabilitäten und Schub

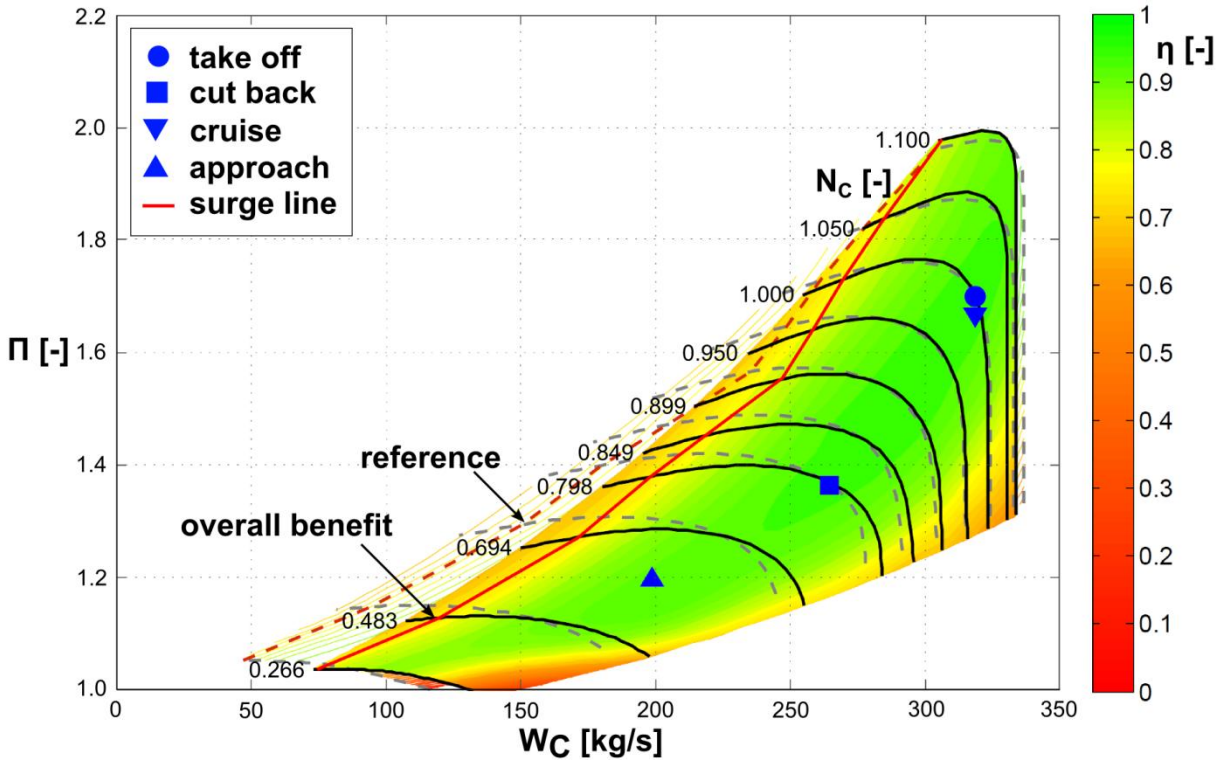

Abb. 3.11: Aus der Methode der Kennfeldflexibilisierung abgeleitete Zielcharakteristik relativ zu der auf die V2500-A5 skalierten Referenzcharakteristik ([Sauer15])

3.1.5 Untersuchungen der Auswirkungen vorgeschlagener CT-Designs auf den Auslegungspunkt (AP 3.5)

Die über den isentropen Fanwirkungsgrad im Take Off (OP0) und dem Breitbandlärm im Approach (OP2) aufgespannte zweidimensionale Optimierung des HAP1 wurde in zwei Phasen aufgeteilt. In der ersten Phase umfasste das Rechengebiet allein den Rotor des Fans. Die hierbei vorgeschlagenen Konfigurationen (M415, M462 & M515) zeigen zwar alle eine Verbesserung hinsichtlich des Breitbandlärms, jedoch nur bei gleichzeitig schlechterem isentropen Fanwirkungsgrad. So liegt im Auslegungspunkt hinsichtlich des spezifischen Brennstoffverbrauchs SFC und der Turbineneintrittstemperatur TET eine deutliche Verschlechterung gegenüber der Referenzkonfiguration vor. Diese fällt bei M415 am moderatesten und bei M515 am deutlichsten aus. Hinsichtlich des Pumpgrenzenabstands des Fans weisen alle Konfigurationen eine Verbesserung gegenüber der Referenz auf. M515 hat hierbei den größten Effekt auf die Strömungsstabilität. Zahlenwerte können aus Abb. 3.12 bis Abb. 3.20 entnommen werden.

Nachdem in der ersten Phase der aerodynamischen und aeroakustischen Optimierung des HAP1 keine gleichzeitige Verbesserung des Fanwirkungsgrades bei Take Off und des Breitbandlärms bei Approach erzielt werden konnte, wurde der Rechenraum um den

äußeren Fanstator (OGV) erweitert. Durch diese Anpassung konnte ein Wirkungsgradgewinn bei gleichzeitig invarianter Schallleistung aufgezeigt werden. Die gefundene Lösung M247 wurde mithilfe des im AP 3.1 erstellten Referenzmodells hinsichtlich der Effekte auf das Gesamtsystem bewertet. Hierbei zeigt sich, dass im Auslegungspunkt der spezifische Brennstoffverbrauch bei gleicher Schubanforderung nahezu unverändert zur Referenzgeometrie ist. So wirkt der geringere Massenstrom der M247-Konfiguration dem Gewinn im Fanwirkungsgrad entgegen, da ein größeres Fandruckverhältnis notwendig ist, um die gleiche Schubanforderung zu erfüllen. Ein zur Vergleichbarkeit als konstant angenommenes Nebenstromverhältnis bedeutet weiterhin, dass der Kernmassenstrom reduziert wird. Dies resultiert in einem Anstieg der TET um mehr als 4 K. Das höhere Fandruckverhältnis und der geringere Massenstrom führen zu einem Androsseln des Fans. Der Pumpgrenzenabstand wird um 3,36 % relativ zum Referenzfall reduziert.

Zusammenfassend ergibt sich für die M247-Konfiguration weder ein Vorteil hinsichtlich des SFC im Auslegungspunkt noch bezüglich des Breitbandlärms beim Approach. Darüber hinaus steigt sowohl die Aufheizung im Triebwerk als auch die Pumpgefahr des Fans. Unter Berücksichtigung des Gesamtsystems im Auslegungspunkt ist M247 somit nicht empfehlenswert.

3.1.6 Bewertung der Auswirkungen vorgeschlagener CT-Designs im Off-Design (AP 3.6)

Die in der ersten Phase der aerodynamischen bzw. aeroakustischen Optimierung vorgeschlagenen CT-Lösungen (M415, M462 & M515) wurden weiterhin auf ihre Effekte hinsichtlich des Maschinenverhaltens im Off-Design untersucht. Durch den gesteigerten isentropen Wirkungsgrad im niedrigen Lastbereich kann hier in allen drei Konfigurationen eine Verbesserung hinsichtlich des SFC erreicht werden. Dies gilt jedoch nicht für den Reiseflug, da dieser Betriebspunkt aerodynamisch zu nahe am Auslegungspunkt liegt (vgl. Kapitel 3.1.5). Die Turbineneintrittstemperatur steigt für alle Konfigurationen mit sinkendem Kernmassenstrom relativ zur Referenz. Die Verdichterstabilitäten werden tendenziell positiv beeinflusst. Insbesondere im Hochdruckverdichter zeigt sich eine deutliche Verbesserung. Generell gilt, dass M415 die moderatesten und M515 die deutlichsten Effekte auf das Verhalten des Gesamtsystems aufweisen. Abb. 3.12 bis Abb. 3.20 stellen die Effekte relativ zur Referenz dar.

Die in der zweiten Phase vorgeschlagene M247-Konfiguration wurde ebenfalls bezüglich ihrer Effekte auf das Gesamtsystem im Off-Design untersucht. Es zeigt sich, dass der spezifische Brennstoffverbrauch während des Reisefluges um 0,32 % reduziert wird. Dies ist auf den gestiegenen Wirkungsgrad des Fans zurückzuführen, welcher zudem durch das gestiegene Bypassverhältnis einen größeren Beitrag zum Kreisprozess leistet. Die untersuchten Betriebspunkte im Teillastbereich, Approach und Cut Back weisen dagegen einen Anstieg des SFC auf. Durch den hier verminderten Fanwirkungsgrad sowie die Reduktion des Bypassverhältnisses sinkt der Vortriebswirkungsgrad des Gesamttriebwerks. Im kompletten Betriebsbereich steigt die Turbineneintrittstemperatur aufgrund des verminderten Durchflusses. Der Pumpgrenzenabstand des Fans wird analog zum Auslegungspunkt reduziert, wobei der Effekt im oberen Lastbereich prägnanter ist. Demgegenüber wird der Booster im ohnehin nicht kritischen Reiseflug deutlich und im Landeanflug merkbar entdrosselt. Während des Cut Back verschiebt sich dagegen der Arbeitspunkt des Boosters zur Pumpgrenze. Der Pumpgrenzenabstand des Hochdruckverdichters wird während des Approachs größer, wohingegen im Reiseflug eine Verschlechterung erfolgt.

Insgesamt kann durch die Implementierung der M247-Konfiguration ein effizienterer Reiseflug ermöglicht werden. Hierbei muss allerdings eine durchweg höhere Aufheizung des Triebwerks sowie ein kleinerer Arbeitsbereich des Fans in Kauf genommen werden. Nachfolgende Abbildungen zeigen die konkreten Änderungen aller bisher betrachteten Lösungen relativ zur Referenzkonfiguration auf.

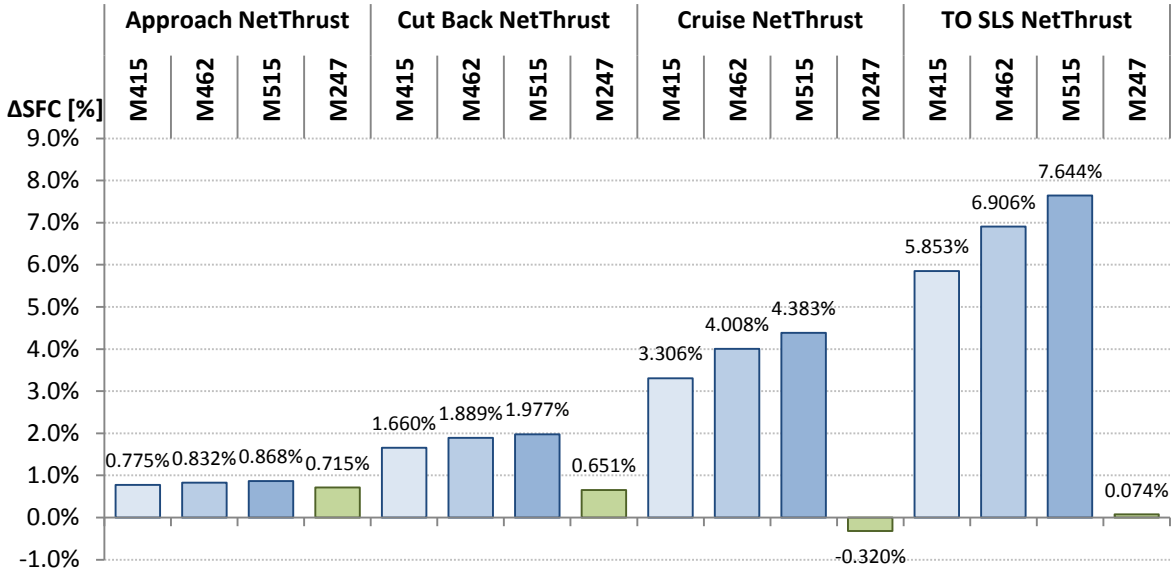

Abb. 3.12: Änderung des spezifischen Brennstoffverbrauchs [%] relativ zur Referenzkonfiguration

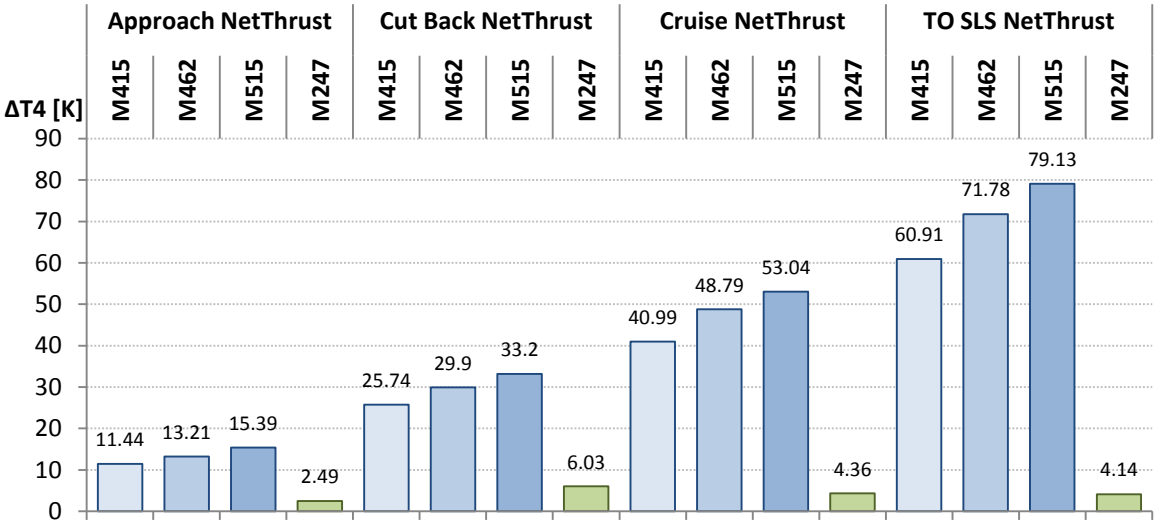

Abb. 3.13: Änderung der Turbineneintrittstemperatur [K] relativ zur Referenzkonfiguration

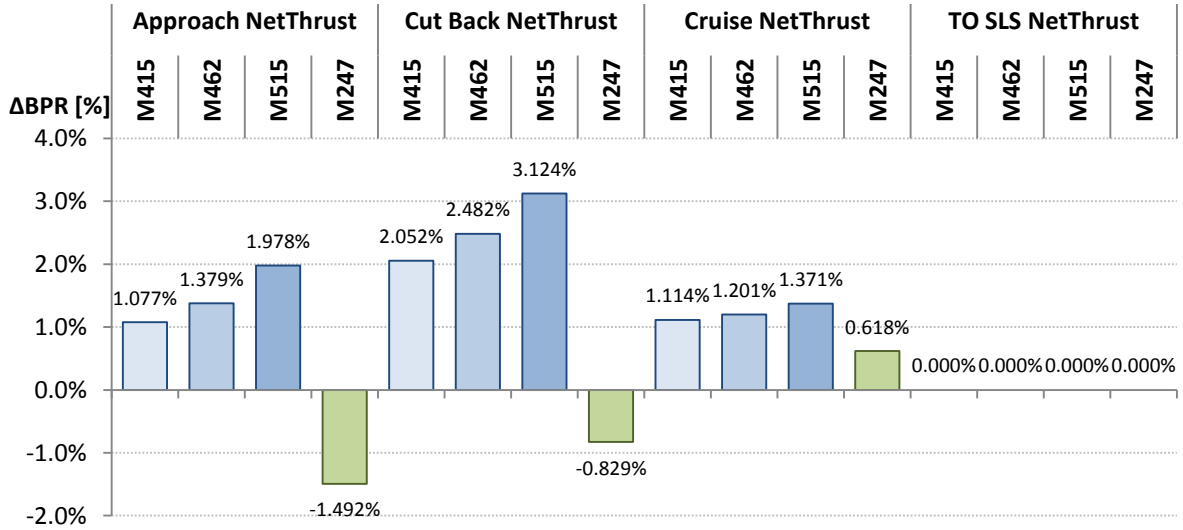

Abb. 3.14: Änderung des Bypassverhältnisses [%] relativ zur Referenzkonfiguration

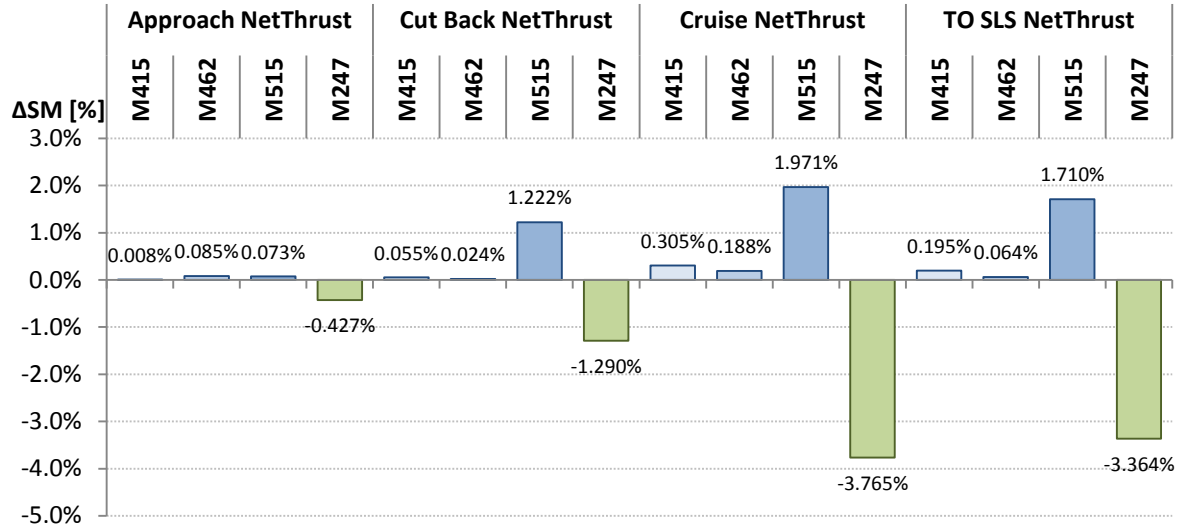

Abb. 3.15: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Fans [%] relativ zur Referenzkonfiguration

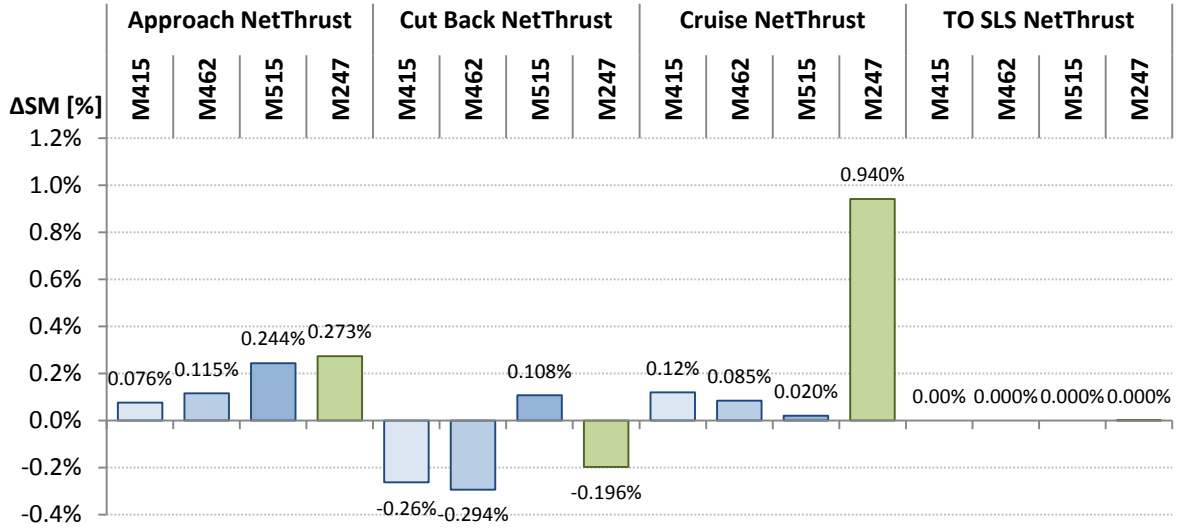

Abb. 3.16: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Boosters [%] relativ zur Referenzkonfiguration

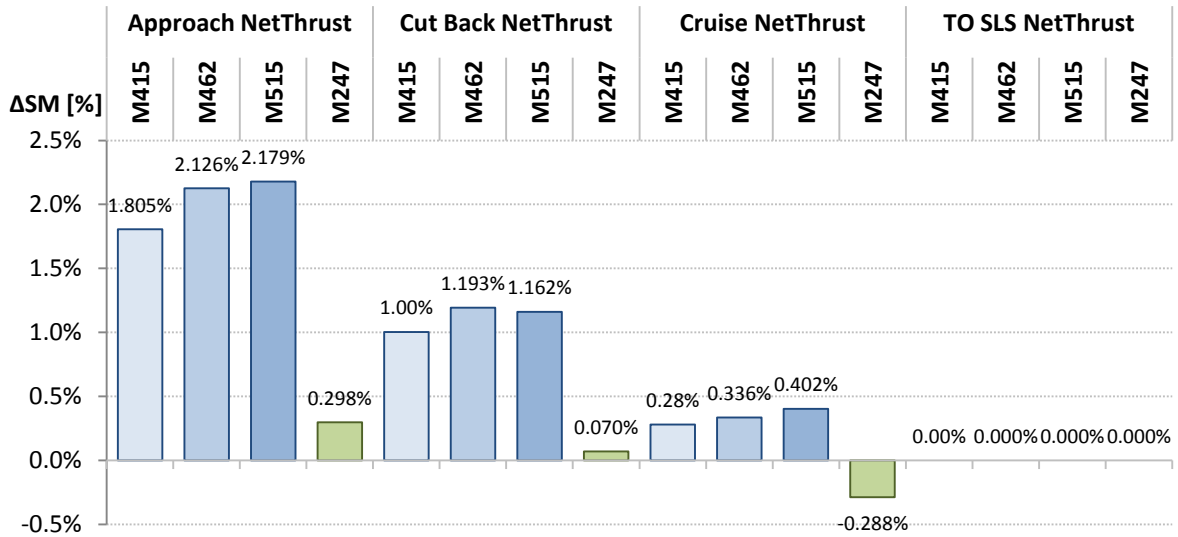

Abb. 3.17: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Hochdruckverdichters [%] relativ zur Referenzkonfiguration

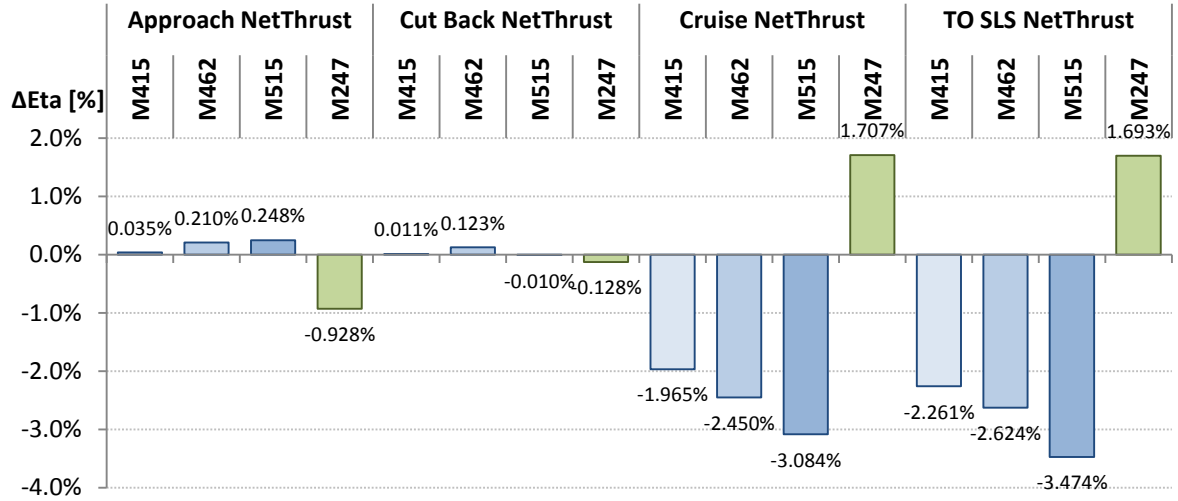

Abb. 3.18: Änderung des Fanwirkungsgrades [%] relativ zur Referenzkonfiguration

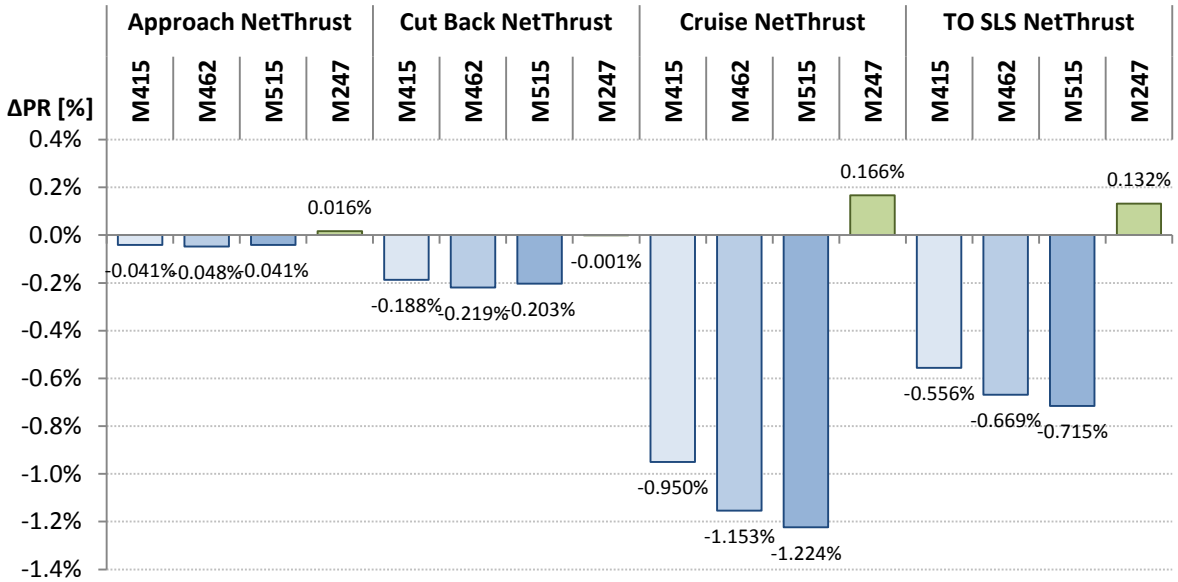

Abb. 3.19: Änderung des Fandruckverhältnisses [%] relativ zur Referenzkonfiguration

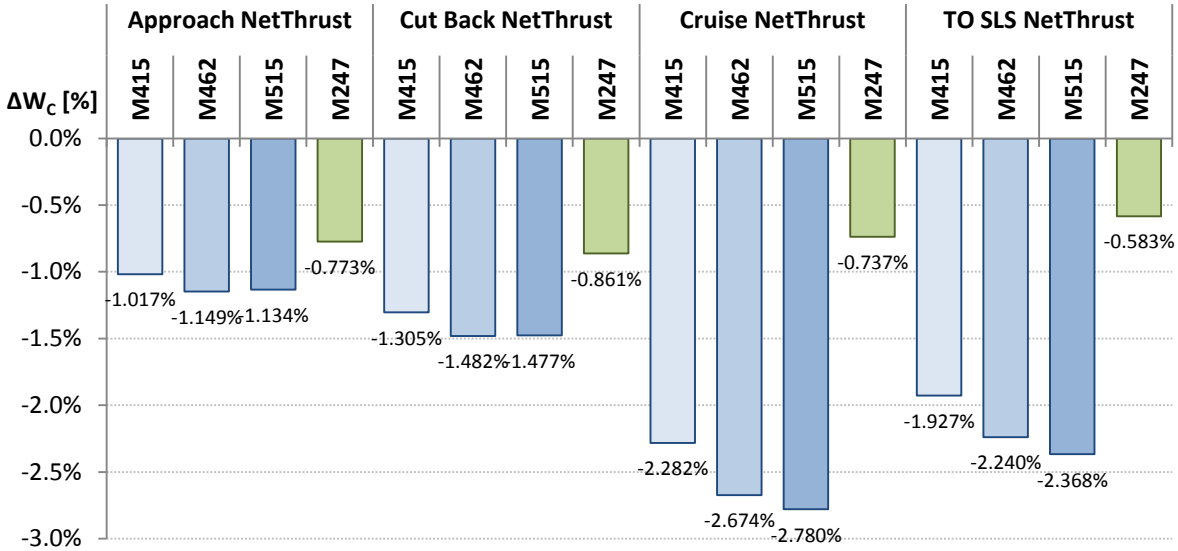

Abb. 3.20: Änderung des Fanmassenstroms [%] relativ zur Referenzkonfiguration

3.2 Aufstockung

3.2.1 Identifikation des Einflusses von rotationssymmetrischen Umfangsnuten auf das Leistungsvermögen der Gesamtmaschine (AP 3.1 – Aufstockung)

Die ursprünglich angedachte Potentialabschätzung hinsichtlich des Leistungsvermögens sah die Untersuchung ausgelenkter Fankennfelder und deren Effekt auf das Gesamtsystem auf Grundlage systematisch variierter Nutentwürfe vor. Im Zuge der Bearbeitung des Vorhabens hat sich allerdings gezeigt, dass die im HAP1 der Aufstockung untersuchten - und zu diesem Zeitpunkt noch nicht optimierten - Nutentwürfe einen zu geringen Effekt haben, um veritable Leistungseinflüsse abzuleiten.

Um dennoch eine Potentialabschätzung zum Einfluss von Gehäusemodifikationen umzusetzen, wurde die im AP 3.4 des ursprünglichen Vorhabens entwickelte Methodik zur Kennfeldflexibilisierung angewandt (vgl. Kapitel 3.1.4). Hierbei resultiert das in Abb. 3.21 dargestellte Zielkennfeld, welches einen Fan mit optimalem SFC beschreibt. Demgegenüber steht die als gestrichelte Kontur dargestellte Referenzcharakteristik des untersuchten Fans, welche auf das im AP 3.1 des ursprünglichen Vorhabens erstellte V2500-A5-Synthesemodell skaliert wurde. Das dargestellte Zielkennfeld entspricht dem bestmöglichen Fan hinsichtlich SFC unter gegebenen Randbedingungen des Gesamtsystems. Das größtmögliche Potential hinsichtlich des Leistungsvermögens der Gesamtmaschine wird also durch eine nutbasierte Gehäusemodifikation erreicht, welche die Fancharakteristik in dargestellter Weise modifiziert. Inwiefern solch eine Beeinflussung auf angedachtem Wege umsetzbar ist, bleibt an dieser Stelle offen.

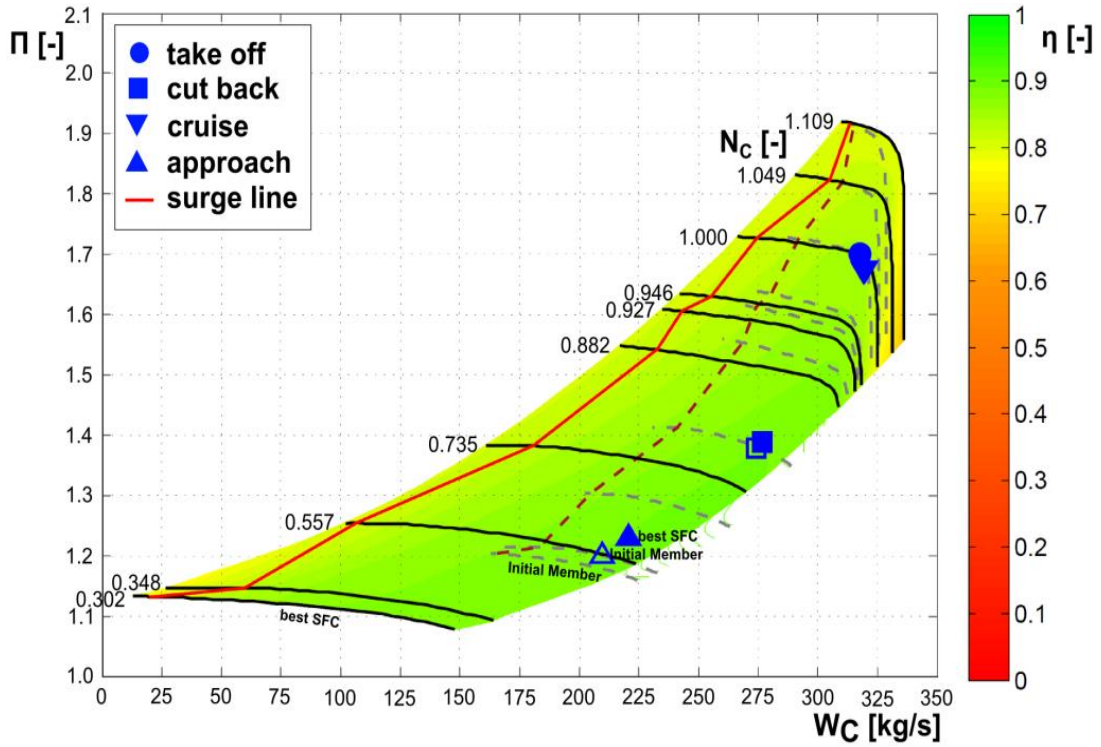

Abb. 3.21: Vergleich Zielkennfeld (stetige Kontur) zu Referenzkennfeld (gestrichelte Kontur) hinsichtlich besten SFC

In Abb. 3.22 ist die durch das Zielkennfeld erreichte Verbesserung des SFC in den als relevant definierten Betriebspunkten dargestellt. Anzumerken ist hierbei, dass mit der angewandten Methode der Kennfeldflexibilisierung ausschließlich der Betriebsbereich außerhalb des Auslegungspunktes (hier Take Off) modifiziert wird. Demzufolge weisen Betriebspunkte, welche sich stark vom Auslegungspunkt unterscheiden (entsprechend Approach), einen größeren Effekt auf, als solche die dem Auslegungspunkt aerodynamisch

ähnlich sind (entsprechend Cruise). Im niederen Lastfall ergibt sich demnach ein Effizienzpotential von mehr als 2 % während im Reiseflug nahezu keine Verbesserung zu erwarten ist.

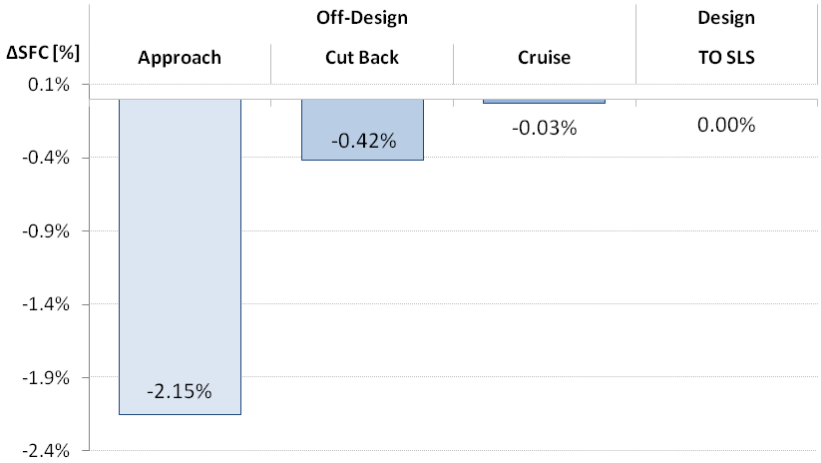

Abb. 3.22: Maximales Potential durch Einsatz von gehäuseseitigen Umfangsnuten hinsichtlich SFC [%] gegenüber Referenzkonfiguration

Neben der dargestellten Potentialabschätzung von rotationssymmetrischen Nutentwürfen auf das Leistungsvermögen der Gesamtmaschine, beinhaltet dieses Arbeitspaket die Definition relevanter Betriebspunkte. Hierzu wurden in Abstimmung mit den Projektpartnern die in der Abb. 3.23 abgebildeten Punkte OP0 – OP3 für den Referenzfall festgehalten.

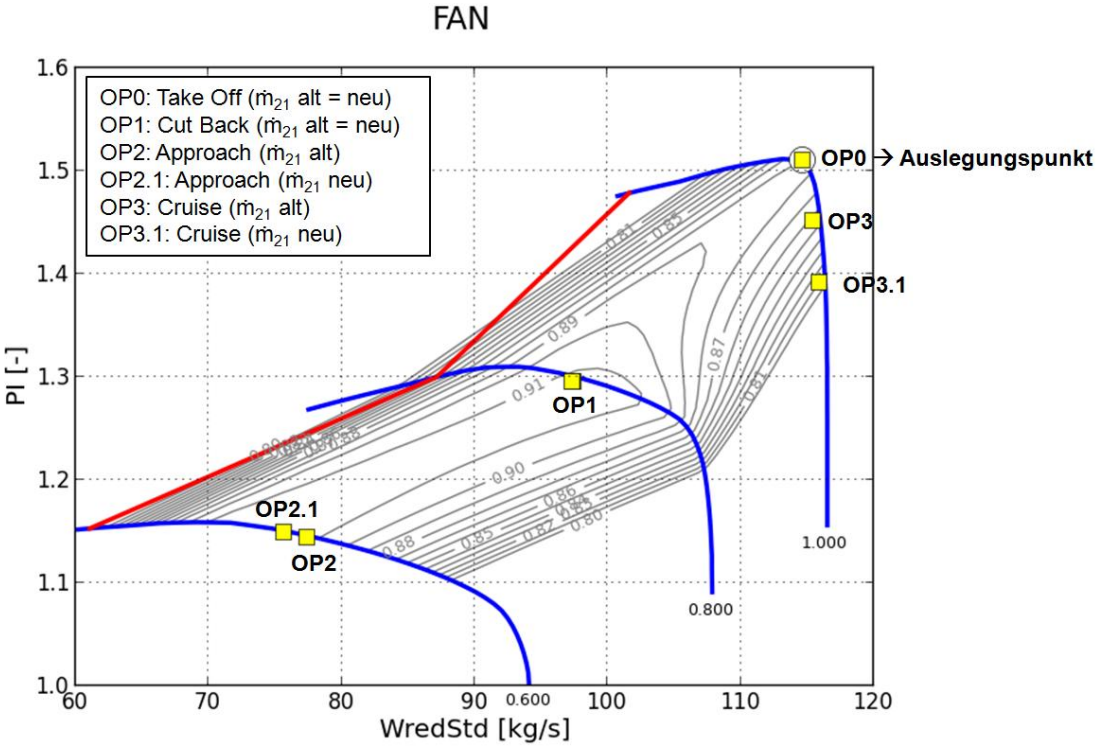

Abb. 3.23: Definition der im Vorhaben betrachteten betriebspunkte am Beispiel der Referenzcharakteristik

Im Zuge der Bearbeitung von HAP 1 stellte sich heraus, dass der angenommene Massenstrom im Eintrittsbereich des Kerns ṁ$_{21}$ zu groß ist, respektive die Kerneintrittsgeschwindigkeit den Erfahrungswerten widerspricht. Um diesen Missstand zu korrigieren, wurde das Bypassverhältnis gesteigert, woraus sich die Betriebspunkte OP2.1

und OP3.1 ergeben. Es zeigt sich also, dass die Betriebspunktdefinitionen bei gegebenen Randbedingungen nicht mehr erfüllt werden können. Daher wurde das Modell um eine variable Düse erweitert, welche den Fan im Reiseflugfall soweit androsselt, dass OP3.1 dem OP3 entspricht (A_9: -4,86 %), bzw. im Landeanflug entdrosselt, so dass OP2.1 dem OP2 entspricht (A_9: +6,34 %). Die jeweilige Änderung der Düsenaustrittsfläche A_9 wurde im weiteren Projektverlauf konstant gehalten.

3.2.2 Identifikation des Einflusses von rotationssymmetrischen Umfangsnuten auf den Arbeitsbereich der Gesamtmaschine (AP 3.2 – Aufstockung)

Analog zum AP 3.1 der Aufstockung konnte die angedachte Potentialabschätzung hinsichtlich des Arbeitsbereichs auf Grundlage der Kennfeldauslenkungen von systematisch variierten Nutgeometrien nicht umgesetzt werden, da deren Effekte auf das Gesamtsystem zu klein sind. Zur Beurteilung des Potentials von umfangssymmetrischen Nutentwürfen auf den Arbeitsbereich der Gesamtmaschine wurde daher erneut die Methodik der Kennfeldflexibilisierung angewandt. In der Abb. 3.24 ist das resultierende Zielkennfeld des Fans für einen maximalen, kumulierten Pumpgrenzenabstand aller Kompressorkomponenten dargestellt. Nutbasierte Gehäusemodifikationen, welche die Fancharakteristik in solcher Weise beeinflussen, definieren dementsprechend den maximal möglichen Arbeitsbereich des zugrundeliegenden Gesamtsystems.

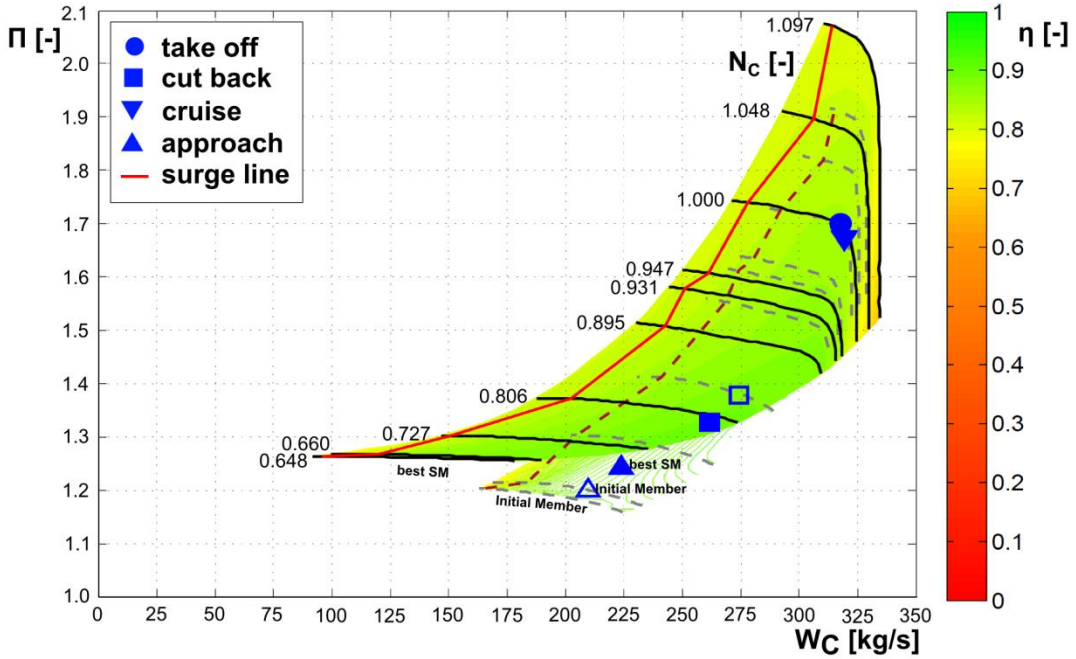

Abb. 3.24: Vergleich Zielkennfeld (stetige Kontur) zu Referenzkennfeld (gestrichelte Kontur) hinsichtlich höchsten Pumpgrenzenabstandes

3.2.3 Untersuchung der Auswirkungen ausgewählter Nutentwürfe auf den Auslegungspunkt (AP 3.3 – Aufstockung)

Im HAP 1 (DLR) wurden insgesamt drei Optima der Nutgestaltung identifiziert:

- M462: Basierend auf der Optimierung von drei Umfangsnuten ergibt sich für den Auslegungspunkt OP0 ein Wirkungsgradvorteil des Fans von 0,04 % relativ zur nutlosen Referenzgeometrie.
- M539: Basierend auf der Optimierung von drei Umfangsnuten ergibt sich für OP2 eine Reduktion des Breitbandlärms von -0,018 dB gegenüber der nutlosen Referenzgeometrie.

- M422: Basierend auf der Optimierung von fünf Umfangsnuten ergibt sich für OP2 eine Reduktion des Breitbandlärms von -0,022 dB gegenüber der nutlosen Referenzgeometrie.

Bei der Optimierung von fünf Umfangsnuten wurde keine Lösung mit einem besseren Fanwirkungsgrad als die nutlose Referenzgeometrie gefunden.

Als Auslegungspunkt wurde OP0 als Take Off im ISA Standfall (TO SLS) über konstantem Schub definiert. Von den drei identifizierten Lösungen wurde einzig M462 im Auslegungspunkt optimiert. Entsprechend resultiert hier eine Verbesserung des SFC um -0,083 %. Die beiden anderen Optima weisen hier eine Verschlechterung um 0,042 % (M539) respektive 0,048 % (M422) auf. Insgesamt sind die Änderungen im Brennstoffverbrauch marginal.

Aufgrund des schlechteren Fanwirkungsgrades im Auslegungspunkt muss das Kerntriebwerk der M539 und M422 Konfiguration mehr Leistung aufbringen. Dies resultiert in einem Anstieg der Turbineneintrittstemperatur von 0,74 K (M539) bzw. 0,85 K (M422). Der verbesserte Fanwirkungsgrad der M462 Konfiguration reduziert die TET um 0,1 K. Auch diese Veränderungen werden als moderat erachtet.

Durch die optimierungsbedingte Kennfeldauslenkung des Fans ergeben sich entsprechend veränderte Abstände zur Pumpgrenze. Es zeigt sich, dass M462 und M422 eine akzeptable Verringerung des Pumpgrenzenabstandes von 0,143 % (M462) respektive 0,148 % (M422) aufweisen. Bei M539 verringert sich der Abstand um 0,563 %. Trotz dieser relativ starken Reduktion weist der M539 Fan mit 13,912 % immer noch einen ausreichenden Abstand zum instabilen Bereich auf. Die Betriebspunkte der anderen Verdichter werden im Auslegungspunkt nicht variiert, sodass hier keine Änderungen der Pumpgrenzenabstände resultieren.

3.2.4 Untersuchung der Auswirkungen ausgewählter Nutentwürfe im Off-Design (AP 3.4 – Aufstockung)

Während die Effekte der Kennfeldvariationen auf das Gesamtsystem im Auslegungspunkt weitestgehend marginal sind, kommt es in den betrachteten Betriebspunkten des Off-Designs mitunter zu erheblichen Veränderungen. Beispielhaft sind hierbei die drehzahlabhängigen Wirkungsgradmaxima der jeweiligen Kennfelder aufgeführt. Wie in Abb. 3.25 zu sehen ist, weisen die Fans mit modifiziertem Gehäuse besonders im mittleren Drehzahlbereich ein erhebliches Wirkungsgraddefizit auf.

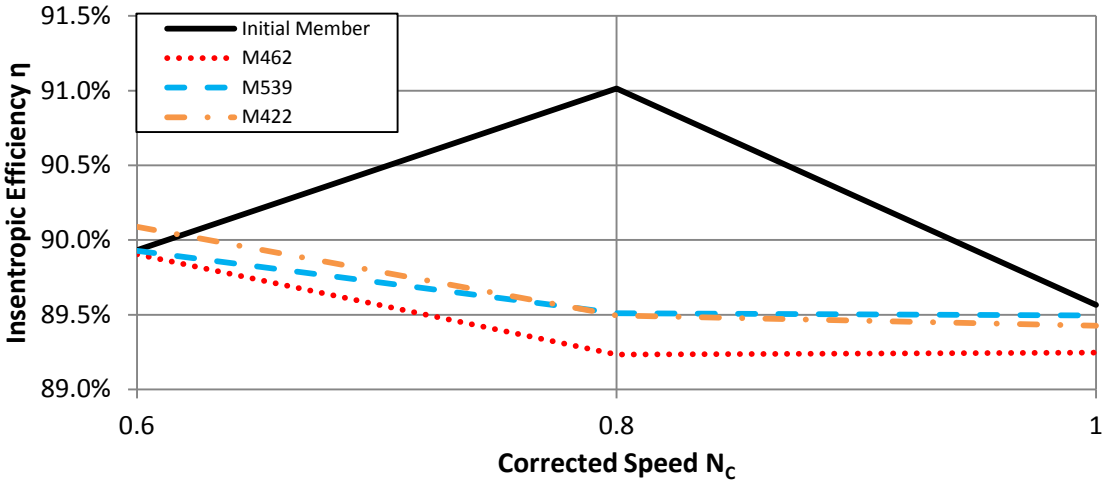

Abb. 3.25: Wirkungsgradmaxima der Kennfelder in Abhängigkeit der reduzierten Drehzahl

Überträgt man diese Erkenntnis auf das Gesamtsystem, wird der Grund für die in Abb. 3.26 dargestellte massive Verschlechterung des SFC im Cut Back Betriebspunkt ($NL_{cor} \approx 0.8$) ersichtlich (> 1 %). Demgegenüber stehen weitestgehend qualitativ gleichartige

Verbesserungen im Approach Betriebspunkt sowie eine minimale Verbesserung im Cruise. Hierbei sticht die M462 Konfiguration mit einer Brennstoffreduktion um 0,223 % deutlich positiv hervor. Dies steht zunächst im Gegensatz zur Verringerung der drehzahlabhängigen Wirkungsgradmaxima. Da jedoch die betrachten Arbeitslinien abseits der Verbindungslinie der Wirkungsgradmaxima liegen, kommt es zur beschriebenen Verbesserung in OP2 und OP3.

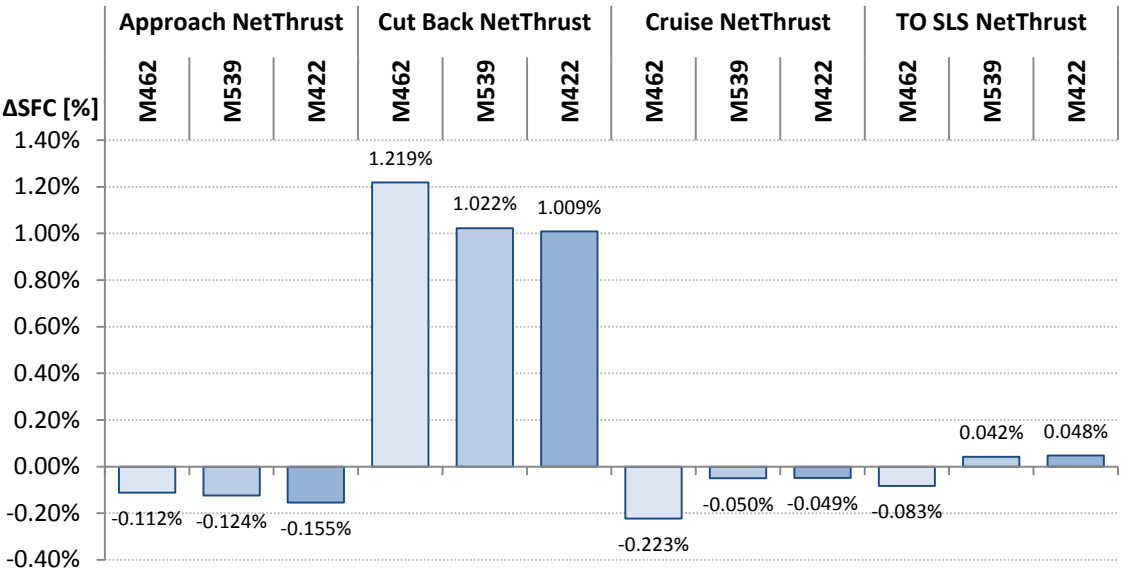

Abb. 3.26: Änderung des SFC [%] relativ zur Referenzkonfiguration

Ausgehend vom Einfluss des Fanwirkungsgrades resultieren alle Modifikationen in einer deutlich gestiegenen TET im Cut Back Betriebspunkt (> 5 K). Während des Betriebs in anderen Off-Design Punkten ist die Änderung der TET vernachlässigbar. Abb. 3.27 stellt die diesbezüglichen Ergebnisse dar.

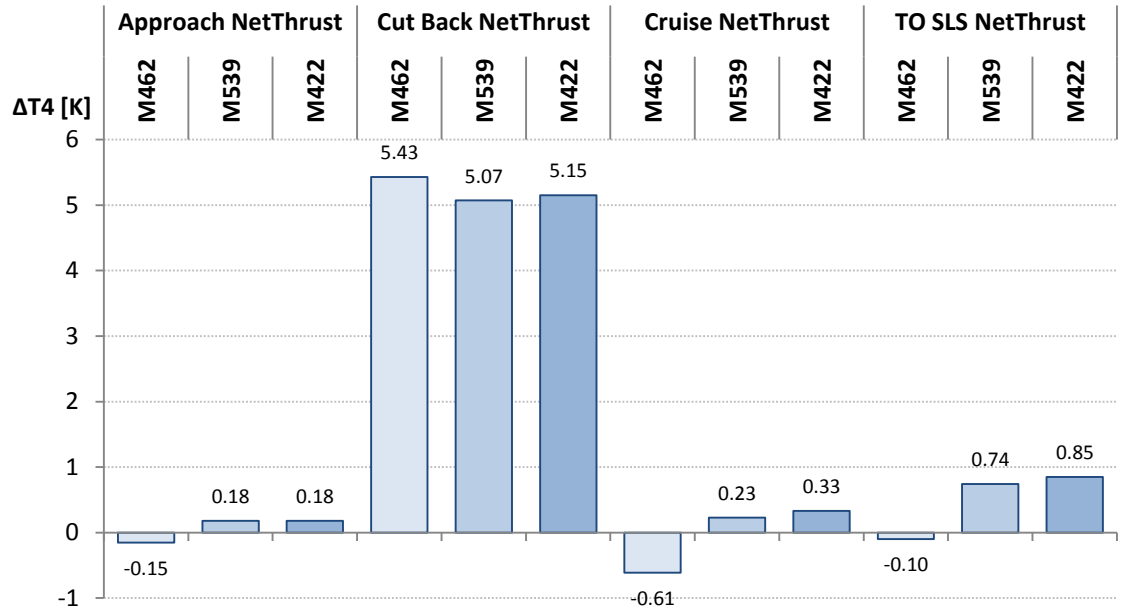

Abb. 3.27: Änderung der Turbineneintrittstemperatur [K] gegenüber der Referenzkonfiguration

Als weiteres Beurteilungskriterium soll an dieser Stelle der Einfluss auf den Betriebsbereich respektive die Veränderung der SM betrachtet werden. Wie in Abb. 3.28 dargestellt weisen alle Modifikationen einen verringerten Pumpgrenzenabstand des Fans auf. Ebenso wie im Auslegungspunkt sticht M539 hierbei negativ hervor. Mit einer moderaten Verschlechterung von 0,143 % bis 0,210 % ist M462 am konservativsten.

Bei der Betrachtung des Boosters und des Hochdruckverdichters (HDV) fallen die Änderungen der SM bis auf OP1 marginal aus. Im Cut Back kann der Pumpgrenzenabstand des Boosters insbesondere durch M539 (0,129 %) und M422 (0,147 %) gesteigert werden, während die SM des HDV bei allen Modifikationen um mehr als 0,1 % verringert wird. Insgesamt stehen die Änderungen des Pumpgrenzenabstandes der Kernverdichter dem des Fans nach. Abb. 3.29 und Abb. 3.30 vervollständigen die Betrachtung der Veränderung auf den möglichen Arbeitsbereich.

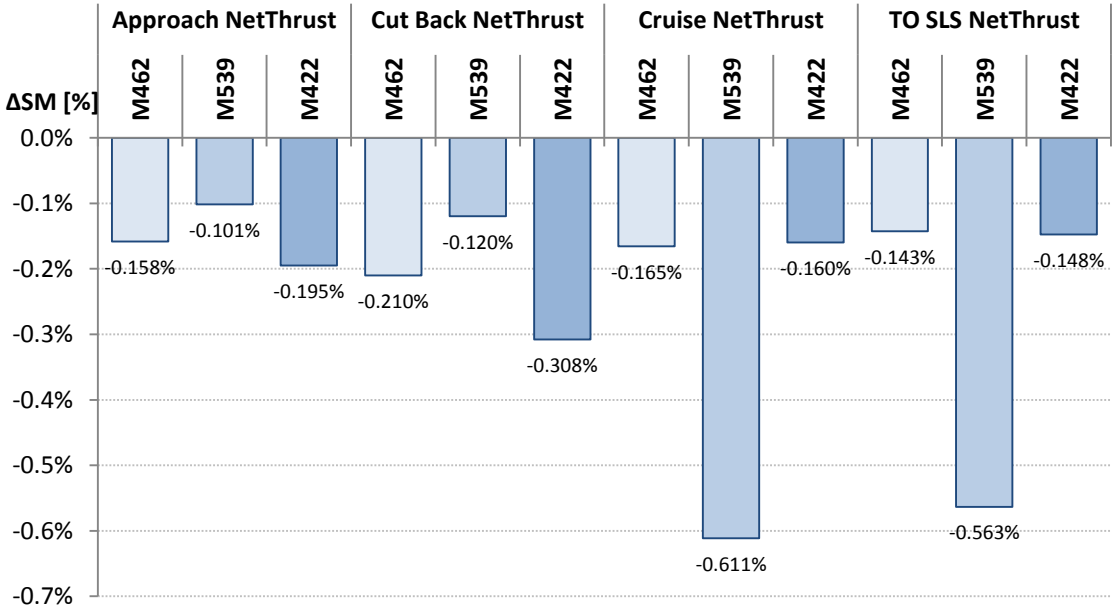

Abb. 3.28: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Fans [%] gegenüber der Referenzkonfiguration

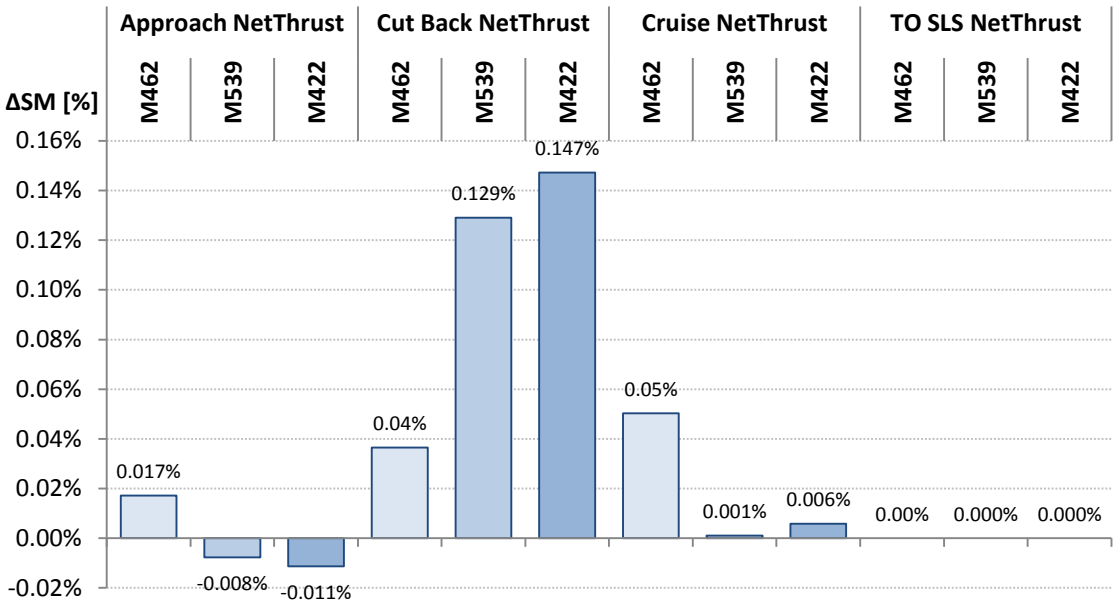

Abb. 3.29: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Boosters [%] gegenüber der Referenzkonfiguration

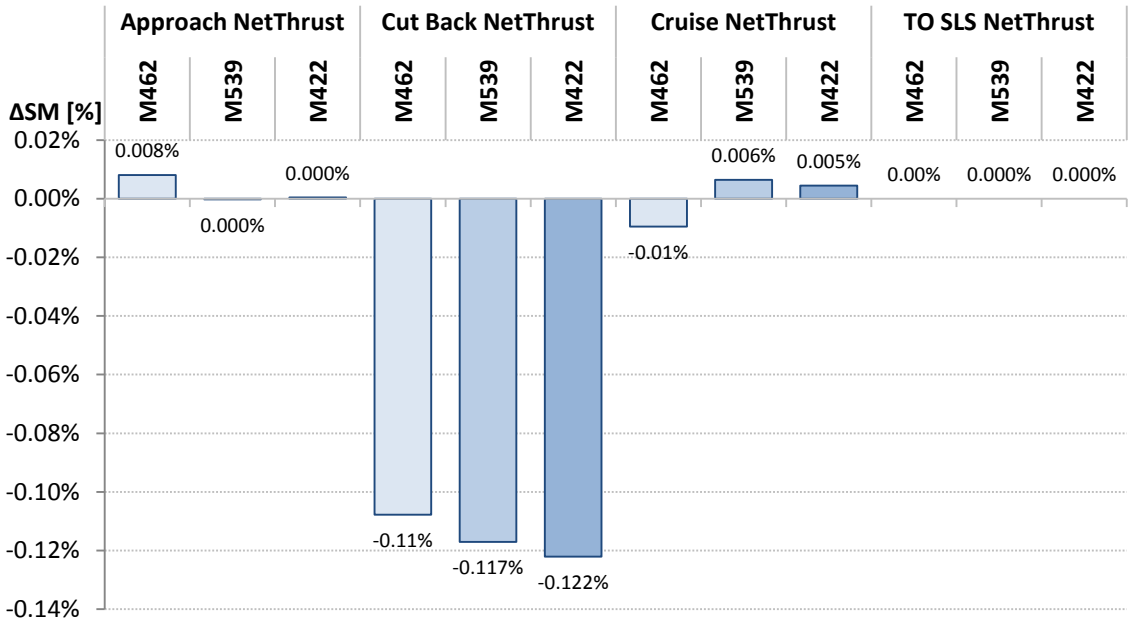

Abb. 3.30: Änderung des Pumpgrenzenabstandes des Hochdruckverdichters [%] gegenüber der Referenzkonfiguration

Die Zusammenfassung der unterschiedlichen Einflüsse auf das Gesamtsystem lässt schlussfolgern, dass keine der betrachteten nutbasierten Gehäusemodifikationen eine integrale Verbesserung zur nutfreien Referenz darstellt. Am ehesten genügt M462 den aus Sicht der Triebwerksleistungsrechnung gestellten Anforderungen. Insbesondere die Verbesserung des Brennstoffverbrauchs während des Reiseflugs sowie die relativ geringe Verkleinerung des Betriebsbereichs führen zu dieser Aussage. Dennoch muss mit einem massiven Anstieg des Brennstoffverbrauchs und subsequent der TET im mittleren Drehzahlbereich gerechnet werden.

Es wird empfohlen die akustisch optimierten Lösungen M539 und M422 zurückzuweisen, da die minimalen Reduktionen des Breitbandlärms in keinem Verhältnis zu den Defiziten auf Gesamtsystemebene stehen.

3.2.5 Untersuchung vorgeschlagener Nutentwürfe hinsichtlich variabler Zyklen (AP 3.5 – Aufstockung)

Um das Potential von Umfangsnuten im Blattspitzenbereich des Fans auch im Kontext zukünftiger Triebwerkskonzepte zu bewerten, wurden die Referenzcharakteristik sowie die in HAP 1 (DLR) identifizierten Entwürfe anhand des Synthesemodells mit zusätzlicher variabler Düse untersucht. Hierfür wurde für alle Kennfelder die jeweilige Arbeitslinie ermittelt, welche die Menge der Betriebspunkte mit maximalem isentropen Fanwirkungsgrad in Abhängigkeit der reduzierten Drehzahl repräsentiert. Anschließend wurde die Düsenaustrittsfläche als zusätzlicher freier Parameter in das Lösungssystem der Syntheserechnung aufgenommen. Dadurch ist es möglich, die definierten Betriebspunkte auf die ideale Arbeitslinie zu zwingen. Hierbei wurde darauf geachtet, dass weiterhin ein ausreichender Pumpgrenzenabstand vorgehalten wird.

Exemplarisch sind in Abb. 3.31 die Referenzcharakteristik, die ursprünglich definierten Betriebspunkte sowie die Betriebspunkte mit maximalem Wirkungsgrad dargestellt. Wie zu erkennen ist, folgt aufgrund des Wirkungsgradgewinns eine Reduktion der jeweiligen Drehzahl. Dies ist mit der Forderung nach jeweils konstantem Schub begründet. Weiterhin ist zu erkennen, dass zur Umsetzung der idealen Arbeitslinie der Fan über alle betrachteten Betriebspunkte angedrosselt respektive die Düsenaustrittsfläche reduziert werden muss. Die resultierenden Änderungen der Düsenaustrittsfläche sind in Abb. 3.32 dargestellt. Es ist zu

erkennen, dass die jeweiligen Flächenänderungen für alle Konfigurationen etwa gleich groß sind. Als Ausnahme ist hier der Approach Betriebspunkt (OP2) hervorzuheben, welcher aufgrund der notwendigen Extrapolation der idealen Arbeitslinie eine größere Bandbreite an Flächenänderungen aufweist.

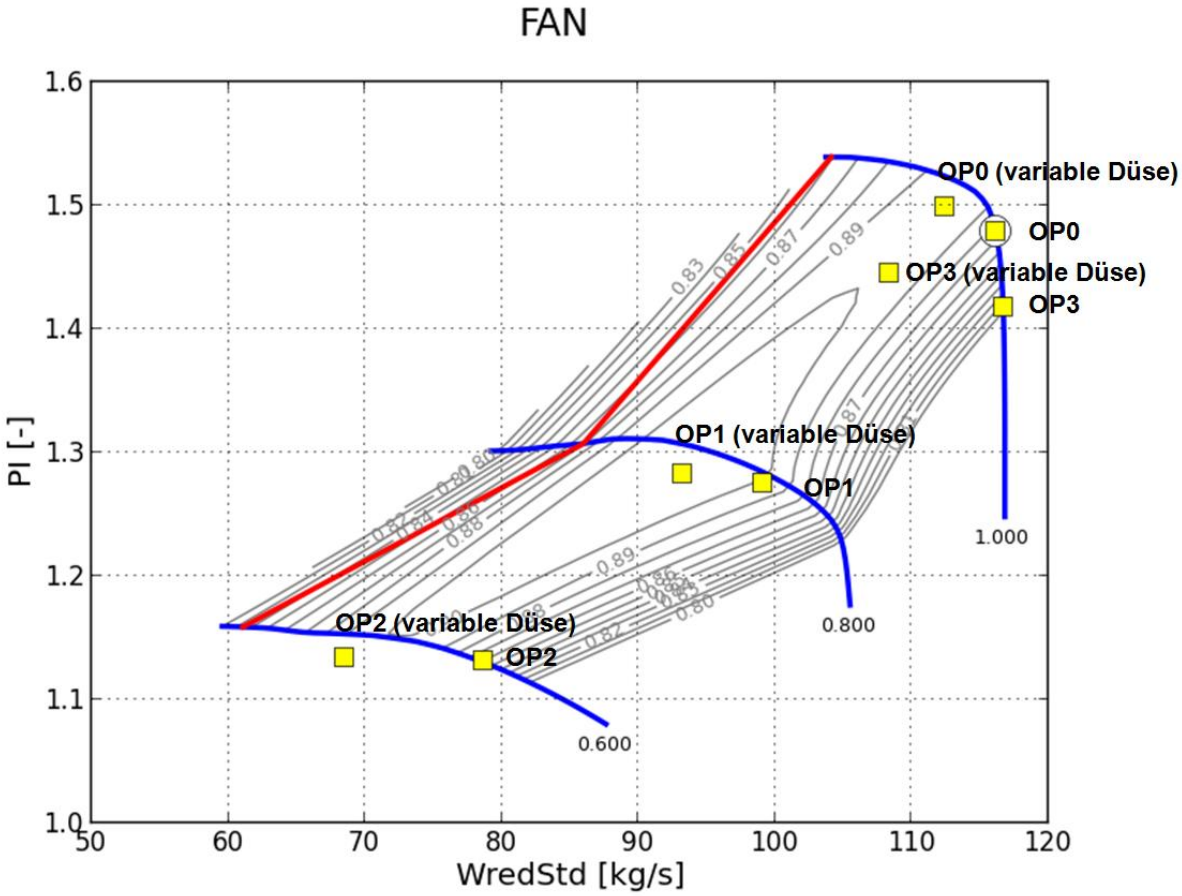

Abb. 3.31: Verschiebung der Betriebspunkte durch eine variable Düse hin zu den Wirkungsgradmaxima am Beispiel der Referenzcharakteristik

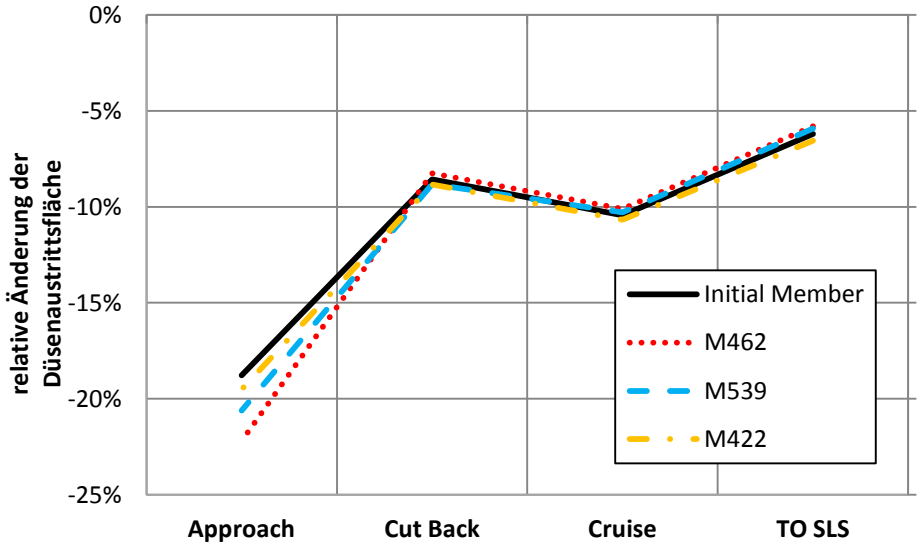

Abb. 3.32: Relative Änderung der Düsenaustrittsfläche bezogen auf die konstante Düsengeometrie

In der Abb. 3.33 ist der Effekt der jeweiligen Flächenänderungen auf den isentropen Fanwirkungsgrad betriebspunktspezifisch zusammengefasst.

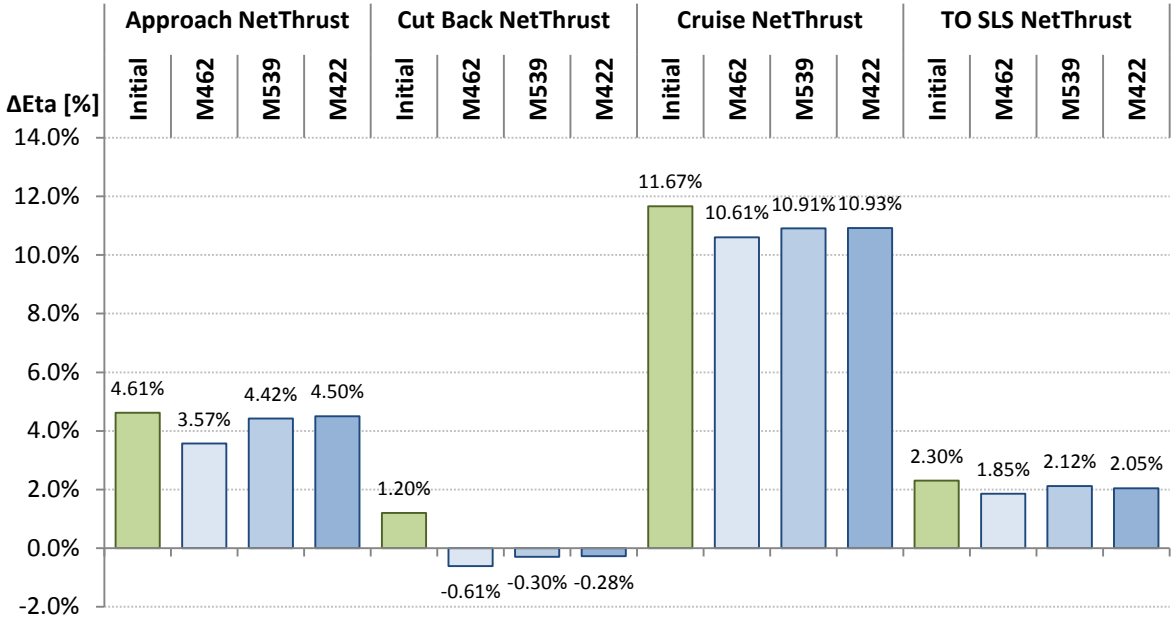

Abb. 3.33: Effekt auf den isentropen Fanwirkungsgrad infolge der veränderten Düsenaustrittsfläche bezogen auf die Referenzkonfiguration mit konstanter Düse

Es ist zu erkennen, dass insbesondere im effizienzrelevanten Cruise Betriebspunkt (OP3) erhebliche Steigerungen des Wirkungsgrades erzielt werden können, während im Take Off Betriebspunkt (OP0) zwar evidente, jedoch insgesamt deutlich geringere Vorteile erzielt werden können. Dies ist damit zu begründen, dass OP0 als Auslegungspunkt bereits nahe am Wirkungsgradmaximum definiert wurde. Im Cut Back Betriebspunkt (OP1) weist lediglich die nunmehr variable Referenzkonfiguration einen Effizienzgewinn gegenüber der initialen Referenzkonfiguration auf. Das in Abb. 3.25 dargestellte Wirkungsgraddefizit der nutbeeinflussten Fans im mittleren Lastbereich verhindert hier einen positiven Effekt gegenüber der Referenzkonfiguration. Insgesamt kann hier dennoch eine Verbesserung gegenüber der jeweiligen Konfiguration ohne variable Düse erzielt werden.

In den folgenden Abb. 3.34 und Abb. 3.35 sind die Auswirkungen der variablen Düse auf SFC und TET dargestellt. Entsprechend dem Wirkungsgradgewinn des Fans weist OP3 eine erhebliche Verbesserung des spezifischen Brennstoffverbrauchs auf. Demgegenüber steht ein bis auf OP3 kontinuierlicher Anstieg der TET. Im diesbezüglich kritischen Take Off Fall beträgt der Anstieg bis zu 5 K. Aufgrund des kontrollierten Androsselns des Fans steht dem Kerntriebwerk weniger Luftmassenstrom zur Verfügung. Dies führt zu einem Anstieg des Brennstoff-Luft Verhältnisses, was in einer gestiegenen TET mündet.

Da der Fan kontrolliert angedrosselt wird, wird auf die Betrachtung des Pumpgrenzenabstandes verzichtet. Es wird jedoch darauf hingewiesen, dass in der zugrundeliegenden Betrachtung ein ausreichend großer Pumpgrenzenabstand aller Verdichter vorgehalten wurde.

Insgesamt ist auch bei der Betrachtung variabler Zyklen die Referenzgeometrie vorzuziehen. So kann bis auf den extrapolationsfehlerbehafteten Approach Betriebspunkt durchweg mehr Brennstoff eingespart werden, während der Anstieg der TET beim Take Off am moderatesten ist.

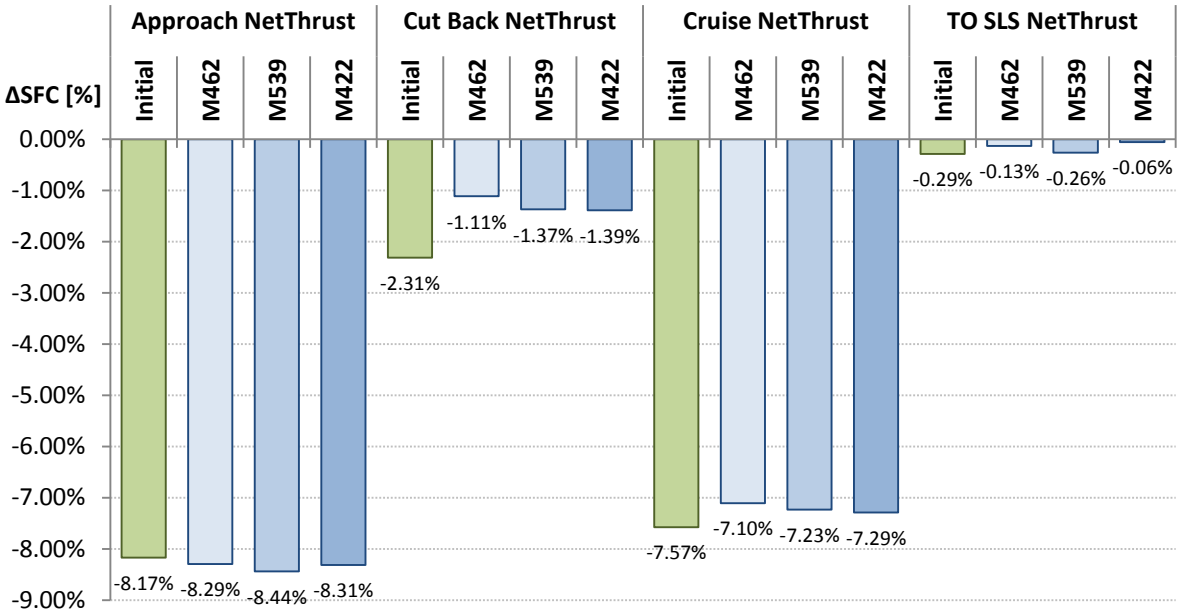

Abb. 3.34: Änderung des SFC [%] relativ zur Referenzkonfiguration mit konstanter Düsenaustrittsfläche

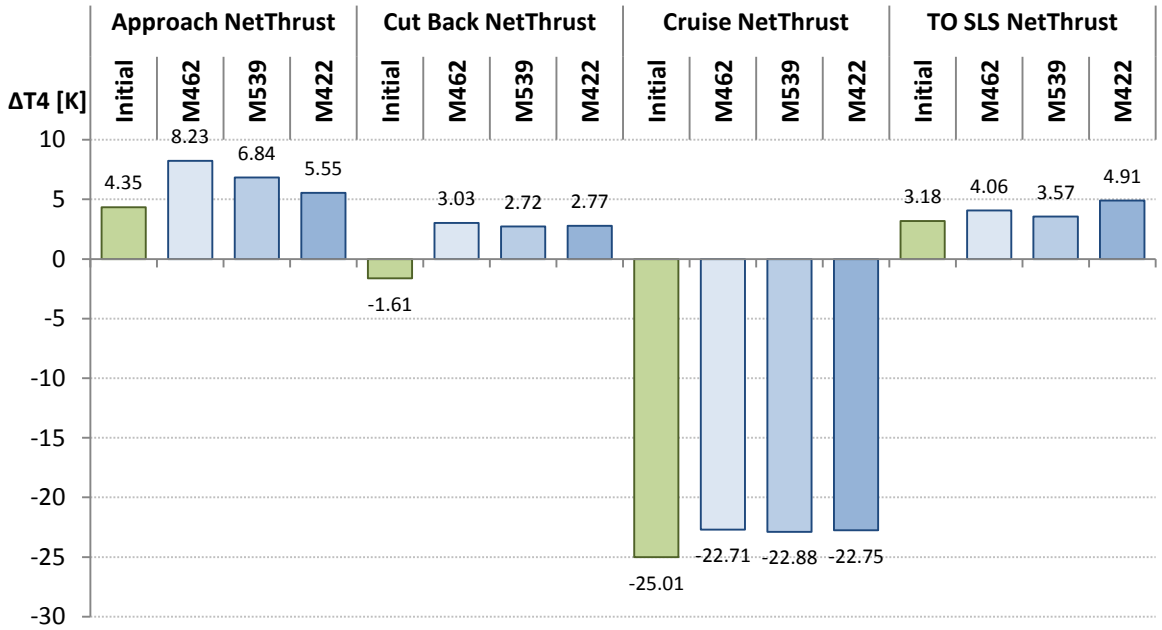

Abb. 3.35: Änderung der TET [K] relativ zur Referenzkonfiguration mit konstanter Düsenaustrittsfläche

3.3 Zusammenfassung der wichtigsten Ergebnisse und Empfehlungen für nachfolgende Studien

Das Ziel des AP 3.1 des initialen Projekts war die Erstellung des zentralen Synthesemodells zur Abbildung des Triebwerks als Gesamtsystem. Auf Grundlage öffentlich zugänglicher Daten konnte ein Abbild des V2500-A5 Triebwerks mit variabler Fancharakteristik erstellt werden. Dies war Basis für den validen Vergleich von CT-beeinflussten Fans untereinander und gegenüber der Referenz.

Als weitere Voraussetzung für vergleichende Aussagen bezüglich Fanmodifikationen wurden im AP 3.2 in Abstimmung mit den Projektpartnern signifikante Betriebspunkte

definiert. Die anschließenden Untersuchungen bezogen sich so alle auf die gleichen Randbedingungen. Um dieser Prämisse zu genügen, musste im AP 3.1 der Aufstockung infolge einer Korrektur in der Modellbildung des HAP1 eine variable Schubdüse im Synthesemodell ergänzt werden.

Das Potential einer variablen Schubdüse wurde bereits im AP 3.3 eruiert. Es zeigte sich, dass die wesentlichen Faktoren für den wirtschaftlichen Erfolg die zugrundeliegende Flugstrecke sowie das zusätzliche Gewicht der variablen Düse sind. So überwiegt der monetäre Nutzen in der untersuchten Konfiguration ausschließlich bei einem Flugeinsatz auf sehr kurzen Distanzen, wobei bei schweren Düsen dieses Gewinnfenster weiter reduziert wird.

Im AP 3.4 wurde eine Methode zur Definition von Turbokomponentenspezifikationen in Form von Zielkennfeldern entwickelt. Diese Methode wurde generisch formuliert, sodass sie auch in der vorliegenden Betrachtung der Gehäusemodifikationen im Blattspitzenbereich des Fans angewendet werden konnte. Im Kern der Methode steht die Optimierung eines Referenzkennfeldes hinsichtlich relevanter Zielfunktionen. Diese wurden in der Arbeit als Effizienz-, Stabilitäts- und Leistungskriterium formuliert. Zur Reduktion dieses mehrdimensionalen Problems wurde eine paretobasierte Möglichkeit vorgeschlagen, höherwertige Lösungen zu identifizieren. Ein entsprechendes Zielkennfeld wurde hinsichtlich der zugrundeliegenden Aufgabenstellung vorgestellt. Es wird vorgeschlagen, dass eine hierzu passende Geometrie in einer nachfolgenden Untersuchung realisiert wird. Eine Optimierung auf Grundlage eines Strömungslösers ist hierbei denkbar.

AP 3.5 und 3.6 befassten sich mit der gesamtsystembezogenen Bewertung von ausgewählten CT-Lösungen, welche im HAP1 in einer vorangegangenen aerodynamisch und aeroakustisch gekoppelten Optimierung gefunden wurden. Es zeigte sich, dass keine der vorgebrachten Konfigurationen einen holistischen Mehrwert generiert. So steigen jeweils die Aufheizung des Triebwerks sowie der Brennstoffverbrauch. Einzig Lösung M247 wird einen im Reiseflug verbesserten SFC aufweisen. Die Stabilität der Verdichter steigt tendenziell, wobei die aus der Betrachtung der Effizienz heraus beste Lösung M247 sich hierbei gegenläufig verhält.

Das hier zusammengefasste HAP3 belegt also, dass eine Gehäusekonturierung des Fans unter gegebenen Randbedingungen auf Grundlage von Splines, so wie sie im HAP1 angewandt wurden, hinsichtlich des Gesamtsystems keinen integralen Vorteil generiert. Darauf aufbauend wurde im HAP1 die Möglichkeit zur gleichzeitigen Verbesserung von Lärm und Effizienz durch Gehäusemodifikationen in Form von rotationssymmetrischen Umfangsnuten identifiziert. Dieses Potential sowie die Erweiterung der aerodynamisch und aeroakustisch gekoppelten Optimierung um eine aeroelastische Komponente wurden in einer anschließenden Projektaufstockung untersucht.

Im AP 3.1 und 3.2 der Aufstockung sollte nun das Potential der Umfangsnuten hinsichtlich Leistungsvermögen und Arbeitsbereich beziffert werden. Der angedachte Weg, die Untersuchung ausgelenkter Kennfelder basierend auf systematisch variierter Nutgeometrien, wurde jedoch aufgrund zu geringer Effekte auf Gesamtsystemebene nicht umgesetzt. So wurden als alternativer Ansatz die im AP 3.4 des initialen Projekts entwickelte Methodik zur Kennfeldflexibilisierung auf das zugrundeliegende Problem angewandt und entsprechende bestmögliche Fancharakteristiken generiert. Das somit theoretisch mögliche Potential wurde dargelegt.

Analog zum initialen Projekt galt es in der Aufstockung ausgewählte Entwürfe im Gesamtsystemkontext zu bewerten. Die Ergebnisse der AP 3.4 und 3.5 der Aufstockung zeigen, dass Lösungen, welche eine Verbesserung der Schallemissionen aufweisen, mit deutlichen Defiziten hinsichtlich der Triebwerksleistung einhergehen. Demgegenüber existiert mindestens eine Lösung (M462), welche eine invariante Schalleistung aufweist und dennoch einen Effizienzgewinn im und in der Nähe des Auslegungspunktes vorweisen kann. Dennoch ist M462 nur bedingt empfehlenswert. So muss im mittleren Drehzahlbereich mit einem massiven Anstieg des Brennstoffverbrauchs und folglich der TET gerechnet werden. Weiterhin wird der Betriebsbereich der Verdichter tendenziell kleiner.

Im abschließenden AP 3.5 der Aufstockung wurden die vorgeschlagenen Entwürfe hinsichtlich eines variablen Zyklus in Form einer variablen Schubdüse untersucht. So zeigte sich auch hier, dass die Referenzgeometrie gegenüber den nutbeeinflussten Konfigurationen vorzuziehen ist: Es lässt sich mehr Brennstoff einsparen und die Aufheizung fällt geringer aus.

3.4 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Im Folgenden wird die Verwendung der Zuwendung in den einzelnen Kostenpositionen erläutert.
Zur wissenschaftlichen Bearbeitung des Projekts war ein wissenschaftlicher Mitarbeiter mit einschlägiger Berufserfahrung nach erfolgreich abgeschlossenem Hochschulstudium im Studiengang Verkehrswesen, Schwerpunkt Luft- und Raumfahrttechnik angestellt. Hierfür wurden die Mittel der Kostenposition 0812 im Zeitraum 01.03.2014 – 28.02.2017 aufgewendet. Der wissenschaftliche Mitarbeiter war in Vollzeitanstellung mit der Bearbeitung aller AP betraut.
Unterstützt wurden die Arbeiten durch in persona zwei studentische Hilfskräfte, die das Projekt über unterschiedliche zeitliche Abschnitte begleitet haben. Die Ausgaben hierfür sind der Kostenposition 0822 zuzuordnen.
Die erste studentische Hilfskraft war im Zeitraum 05.2014 – 12.2015 und die zweite studentische Hilfskraft im Zeitraum von 07.2016 – 12.2016 angestellt. Beide Studenten waren in diesem Rahmen mit der Erstellung von Testfällen, Durchführung und Auswertung von Simulationen sowie der Erstellung von Dokumentations- und Präsentationsmaterial betraut.
Die Ausgaben in der Kostenposition 0844 sind vorwiegend für Dienstreisen im Rahmen regelmäßiger Projekttreffen mit den Verbundpartnern entstanden. Weiterhin wurde hier ein Konferenzbesuch zur ASME 2014 in Düsseldorf verbucht. Demgegenüber wurde der Besuch der IGTC 2015 mit der damit verbundenen Publikation ([Sauer15]) in Tokio aus Restemitteln des Haushalts der Forschungsstelle finanziert.

3.5 Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeiten

Durch seine zentrale Rolle in der Schubgewinnung eines Zweistromturboluftstrahl-triebwerks, hat der Fan einen bedeutenden Anteil an der Effizienz des Gesamtsystems. Schon geringe Verbesserungen hier können einen weiteren wichtigen Schritt zum Erreichen der gegenwärtigen Klimaziele bedeuten. Analog verhält es sich mit der emittierten Schallleistung. Der Fan als dominanteste Lärmquelle heutiger ziviler Triebwerke besitzt das größte Potential zur Lärmreduzierung. Es liegt also nahe, dass sowohl Effizienz als auch emittierte Schallleistung in der Fanauslegung als gleichzeitige Zielgrößen betrachtet werden. Der Blattspitzenbereich gilt hierbei aufgrund hochkomplexer trans- und supersonischer Strömungsphänomene als entscheidend. Die Aufgabenstellung des Verbundprojekts wird somit als hochrelevant erachtet, sodass die generelle Notwendigkeit von FanTip gegeben war.

Um das Potential komponentenspezifischer Modifikationen wie der des Fans zu bewerten, muss eine Betrachtung des Gesamtsystems erfolgen. Erst so kann eruiert werden, ob vermeintliche Verbesserungen im Lokalen sich ebenso positiv im Systemkontext wiederspiegeln. Die holistische Bewertung aerodynamisch und aeroakustisch optimierter Gehäusegeometrien des Fans war somit unabdingbar. Weiterhin wurde durch die entwickelte Methode zur Spezifizierung von leistungsrechnungsbezogenen Auslegungsrichtlinien ein wichtiger Beitrag zur multidisziplinären Komponentenauslegung geleistet.

3.6 Voraussichtlicher Nutzen, Verwertbarkeit der Ergebnisse im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Die präsentierte Methodik zur Kennfeldflexibilisierung wurde im Rahmen der IGTC 2015 ([Sauer15]) veröffentlicht. Sie steht somit Forschungs- und Entwicklungsbetrieben zur Verfügung, sodass sie direkt zur multidisziplinären Auslegung und Optimierung von Turbokomponenten im Allgemeinen verwendet werden kann. Die Methode zur Generierung von Kennfeldspezifikationen eröffnet die Möglichkeit, den Beitrag der Leistungsrechnung in der Komponentenentwicklung von passiv-bewertend hin zu aktiv-gestaltend zu erhöhen. Durch diese Integration können bereits frühzeitig Impulse zur gesamtsystemrelevanten Detailauslegung gegeben werden und langwierige Iterationen vermieden werden. Der ressourcenintensive Auslegungsprozess kann somit schneller abgeschlossen werden, womit die wirtschaftliche Relevanz begründet ist. Weiterhin resultiert die Anwendung der Methodik in eine Qualitätssteigerung des Produkts Gasturbine. Durch die Umsetzung der generierten Auslegungsvorgabe einzelner oder mehrerer Turbokomponenten lassen sich u. a. der missionsbezogene Brennstoffverbrauch, die Verdichterstabilität und die Aufheizung des Triebwerks optimieren. Dies resultiert in gesenkten Betriebskosten, verringerten Schadstoffemissionen, gesteigerter Sicherheit, größerer operativer Freiheit und erhöhter Lebensdauer.

Die in diesem Abschlussbericht und in [Aulich16] publizierten Ergebnisse zur gleichzeitigen Berücksichtigung der Zielgrößen Effizienz und Lärmemission in der Gehäuseauslegung des Fans zeigen, dass gegenläufige Tendenzen dieser Auslegungskriterien vorliegen. Somit ist für zukünftige Forschungs- und Entwicklungsprogramme die Relevanz dieser Ebene der Anforderungsspezifikation dargelegt.

3.7 Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Die fortlaufende Recherche während der Bearbeitungszeit hat keine Hinweise auf relevante Fortschritte anderer Stellen ergeben, die mit der in diesem Projekt untersuchten multidisziplinären Auslegung des Fangehäuses in Zusammenhang stehen.

4 Veröffentlichungen

Eine Veröffentlichung, in der die entwickelte Methodik zur Spezifizierung leistungsrechnungsbezogener Auslegungskriterien dargelegt wird, wurde auf dem International Gas Turbine Congress 2015 in Tokio präsentiert:

T. Sauer, D. Peitsch, Flexibilization of compressor and turbine characteristics for optimized specification on off-design condition, International Gas Turbine Congress 2015, IGTC2015-0095, Tokio, 2015.

Eine Veröffentlichung, welche die Ergebnisse der multidisziplinären Konturierung des Fangehäuses zusammenfasst, wurde im Rahmen des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses 2015 in Rostock präsentiert und anschließend im CEAS Aeronautical Journal publiziert:

A.-L. Aulich, T. Sauer, S. Iseni, A. Moreau, D. Peitsch, R. Mailach, D. Micallef, L. Enghardt, E. Nicke, Fan casing contouring under consideration of aeroacoustics, mechanics, aeroelasticity, and whole engine performance, CEAS Aeronautical Journal, Volume 8, Issue 1, 2017.

5 Verwendete Fachliteratur

[Aulich16] A.-L. Aulich, T. Sauer, S. Iseni, A. Moreau, D. Peitsch, R. Mailach, D. Micallef, L. Enghardt, E. Nicke, Fan casing contouring under consideration of aeroacoustics, mechanics, aeroelasticity, and whole engine performance, CEAS Aeronautical Journal, Volume 8, Issue 1, 2017.

[Becker11] R. Becker, F. Wolters, M. Nauroz, T. Otten, Development Of A Gas Turbine Performance Code and Its Application To Preliminary Engine Design, DLRK 2011-241485, DGLR Kongress 2011, Bremen, 2011.

[BMWi13] Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie, Bekanntmachung zur Förderung von Forschungs- und Technologievorhaben im Rahmen des nationalen zivilen Luftfahrtforschungsprogramm V – Erster Programmaufruf 2014 - 2017 –, Berlin, 2013.

[Bräunling09] W. J. G. Bräunling, Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Heidelberg et al., 2009.

[Cros14] G. Cros, FY2013 Maintenance Cost Preliminary Analysis, Verfügbar unter: <http://www.iata.org/whatwedo/workgroups/Documents/MCC-2014-ATH/D1/1000-1030-fy13-mtce-cost-analysis-IATA.pdf> [zuletzt aufgerufen am 13.07.2017], Athen, 2014.

[Das98] I. Das, J. E. Dennis, Normal-Boundary Intersection: A New Method for Generating the Pareto Surface in Nonlinear Multicriteria Optimization Problems, SIAM Journal on Optimization 8, 1998.

[EASA13] European Aviation Safety Agency, IM.E.069 Issue 02, EASA TYPE CERTIFICATE DATA SHEET, IAE V2500-A5 & -D5 engines, Köln, 2013.

[Hathaway02] D. Hathaway, Self-Recirculating Casing Treatment Concept for Enhanced Compressor Performance, GT-2002-30368, ASME 2002, Amsterdam, 2002.

[Horn09] W. Horn, K.-J. Schmidt, S. Staudacher, Effects of Compressor Tip Injection on Aircraft Engine Performance and Stability, 031011-8, Journal of Turbomachinery, Vol.131, 2009.

[IAE14] IAE International Aero Engines, V2500. The Engine of Choice., Verfügbar unter: <http://www.pw.utc.com/Content/V2500_Engine/pdf/B-1-2_FactSheet_commercial_v2500.pdf> [zuletzt aufgrufen am 04.07.2017], East Hartford (CT), 2014.

[Jane's02] Jane's Information Group Limited, Jane's AERO-ENGINES, Coulsdon, 2002.

[Koch68] H. Koch, Technologie im Wettbewerb: Von der privaten zur staatlich-internationalen Wettbewerbswirtschaft der Luftfahrt, VS Verlag für Sozialwissenschaften, Wiesbaden, 1968.

[Kroeckel11] T. Kroeckel, S.J. Hiller, P. Jeschke, Application of a Multistage Casing Treatment in a High Speed Axial Compressor Test Rig, GT2011-46315, ASME 2011, Vancouver, 2011.

[Kurzke04] J. Kurzke, Component Map Collection 2 – Compressor and Turbine Maps for Gas Turbine Performance Computer Programs, Dachau, 2004.

[Kurzke11] J. Kurzke, Correlations hidden in compressor maps, GT2011-45519, ASME 2011, Denver, 2011.

[Lu06] X. Lu, W. Chu, J. Zhu, Y. Wu, Experimental and Numerical Investigation of a Subsonic Compressor with Bend Skewed Slot Casing treatment, GT2006-90026, ASME 2006, Barcelona, 2006.

[Müller08] M.W. Müller, C. Biela, H.-P. Schiffer, C. Hah, Interaction of Rotor and Casing Treatment Flow in an Axial Single-Stage Transonic Compressor with Circumferential Grooves, GT2008-50135, ASME 2008, Berlin, 2008.

[Nelder65] J. A. Nelder, R. Mead, A Simplex Method for Function Minimization, The Computer Journal 7, 1965.

[Neuhaus02] L. Neuhaus, W. Neise, Active Flow Control to Improve the Aerodynamic and Acoustic Performance of Axial Turbomachines, AIAA-2002-2948, 1st Flow Control Conference, St. Louis, 2002.

[Rabe02] D.C. Rabe, C. Hah, Application of Casing Circumferential Grooves for Improved Stall Margin in a Transonic Axial Compressor, GT-2002-30641, ASME 2002, Amsterdam, 2002.

[Sauer15] T. Sauer, D. Peitsch, Felxibilization of compressor and turbine characteristics for optimized specification on off-design condition, International Gas Turbine Congress 2015, IGTC2015-0095, Tokio, 2015.

[Siller09] U. Siller, C. Voß, E. Nicke, Automated Multidisciplinary Optimization of a Transonic Axial Compressor, AIAA 2009-863, 47th AIAA, Orlando, 2009.

[Strazisar04] A.J. Strazisar, M.M. Bright, S. Thorp, D.E. Culley, K.L. Suder, Compressor Stall Control Through Endwall Recirculation, GT2004-54295, Wien, 2004.

[Walsh04] P. P. Walsh & P. Fletcher, Gas Turbine Performance, Second Edition, Blackwell Science Ltd, Oxford, 2004.

[Wilke02] I. Wilke, H.-P. Kau, A Numerical Investigation of the Influence of Casing Treatments on the Tip Leakage Flow in a HPC Front Stage, GT-2002-30642, ASME 2002, Amsterdam, 2002.

[Wilke03] I. Wilke, H.-P. Kau, A Numerical Investigation of the Flow Mechanisms in a HPC Front Stage with Axial Slots, GT2003-38481, Atlanta, 2003.

[Yang03] H. Yang, D. Nuernberger, E. Nicke, A. Weber, Numerical Investigation of Casing Treatment Mechanisms with a Conservative Mixed-Cell Approach, GT2003-38483, Atlanta, 2003.

6 Danksagung

Die Untersuchungen wurden im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms, fünfter Programmaufruf, durchgeführt und mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages unter dem Förderkennzeichen 20E1304B gefördert. Die Autoren danken den Forschungspartnern der Ruhr-Universität Bochum, der Technischen Universität Dresden und des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt sowie den Industriepartnern Rolls-Royce Deutschland und AneCom für die Unterstützung und die Erlaubnis zur Veröffentlichung. Die Verantwortung für den Inhalt liegt allein bei den Autoren.

Auf Seite des ILR bedanken sich die Autoren bei allen Kollegen, die an der Durchführung des Projekts beteiligt waren oder durch ihre Anregungen die Arbeiten unterstützt haben. In diesem Zusammenhang gilt besonderer Dank Dipl.-Ing. Dominik Woelki und Dipl.-Ing. Martin Bolemant sowie den beteiligten studentischen Hilfskräften cand. B.Sc. André Resag und cand. M.Sc. Toni Kalkandzhiev.