



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Lennart Bendix Mou

Entwicklung einer integrierten Lösung zur thermodynamischen Bewertung geplanter Instandhaltungsumfänge für Flugtriebwerke

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg



**Hochschule für Angewandte
Wissenschaften Hamburg**
Hamburg University of Applied Sciences

in Zusammenarbeit mit:

Lufthansa Technik AG
Technisches Produktmanagement
HAM WO362
Weg beim Jäger 193
22335 Hamburg



Lufthansa Technik

Verfasser: Lennart Bendix Mou
Abgabedatum: 06.10.2014

1. Prüfer: Prof. Dr. Ingwer Ebinger
2. Prüfer: Dr. Jörn Kraft

Industrielle Betreuung: Dr. Jörn Kraft



**FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU**

Aufgabenstellung Masterarbeit

Student: Lennart Mou (Matrikelnummer: 1931197)

Thema: Entwicklung einer integrierten Lösung zur thermodynamischen Bewertung geplanter Instandhaltungsumfänge für Flugtriebwerke

Einführung:

Bei der Lufthansa Technik AG (LHT) werden u.a. Flugtriebwerke der Muster CFM56-5A, 5B und 5C instandgesetzt. Die Instandhaltung wird mit sogenannten Workscopes geplant, die die Arbeitsumfänge und Zerlegungsgrade der einzelnen Module festlegen. Traditionell basiert die Workscope Gestaltung auf eigener Erfahrung und Empfehlungen des Herstellers, dem sogenannten Workscope Planning Guide.

In den letzten Jahren wurde jedoch bei der LHT für die CFM56-5A, B & C Motoren ein Verfahren entwickelt, das verstärkt thermodynamische und numerische Analyseergebnisse verwendet, um die Instandhaltung zu optimieren. Dabei werden die Ergebnisse von Testanalysen und detaillierten CFD Untersuchungen verwendet, um den Einfluss einzelner Bauteileigenschaften und Instandhaltungsmaßnahmen auf die Performance und damit Standzeit des Triebwerks abzuschätzen.

Aufgabenstellung:

Dem für den Workscope verantwortlichen Ingenieur stehen zurzeit nur auf den Ergebnissen und Erfahrung basierende Empfehlungen zur Verfügung. Ziel dieser Arbeit ist es die vorliegenden Ergebnisse diverser Untersuchungen direkt mit dem ausgewählten Workscope zu verknüpfen. Dafür sind Modelle, die den gealterten Zustand der Flugtriebwerksmodule beschreiben, zu entwickeln und die Einflüsse von Instandhaltungsmaßnahmen zu quantifizieren. Mit Hilfe dieser Ergebnisse ist ein Tool zur Planung und Bewertung von Workscopes zu erstellen und zu validieren.

Arbeitsschritte / Arbeitsinhalte in Stichworten:

Literaturrecherche, Entwicklung von Alterungsmodellen, Einfluss von Instandhaltungsmaßnahmen auf Modulcharakteristik, Entwicklung eines Softwaretools zur Workscope Beurteilung, Dokumentation.

Beginn der Arbeit: 23. Juni 2014

Abgabe der Arbeit: 23. Dezember 2014

Erstprüfer: Prof. Dr. Ingwer Ebinger,

Zweitprüfer: Dr. Jörn Kraft

Die Bearbeitung der Abschlussarbeit erfolgt in Zusammenarbeit mit:
Lufthansa Technik AG, Technisches Produktmanagement Triebwerksüberholung WO362,
Weg beim Jäger 193, 22335 Hamburg, Tel.: +49 40 5070 63632,
Email: joern.kraft@lht.dlh.de

Hamburg, 23. Juni 2014

Zusammenfassung

Lennart Bendix Mou

Thema der Masterarbeit:

Entwicklung einer integrierten Lösung zur thermodynamischen Bewertung geplanter Instandhaltungsumfänge für Flugtriebwerke

Stichworte:

Flugtriebwerke, Alterung, Instandhaltung, Leistungsprognose, Prüflauf

Kurzzusammenfassung:

In dieser Arbeit wird ein Programm zur Leistungsvorhersage von Flugtriebwerken nach einem Instandhaltungsereignis für ein bestimmtes Triebwerksmuster entwickelt. Die Leistungsprognose erfolgt mit der Software *Gasturb©11*. Um den Zustand des Flugtriebwerkes nach einem Instandhaltungsereignis zu beschreiben, werden modulspezifische Modifiziererfunktionen für die Instandhaltung und Alterung entwickelt. Über die Eingabe der Eingriffstiefe des Instandhaltungsereignisses in die Programmoberfläche, werden mit den aufgestellten Funktionen Modifizierer bestimmt und an *Gasturb©11*, das den Kreisprozess berechnet, übergeben. Einzelne Parameter des Kreisprozesses werden in der Programmoberfläche ausgegeben. Im Anschluss an die Entwicklung wird das Programm verifiziert und validiert. Abschließend erfolgt eine Diskussion der Ergebnisse.

Lennart Bendix Mou

Title of the Masterthesis:

Development of an Integrated Solution for Thermodynamic Assessment of Specific Maintenance Workscopes of Airplane Jet Engines

Keywords:

airplane jet engine, deterioration, maintenance, performance prognosis, test run

Abstract:

In this thesis, a computer programme to predict the past shop-visit performance of an airplane jet engine is developed for a specific engine model. The performance calculation is done with the *Gasturb©11* software. To describe the past shop-visit condition of an engine module specific modifier-functions are developed for maintenance and deterioration. The programme takes the individual workscope of every module as input and determines the modifiers utilizing the developed functions. *Gasturb©11* uses the modifiers to calculate the engine cycle. From the engine cycle main parameters are displayed in the programme's user surface. After the software development the programme is verified and validated. Concluding the results are discussed.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen und Formelzeichen	VIII
Abbildungsverzeichnis	X
Tabellenverzeichnis	XII
1 Einleitung	1
2 Grundlagen	3
2.1 Funktionsweise eines Flugtriebwerks	3
2.2 Definitionen	6
2.3 Grundlagen von <i>Gasturb</i>	10
2.4 Statistische Grundlagen	12
2.5 Instandhaltungsstrategie	14
3 Alterung von Flugtriebwerken	17
3.1 Einführung	17
3.2 Alterungsmechanismen	18
3.3 Alterungsmodellierung	20
3.4 Verlustmechanismen	24
4 Alterungsmechanismen und Instandhaltungsmaßnahmen relevanter Module	28
4.1 Fan und Niederdruckverdichter	28
4.2 Hochdruckverdichter	30
4.3 Brennkammer	31
4.4 Hochdruckturbine	32
4.5 Niederdruckturbine	33
5 Entwicklung der Modifiziererfunktionen für Alterung und Instandhaltung	35
5.1 Vorgehensweise	35
5.2 Auswertung von Eingangsprüfläufen	37
5.3 Auswertung von Ausgangsprüfläufen	41
5.4 Auswertung von Flugdaten	47
5.5 Verknüpfung des Dateninputs	48
5.6 Zusammenfassung	50
6 Programmierung des Leistungsprognoseprogramms	51
6.1 Programmaufbau	51
6.2 Programmoberfläche und Reparaturauswahl	52
6.3 Aufstellung der Modifizierer und Verknüpfung mit <i>Gasturb</i>	53
6.4 Bestimmung der Ausgabeparameter	55
6.5 Zusammenfassung	56

7	Verifizierung und Validierung	57
7.1	Verifizierung	57
7.2	Validierung	60
7.3	Diskussion der Ergebnisse	67
8	Zusammenfassung und Ausblick	72
	Literatur	74
	Anhang A - Systemdarstellung Triebwerk	A1
	Anhang B - Alterungsfunktionen	A2

Abkürzungen und Formelzeichen

Abkürzungen

<i>ACARS</i>	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
<i>AnSyn</i>	Analysis by Synthesis
<i>CSP</i>	Cycles since Performance
<i>EGT</i>	Abgastemperatur (Exhaust Gas Temperature)
<i>EGTM</i>	Exhaust Gas Temperature Margin
<i>EMMP</i>	Engine Maintenance Management Plan
<i>FPA</i>	Fachgruppe Performance Analyse
<i>FOD</i>	Foreign Object Damage
<i>GMFT</i>	Geared Mixed Flow Turbofan
<i>GLM</i>	Allgemeines lineares Modell
<i>HPC</i>	Hochdruckverdichter
<i>HPT</i>	Hochdruckturbine
<i>LHT</i>	Lufthansa Technik AG
<i>LPP</i>	Leistungsprognoseprogramm
<i>LPC</i>	Niederdruckverdichter
<i>LPT</i>	Niederdruckturbine
<i>MC</i>	Maximaler Dauerschub
<i>MRO</i>	Maintenance, Repair and Overhaul Betrieb
<i>NGV</i>	Statorstufe HPT (Nozzle Guide Vane)
<i>S/C</i>	Serviceability Check
<i>Stabw</i>	Standardabweichung
<i>T/O</i>	Startschub
<i>VBV</i>	Abblasventil
<i>VSV</i>	Verstellbare Statorstufe HPC (Variable Stator Vane)
<i>WPG</i>	Workscope Planning Guide

Formelzeichen

A	Querschnittsfläche [m^2]
α	Signifikanzniveau [-]
c	Geschwindigkeit [m/s]
η	isentropen Wirkungsgrad [-]
FN	Schub [N]
ΔK	Modulkennwertänderung [-]
κ	Isentropenexponent [-]
\dot{m}	Massenstrom [kg/s]
\dot{m}_z	Zapfluftmassenstrom [kg/s]
\dot{m}_I	Kernmassenstrom [kg/s]
\dot{m}_{II}	Nebenmassenstrom [kg/s]
ΔM	Merkmalsveränderung [-]
μ	Nebenstromverhältnis [-]
$N1$	Drehzahl der Niederdruckwelle [1/s]
$N2$	Drehzahl der Hochdruckwelle [1/s]
p	statischer Druck [Pa]
p_t	Totaldruck [Pa]
φ	relative Luftfeuchtigkeit [-]
q	spezifische Wärme [$\frac{J}{kg}$]
R	spezielle Gaskonstante [$\frac{J}{kgK}$]
SFC	spezifischer Kraftstoffverbrauch [$\frac{kg}{sN}$]
T	Temperatur [K]
T_t	Totalempertur [K]
w	spezifische Arbeit [$\frac{J}{kg}$]
WF	Brennstoffmassenstrom [kg/s]

Abbildungsverzeichnis

2.1	Idealer Kreisprozess eines Triebwerks mit Mischer nach [Brä09]	5
2.2	Verdichterkennfeld (hier: HPC) aus <i>Gasturb</i>	8
2.3	Turbinenkennfeld (hier: LPT) aus <i>Gasturb</i>	8
2.4	Berechnungsstationen und Aufbau des GMFT-Modells aus <i>Gasturb</i>	11
2.5	Messinstrumentierung am Triebwerksprüfstand der <i>LHT</i> in Hamburg [Kra12] . .	11
2.6	Beispiel für Haupt- und Nebeneffektdiagramme	13
3.1	Verlauf der EGT (hier: Turbinengastemperatur (TGT)) im Leben zweier Triebwerke unter der Berücksichtigung von Instandhaltungsereignissen (hier: SV) aus [Mül+10]	17
3.2	Anteil der Module des JT9D an der Alterung (Steigerung SFC) [Ols14]	21
3.3	Darstellung der Alterungsmodellierung aus [Spi+08]	22
3.4	Darstellung des Spaltmaßes und der Zwischenstufendichtung am HPC [CFM14b]	26
3.5	Darstellung der Sekundärströmungsphänomene [Bus11]	27
4.1	Querschnitt: Fan und LPC nach [CFM14b]	29
4.2	HPC Querschnitt nach [CFM14b]	30
4.3	Brennkammer und HPT nach [CFM14b]	32
4.4	Querschnitt der LPT nach [CFM14b]	34
5.1	Methoden zur Vorhersage der Triebwerksparameter	35
5.2	Eingangsdaten für die Modifiziererfunktionen	36
5.3	<i>AnSyn</i> -Faktor (HPC- $\Delta\eta$) mit signifikanter Abweichung	38
5.4	<i>AnSyn</i> -Faktor (Fan- $\Delta\eta$) ohne signifikante Abweichung	38
5.5	Veränderung der <i>AnSyn</i> -Faktoren vor und nach einem Instandhaltungsereignis .	39
5.6	Veränderungen zwischen Ausgangs- und Eingangsprüflauf aus [Wen+11]	40
5.7	Mittlere <i>AnSyn</i> -Faktoren des LPC in Abhängigkeit des Bearbeitungszustandes .	42
5.8	Mittlerer <i>AnSyn</i> -Faktor des HPC in Abhängigkeit des Bearbeitungszustandes .	43
5.9	Mittlerer <i>AnSyn</i> -Faktor der HPT in Abhängigkeit des Überholungsfaktors	44
5.10	Auswertung GLM LPT in <i>Minitab</i>	45
5.11	Mittlerer <i>AnSyn</i> -Faktor der LPT in Abhängigkeit des Überholungsfaktors	46
5.12	Alterungsfunktionen des $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktors des HPC	48
6.1	Programmaufbau des LPPs	51
6.2	Auswahlprozess und Textgenerierung	52
6.3	Rechenroutine Button <i>Calculate Engine Parameters</i>	54
6.4	Abfragelogik zur Bestimmung des Workscope-Adders	56
7.1	Prozentuale Abweichung mit Standardabweichung wesentlicher Parameter zwischen Test- und berechnetem Kreisprozess	59
7.2	Abweichung der <i>AnSyn</i> -Faktoren über Abweichung der EGT	61
7.3	Abweichung der EGT über der Test-EGT	62
7.4	Abweichung der <i>AnSyn</i> -Faktoren der Gruppe „besser und schlechter als prognostiziert“	63
7.5	Generelle Abweichung der <i>AnSyn</i> -Faktoren	64
7.6	Vergleich <i>Gasturb</i> - lineares Modell	64
7.7	Abweichung des N1-Modifier Levels	66

7.8	Abweichung prognostizierte EGTM zu Test-EGTM über prognostizierter EGTM	67
7.9	Zusammenhang zwischen Fan $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktoren und Niederschlag [Kra12] . . .	69
7.10	Zusammenhang zwischen Fan und LPT $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktoren	70
A.1	Darstellung des Luftsystems des <i>CFM56-5C</i> [CFM]	A1
A.2	Alterungsfunktion des LPC $\Delta\dot{m}$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A2
A.3	Alterungsfunktion des LPC $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A2
A.4	Alterungsfunktion des HPC $\Delta\dot{m}$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A3
A.5	Alterungsfunktion des HPC $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A3
A.6	Alterungsfunktion des HPT $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A4
A.7	Alterungsfunktion des LPT $\Delta\eta$ - <i>AnSyn</i> -Faktors und Werte der Eingangsläufe . .	A4

Tabellenverzeichnis

5.1	<i>AnSyn</i> -Faktoren: Unterschiede Eingangsprüfläufe - Baseline	37
5.2	Übersicht über die Verknüpfung des Dateninputs	49
7.1	Ergebnisvergleich Leistungsprognoseprogramm - <i>Gasturb</i>	58
7.2	Verteilung des Prognosefehlers der EGT	60
7.3	Vergleich <i>Gasturb</i> - lineares Modell	65
7.4	Darstellung der Wiederholbarkeit	68

1 Einleitung

Hauptgeschäftsfeld der Lufthansa Technik AG (*LHT*) ist die Instandhaltung von Zweistrom-Turbofluchtstrahltriebwerken (im Folgenden: Triebwerk) von Verkehrsflugzeugen. Die Triebwerksinstandhaltung ist Gegenstand dieser Masterarbeit, die in Zusammenarbeit mit dem technischen Produktmanagement der Triebwerksinstandhaltung für die Triebwerke der *CFM56*er Reihe (Hersteller: *SNECMA* und *General Electric*) und dem *V2500* (Hersteller: *International Aero Engines*) erstellt wird. Jährlich werden bei der *LHT* in Hamburg über 150 Triebwerke dieser Muster instand gesetzt.

Nur das Verständnis des Zusammenwirkens der einzelnen Module (Verdichter, Turbine, etc.) und Sekundärsysteme (Zapfluft, Aggregate, etc.) garantiert eine möglichst effiziente und kostengünstige Instandhaltung. Anstelle von großen Instandhaltungspaketen kann so mit gezielten Reparaturen bestimmter Module der geforderte Zustand erreicht werden. Unabhängig von der gezielten Reparatur gibt es Bauteile, die auf Grund von Schäden oder Lebensdauerlimitierungen bearbeitet werden müssen. Die Entscheidung, wie tief eine Instandhaltung greift, wurde in der Vergangenheit auf Grundlage von Erfahrungen und Herstellerangaben getroffen. Die Eingriffstiefe wird in sogenannten Workscopes festgelegt.

In den letzten Jahren wurden bei der *LHT* intensive Untersuchungen an verschiedenen Triebwerksmustern vorgenommen, um den Instandhaltungsprozess zu optimieren. Neben thermodynamischer Prozessmodellierung und Turbomaschinenberechnungen (z.B. Mittenschnittverfahren) wurden die einzelnen Module mithilfe der CFD untersucht. Mit diesen Untersuchungen lassen sich die Auswirkungen einzelner Schadensbilder (Oberflächenrauheit, Spaltmaß, etc.) auf den Kreisprozess¹ des Triebwerks voraussagen. Des Weiteren wurde die Messinstrumentierung am Triebwerksprüfstand erweitert, um den Zustand des Triebwerks nach der Instandhaltung genauer beschreiben zu können.

Diese komplexen Informationen und Zusammenhänge sind bislang Expertenwissen der Fachgruppe Performance Analyse (FPA), die bei der Planung von Instandhaltungsereignissen von den Ingenieuren, die die Workscopes erstellen, zu Rate gezogen wird. Um diesen Prozess zu standardisieren und den Aufwand für die Workscope-Planung und die FPA zu reduzieren, soll im Rahmen dieser Arbeit ein computerbasiertes Leistungsprognoseprogramm (LPP) entwickelt werden, das je nach gewähltem Workscope den Kreisprozess des gewarteten Triebwerks vorhersagt. Zudem soll überprüft werden, wie genau eine Vorhersage des LPP mit der vorhandenen Datenbasis sein kann.

Der Planungsingenieur soll möglichst viele vorhandene Informationen (z.B. Abgastemperatur (EGT), spezifischen Kraftstoffverbrauch (SFC), Flugzeiten der einzelnen Module seit der letzten Reparatur, etc.) in die Programmoberfläche des LPP eingeben können. Ziel dieser Arbeit ist es,

¹ Dies bedeutet hier und im weiteren Verlauf der Arbeit: Zustandsgrößen an den Kreisprozessstationen und Leistungsgrößen des Triebwerks.

anhand der eingegebenen Informationen den Zustand der einzelnen Triebwerksmodule nach der Instandhaltung möglichst genau abzuschätzen.

Mit den Ergebnissen der Untersuchungen der FPA sollen die Verbesserungen durch die Reparatur gealterter Komponenten quantifiziert werden, um mit diesen Daten den Zustand des instand gesetzten Triebwerks und seiner Module abzuschätzen. Zur Beschreibung des Zustands nicht bearbeiteter Module sollen vereinfachte Alterungsfunktionen entwickelt werden. Über diese Funktionen und eine Verknüpfung mit einem synthesebasierten Programm zur Kreisprozessberechnung für Triebwerke soll das zu entwickelnde LPP dem Planungsingenieur wichtige Kennwerte des instand gesetzten Triebwerks ausgeben, damit dieser einschätzen kann, wie gut der gewählte Workscope ist.

Im ersten Teil der Arbeit werden zunächst die relevanten Grundlagen dargestellt. Daraufhin werden Alterungsprozesse und Verlustmechanismen in Triebwerken und bereits entwickelte Alterungsmodelle recherchiert und bewertet. Basierend auf der Recherche und Erfahrung der *LHT* werden anschließend die Alterungsmechanismen und Reparaturen der einzelnen Module, die einen relevanten Einfluss auf den Kreisprozess und damit auf die Leistung des Triebwerks haben, vorgestellt.

Im zweiten Teil der Arbeit wird erläutert, wie der Ist-Zustand der gealterten Triebwerksmodule abgeschätzt und die Einflüsse der Reparaturen quantifiziert werden. Außerdem wird die Programmierung des LPP dokumentiert. Im Anschluss wird das LPP verifiziert, anhand von Ausgangsprüfläufen instand gesetzter Triebwerke validiert und gegebenenfalls angepasst. Abschließend wird das LPP bewertet und Probleme sowie Weiterentwicklungsmöglichkeiten werden diskutiert.

2 Grundlagen

In diesem Kapitel werden die für diese Arbeit relevanten Grundlagen dargestellt. Zunächst wird die Funktionsweise eines Triebwerks beschrieben. Diese Vorstellung dient einer kurzen Einführung in das Thema. Wesentlich detailliertere und weitere Darstellungen finden sich in [Brä09]. Zudem werden wichtige Begriffe und Zusammenhänge erklärt und die Grundlagen der genutzten Software und statistischen Methoden vorgestellt. Im letzten Abschnitt wird die Instandhaltungsphilosophie von Triebwerken beschrieben.

2.1 Funktionsweise eines Flugtriebwerks

Die Aufgabe des Triebwerks besteht darin, das Flugzeug bei Start- und Beschleunigungsvorgängen entgegen der Trägheits-, Reib- und aerodynamischen Widerstandskräfte zu beschleunigen. Während des stationären Reiseflugs beschränkt sich diese Aufgabe auf die Überwindung der aerodynamischen Widerstandskräfte des Flugzeugs. In dieser Betrachtung bleibt unberücksichtigt, dass dem Triebwerk darüber hinaus verdichtete Luft, u.a. für die Klimaanlage, und mechanische Arbeit für das Betreiben von Stromgeneratoren, Hydraulikpumpen und weiterer Aggregate entzogen wird.

Die Kraft, die den Vortrieb erzeugt, ist die aus dem 3. Newtonschen Axiom resultierende Gegenkraft, die durch die Beschleunigung der Luftmasse durch das Triebwerk entsteht. Nach [Brä09] ist die Schubgleichung eines einfachen Triebwerks ohne Nebenstrom wie folgt definiert (die Stationsbezeichnungen (0-9) sind in Anhang A Abbildung A.1 abgebildet):

$$FN = c_9(\dot{m}_0 + WF - \dot{m}_z) - c_0 * \dot{m}_0 + A_9(p_9 - p_0). \quad (2.1)$$

Wobei FN den Schub, c_9 die Austrittsgeschwindigkeit, \dot{m}_0 den Luftmassenstrom, WF den Brennstoffmassenstrom, \dot{m}_z den Zapfluftmassenstrom, c_0 die Fluggeschwindigkeit, A_9 den Austrittsquerschnitt, p_9 den statischen Druck an der Austrittsebene und p_0 den Umgebungsdruck bezeichnen. In dieser Gleichung ist berücksichtigt, dass sich der Massenstrom im Triebwerk durch die Zufuhr von Brennstoff und der Abnahme von Zapfluft ändert. Fliegt das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit c_0 , so muss der eintretende Impulsstrom vom austretenden abgezogen werden, da dieser keinen Beitrag zum Vortrieb leisten kann. Zudem ist in der Gleichung die Druckkraft aufgrund des statischen Druckunterschiedes vor dem Triebwerk und an der Austrittsebene berücksichtigt. Es ist zu erkennen, dass eine Steigerung des Massenstroms und eine Erhöhung der Austrittsgeschwindigkeit den Schub erhöhen. Widerstandskräfte werden in dieser Formel nicht betrachtet, da diese prinzipiell dem Flugzeugwiderstand zugeschrieben werden.

Moderne Triebwerke in der zivilen Luftfahrt sind ausschließlich Triebwerke mit Kern- und Nebenstrom. Mit der Steigerung des Nebenstromverhältnisses sinkt bis zu einem gewissen Grad der SFC, was gerade im zivilen Bereich durch die Kostenvorteile von Bedeutung ist. Der Trend zu immer größeren Nebenstromverhältnissen ist allerdings durch den steigenden Durchmesser und den damit steigenden Widerstand begrenzt. Neu entwickelte Triebwerke, wie das *Trent XWB* [Rol14] oder das *GENx* [GE 14] haben Nebenstromverhältnisse größer als neun. Die hier betrachteten Nebenstromverhältnisse der *CFM56* Triebwerke liegen je nach Typ zwischen 5 und

6, 5. Aufgrund der Aufteilung in Neben- und Kernstrom ändert sich die Schubgleichung. Diese wird um den Impulsstrom des Nebenstromes erweitert:

$$FN = [c_9 * (\dot{m}_I + WF - \dot{m}_z) - c_0 * \dot{m}_I + A_9(p_9 - p_0)] + [\dot{m}_{II} * (c_{19} - c_0)]. \quad (2.2)$$

Wobei \dot{m}_{II} den Nebenmassenstrom, \dot{m}_I den Kernmassenstrom und c_{19} die Fanaustrittsgeschwindigkeit bezeichnen.

Zivile Triebwerke sind für gewöhnlich zwei- oder dreiwellig aufgebaut. Das in dieser Arbeit betrachtete Triebwerk hat zwei Wellen. Auf der Niederdruckwelle sitzen der Bläser (Fan), der Niederdruckverdichter (LPC) und die Niederdruckturbine (LPT). Der Hochdruckverdichter (HPC) und die Hochdruckturbine (HPT) sind mit der Hochdruckwelle verbunden. Das Triebwerk, das in dieser Arbeit untersucht wird, weist die Besonderheit auf, dass der Kern- und Nebenstrom vor dem Austritt aus dem Triebwerk gemischt werden, um Lärm zu verringern und den SFC zu reduzieren. Obwohl das Triebwerk nur eine einzige Schubdüse besitzt, ist es wie ein Turbofan zu betrachten, da eine Mischung des Kern- und Nebenstroms nur in geringem Umfang stattfindet [Brä09]. Der Kernstrom wird zunächst im LPC und HPC stark komprimiert und der Brennkammer zugeführt. Dort wird das Kraftstoffluftgemisch verbrannt. Expandiert und in Arbeit umgewandelt wird der Gasstrom in der HPT und der LPT, die jeweils den HPC bzw. den LPC und Fan antreiben. Im Anhang A Abbildung A.1 ist beispielhaft das Luftsystem des zweiwelligen *CFM56-5C* mit den Bezeichnungen der einzelnen Kreisprozessstationen dargestellt.

Im h,s-Diagramm (Abbildung 2.1) sind für eine bessere Übersicht nur die wesentlichen Stationen bezeichnet. Dargestellt ist der ideale Kreisprozess eines Triebwerks mit Mischer. Bei der Erwähnung von Enthalpie, Arbeit und Energiegrößen handelt es sich um spezifische Größen (bezogen auf den Kernmassenstrom). Folgende Annahmen werden bei der idealen Darstellung getroffen:

- Keine Druckverluste in Triebwerkseinlauf und Schubdüse ($p_{t0} = p_{t2}$, $p_{t5} = p_{t9}$)
- Isentrope Verdichtung und Expansion
- Isobare Verbrennung
- Ideale Expansion an der Schubdüse ($p_0 = p_9$)
- Konstanter Massendurchsatz (Vernachlässigung des Brennstoff- und Zapfluftmassenstroms)
- Konstante Gaseigenschaften an Kreisprozessstationen ($R=\text{const.}$, $\kappa=\text{const.}$)
- Isobare Wärmeabfuhr zwischen 9 und 0
- Generelle Vernachlässigung von dissipativen Effekten
- Ideale Mischung ($p_{t13} = p_{t5} = p_{t6} = p_{t9}$).

Im Nebenstrom wird der Luftstrom von Punkt 2 zu Punkt 13 verdichtet. Die Verdichtung des Kernstroms ist aufgeteilt in Niederdruck- (2.5) und Hochdruckverdichtung (3). Bei der isobaren

Verbrennung wird dem Luftstrom Energie in Form von Wärme zugeführt und der Zustand 4 erreicht. Nun erfolgt die Expansion des Gasstroms in der HPT (4.5) und der LPT (5). Im Mischer werden der Neben- und der Kernstrom ideal gemischt. Im Kernstrom wird daher Wärme abgeführt (5 – 6). Die Totalenthalpie im Punkt 6 entspricht der Totalenthalpie im Punkt 9, die sich aus der statischen Enthalpie h_9 und der spezifischen kinetischen Energie $c_9^2/2$ zusammensetzt. Außerhalb des Triebwerks wird dem Luftstrom weitere Wärme entzogen bis die Luft den Zustand 0 erreicht hat. Bei dieser vereinfachten Betrachtung des Kreisprozesses ist der Betrag der Arbeit der HPT gleich der Arbeit des HPC. Entsprechend ist der Betrag der Arbeit der LPT gleich der Arbeit des Fans multipliziert mit dem Nebenstromverhältnis μ (s. Gleichung 2.3) und des LPC.

$$\mu = \dot{m}_{II}/\dot{m}_I \quad (2.3)$$

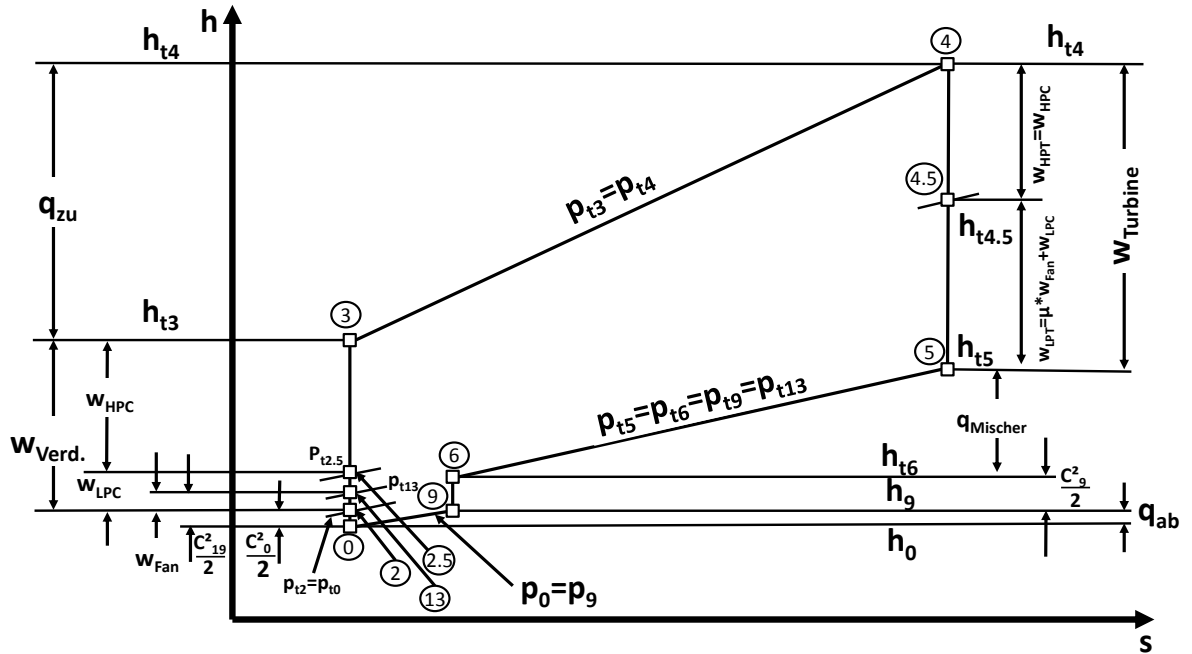


Abbildung 2.1: Idealer Kreisprozess eines Triebwerks mit Mischer nach [Brä09]

Die Anwendung des ersten Hauptsatzes der Thermodynamik (Summe aller zu- und abgeführten Wärmen und technischer Arbeiten gleich null) liefert folgende Gleichung:

$$0 = q_{zu} + q_{ab} + q_{mischer} + \frac{c_9^2 - c_0^2}{2} + \mu \frac{c_{19}^2 - c_0^2}{2} + w_{Verdichter} + w_{Turbine}. \quad (2.4)$$

Dabei gilt: $q_{zu} = h_{t4} - h_{t3} > 0$, $q_{ab} = h_9 - h_0 < 0$, $q_{mischer} = h_{t6} - h_{t5} < 0$, $w_{Verdichter} = h_{t3} - h_{t2} > 0$ und $w_{Turbine} = h_{t5} - h_{t4} < 0$. Mit den oben getroffenen Annahmen ist $|w_{Turbine}| = w_{Verdichter}$ und Gleichung 2.4 wird zu:

$$-(q_{zu} + q_{ab} + q_{mischer}) = \frac{c_9^2 - c_0^2}{2} + \mu \frac{c_{19}^2 - c_0^2}{2}. \quad (2.5)$$

Aus Gleichung 2.5 ist zu erkennen, dass die zugeführte Wärme nach Abzug von q_{ab} und $q_{mischer}$ in kinetische Energie (Geschwindigkeitserhöhung des Massenstroms) umgewandelt und damit Schub erzeugt wird.

Im realen Kreisprozess sind alle hier beschriebenen Zustandsänderungen verlustbehaftet und verlaufen nicht ideal isobar oder isentrop. Die oben vorausgesetzten Annahmen gelten in diesem Zusammenhang nicht. Die Berechnung realer Kreisprozesse von Triebwerken kann mit Hilfe von Leistungsberechnungsprogrammen wie *Gasturb@11* (im Folgenden *Gasturb*) [Kur14a], das in Kapitel 2.3 vorgestellt wird, erfolgen.

2.2 Definitionen

Im folgenden Abschnitt sind einige für diese Arbeit wichtige Begriffe definiert. Der Großteil der Informationen ist [Brä09] entnommen und dort im Detail nachzulesen.

Abgastemperatur (EGT) und EGT Margin

Die EGT ist die Größe, die die Leistungsfähigkeit eines Triebwerks begrenzt. Theoretisch ist eine Leistungssteigerung durch Erhöhung des Brennstoffmassenstroms möglich. Als Folge erhöhen sich allerdings die Temperaturen in und hinter der Brennkammer. Die Temperaturerhöhung ist wiederum begrenzt durch die Materialien, die in den heißesten Bereichen des Triebwerks eingesetzt werden. Durch einen hohen Forschungsaufwand in Materialien und Fertigungstechnologien wurden die Maximaltemperaturen in der Vergangenheit stets erhöht.

Der Triebwerkhersteller gibt für bestimmte Triebwerksleistungsstufen wie dem maximalen Dauerschub (MC) und dem Startschub (T/O) (s.u.) die maximale EGT (EGT Limit) vor. Die EGT eines neuen oder instand gesetzten Triebwerks liegt unter dem EGT Limit. Die Differenz zwischen der tatsächlichen EGT und dem EGT Limit wird als EGT Margin (EGTM) bezeichnet. Kommt es im Betrieb des Triebwerks zu Verschleiß, arbeiten die einzelnen Module nicht mehr optimal. Um die benötigte Leistung zu erzeugen, muss der Kraftstoffmassenstrom erhöht werden. Dies führt zu höheren EGTs und zu einer geringeren EGTM. Geht die EGTM gegen Null ist der Zeitpunkt für die Instandhaltung des Triebwerks erreicht. Dass das Triebwerk kurzzeitig höheren Temperaturen als dem EGT Limit standhalten kann, wird im *Overtemperature Test* nachgewiesen. In diesem Test soll überprüft werden, ob die Bauteilschäden des Triebwerks bei fünfminütigem Betrieb bei einer Temperatur von 42 K über dem EGT Limit im zulässigen Bereich liegen [CFM14a].

Spezifischer Kraftstoffverbrauch

Ein weiterer wichtiger Parameter für die Bewertung des Zustandes eines Triebwerks ist der SFC. Dieser ist wie folgt definiert:

$$SFC = \frac{WF}{FN}. \quad (2.6)$$

Wobei WF den Brennstoffmassenstrom und FN den Schub bezeichnen. Hier wird der uninstallierte Schub betrachtet, der den Schub des Triebwerks ohne die Reib- und Druckwiderstände der Triebwerksaußenströmung, die erst auftreten, wenn das Triebwerk am Flugzeug installiert ist, beschreibt. Der SFC ist für den Triebwerksbetreiber eine wichtige Größe: er beschreibt, wie viel Brennstoffmassenstrom benötigt wird, um einen bestimmten Schub zu erzeugen. Im *Engine Manual* von CFM [CFM14b] ist die SFC Margin, die die prozentuale Abweichung des tatsächlichen SFC eines Triebwerks vom Referenz-SFC des Triebwerkmusters angibt, definiert.

Module

Als Module werden die einzelnen Baugruppen des Triebwerks bezeichnet. Diese Arbeit behandelt ausschließlich die leistungsrelevanten Module. Diese sind: Fan, LPC, HPC, Brennkammer, HPT, LPT, Mischer und Schubdüse.

Kennfelder

Das gesamte Triebwerk und die einzelnen Triebwerksmodule sind für einen bestimmten Betriebspunkt (für die zivile Luftfahrt: größte Effizienz im stationären Reiseflug) ausgelegt. In Modulkennfeldern wird das Verhalten der Module abseits des Auslegungspunktes beschrieben. Zu unterscheiden sind die Kennfelder von Verdichtern und Turbinen. Generell ist die Vergleichbarkeit von Betriebspunkten in Kennfeldern nur gegeben, wenn die Mach- und Reynoldszahlen in der Turbomaschine identisch sind. Aus diesem Grund werden der Massenstrom und die Drehzahl nach der Machschen Ähnlichkeit umgerechnet und als reduzierter Massenstrom bzw. Drehzahl im Kennfeld eingetragen.

Im Verdichterkennfeld wird das Druckverhältnis über dem Massendurchsatz aufgetragen. Parameter sind die Drehzahl und der isentrope Wirkungsgrad². Das Kennfeld wird versuchstechnisch ermittelt, indem der Verdichter künstlich mit einem Verstellkonus gedrosselt und die Drehzahl konstant gehalten wird. Durch die Drosselung wird der Massenstrom reduziert, gleichzeitig erhöht sich das Druckverhältnis, da die Luft nicht schnell genug abfließen kann. Kennfelder lassen sich zudem mit dem Mittenschnittverfahren berechnen. In [Kra12] sind die Kennfelder des in dieser Arbeit betrachteten Triebwerks mit Hilfe von Mittenschnitt- und CFD-Berechnungen ermittelt worden. In Abbildung 2.2 ist beispielhaft ein Verdichterkennfeld dargestellt (mit der Drehzahl (hier: N) und Linien konstanten isentropen Wirkungsgrades (gestrichelt)). Der gelb eingezeichnete Punkt ist der Auslegungspunkt des Verdichters.

In Turbinenkennfeldern wird neben dem reduzierten Massenstrom und der reduzierten Drehzahl üblicherweise die reduzierte spezifische Arbeit angegeben. Diese wird anstelle des Druckverhältnisses als wesentliche Größe einer Turbine (Antrieb des Verdichters) über der reduzierten Drehzahl oder der reduzierten Umfangsgeschwindigkeit aufgetragen. Parameter im Kennfeld ist

² Genaugenommen handelt es sich hier um einen Gütegrad, da das Verhältnis von theoretischer zu tatsächlicher spezifischer Arbeit betrachtet wird. Ein Wirkungsgrad gibt das Verhältnis von Aufwand zu Nutzen an. Die Bezeichnung Wirkungsgrad wird in dieser Arbeit verwendet, da sie in der Triebwerksbranche z.B. in [Brä09] üblicherweise genutzt wird.

der reduzierte Massenstrom. Wie beim Verdichter werden Linien konstanten isentropen Wirkungsgrades eingetragen. In *Gasturb* weicht die Darstellung von der beschriebenen Darstellung ab. Anstelle der reduzierten Arbeit wird als Größe, wie beim Verdichter, das Druckverhältnis, über dem Produkt aus reduzierter Drehzahl und reduziertem Massenstrom aufgetragen. Parameter ist hier die reduzierte Drehzahl. Ein typisches Turbinenkennfeld ist in Abbildung 2.3 dargestellt.

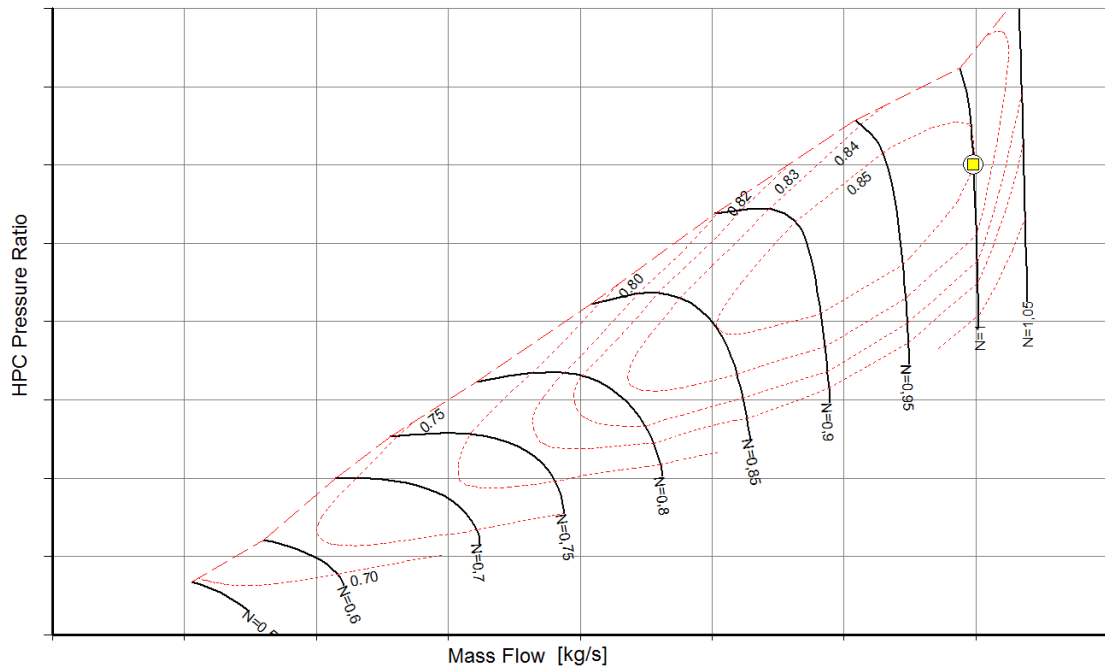


Abbildung 2.2: Verdichterkennfeld (hier: HPC) aus *Gasturb*

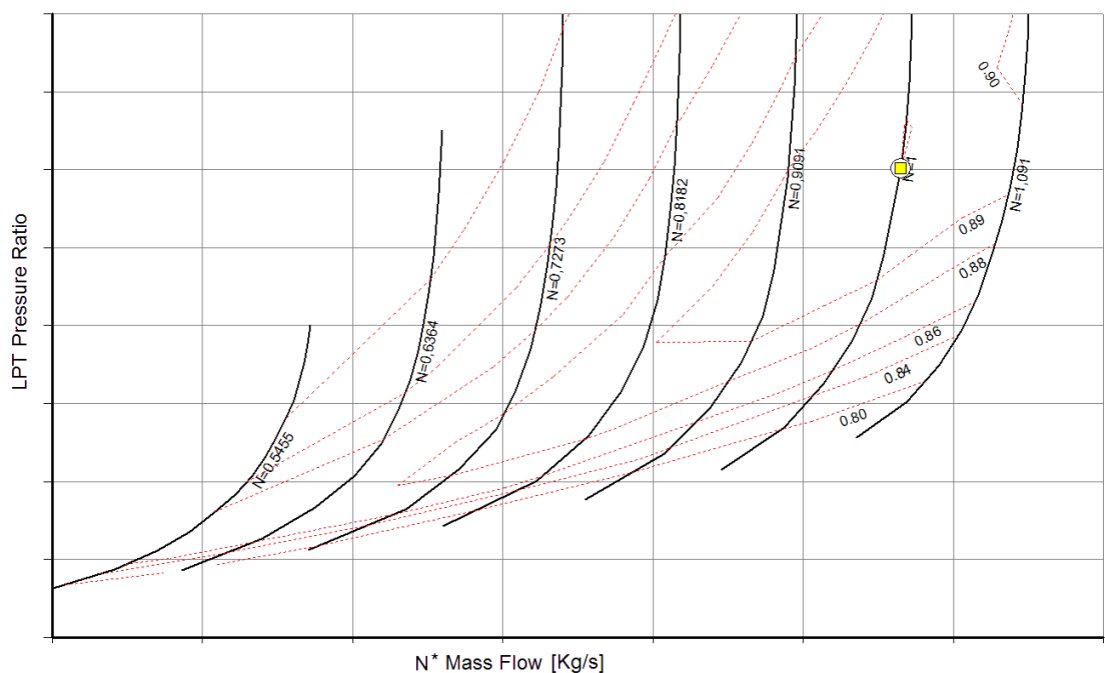


Abbildung 2.3: Turbinenkennfeld (hier: LPT) aus *Gasturb*

Modifizierer

Modifizierer sind Funktionen, die die Abweichungen eines Triebwerkes vom optimalen Betriebszustand beschreiben und als Input für *Gasturb* zur Berechnung des Kreisprozesses eines verschlissenen Triebwerks dienen (s. Kapitel 2.3). Im Rahmen dieser Arbeit werden Änderungen des isentropen Wirkungsgrades und des Massenstroms einzelner Module als Modifizierer genutzt. Diese modifizieren die dem Kennfeld entnommenen Größen. Wirkungsgradmodifizierer werden zu dem isentropen Wirkungsgrad aus dem Kennfeld addiert (Wirkungsgradmodifizierer = 0,01 \rightarrow +1 %), wohingegen Massenstrommodifizierer mit dem Massenstrom aus dem Kennfeld multipliziert werden (Massenstrommodifizierer = 0,01 \rightarrow *1,01). Im Verdichter wird über den Massenstrommodifizierer zudem das Druckverhältnis angepasst [Kur14b].

T/O und MC

T/O und MC sind zwei der für jedes Triebwerk fest definierten Schubklassen. T/O ist der maximale Schub, der bei einem gegebenen Umgebungszustand im Standfall erreicht werden kann, ohne dass Maximalwerte der Drehzahlen, Druckverhältnisse und Temperaturen überschritten werden. MC ist der maximale Schub, der bei einem bestimmten Umgebungszustand dauerhaft im Reiseflug ohne Überschreitung oben genannter Maximalwerte gefahren werden darf. Allerdings wird dieser im Flugbetrieb nur angewendet, wenn bereits ein Triebwerk ausgefallen ist.

Workscope-Adder

Ist ein Triebwerk instand gesetzt worden, so stellen sich je nach Eingriffstiefe zu Beginn des Betriebes die Spaltmaße zwischen Rotorscheaufeln und Gehäuse der einzelnen Module durch Abrieb ein. Die zunehmenden Spaltmaße zu Beginn des Betriebes führen zu einer verstärkten Verschlechterung der Leistungsfähigkeit des Triebwerks (Initialverluste). Des Weiteren wird am Prüfstand die EGTM mit einem geringeren EGT Limit berechnet, so dass die Test-EGTM kleiner als die am Flugzeug gemessene EGTM ausfällt. Aus diesen Gründen wird je nach Instandhaltungsumfang ein Wert auf die Test-EGTM aufgerechnet. Bei einer vollen Überholung beträgt dieser Wert 0 K, da die strengere Messung am Prüfstand durch die hohe Anzahl an Initialverlusten kompensiert wird. Werden keine leistungsrelevanten Reparaturen durchgeführt, so werden zu dem am Prüfstand gemessenen Wert 15 K addiert, da keine Initialverluste auftreten können (Spaltmaße sind bereits eingestellt). Zwischen diesen beiden Extremfällen gibt es zwei weitere Einstufungen, die bei 4 K und 10 K liegen.

N1-Modifizier

Da am Flugzeug der Schub des Triebwerks nicht unmittelbar gemessen werden kann, muss die Schubsteuerung indirekt erfolgen. Dies geschieht bei *CFM56* Triebwerken mit Hilfe der Drehzahl der Niederdruckwelle (N1). Am Prüfstand wird die reduzierte N1 konstant gehalten. Da jedes Triebwerk einen anderen Zustand hat, ist der gemessene Schub bei jedem Triebwerk unterschiedlich. Damit jedes Triebwerk am Flugzeug den gleichen Schub liefert, wird der N1-

Modifier eingeführt. Über diese Anpassung wird bei gleicher Drehzahlanzeige an allen vier Triebwerken im Cockpit annähernd von jedem Triebwerk der gleiche Schub geliefert.

2.3 Grundlagen von *Gasturb*

Gasturb, CFM56-5C Modell und Prüfstandsinstrumentierung

Die Software, die im Rahmen dieser Arbeit zur Kreisprozess- und Leistungsberechnung des betrachteten Triebwerksmodells genutzt wird, ist *Gasturb*. *Gasturb* bietet Berechnungsmöglichkeiten für verschiedene Triebwerkskonfigurationen. Für die Berechnungen in dieser Arbeit wird in *Gasturb* ein *Geared Mixed Flow Turbofan* (GMFT) ausgewählt. Die Bezeichnung *geared* bezieht sich auf ein Getriebe zwischen Fan und Niederdruckwelle, das bei dem in dieser Arbeit untersuchten Triebwerksmodell nicht vorhanden ist. Die Übersetzung wird demzufolge mit „eins“ definiert.

Der Aufbau, die Berechnungsstationen und Sekundärluftströme des GMFT sind in Abbildung 2.4 dargestellt. Die Stationsbezeichnungen aus *Gasturb* weichen zum Teil von denen in Kapitel 2.1 ab. Das Programm bietet verschiedene Berechnungsmodi. Im Modus *Design* kann die Geometrie eines Triebwerks für einen bestimmten Betriebspunkt ausgelegt werden. Im Gegensatz dazu bietet der Modus *Off-Design* die Möglichkeit, das Verhalten eines fest definierten Triebwerks abseits des Betriebspunkts zu berechnen.

Im Rahmen von [Kra12] wurde ein detailliertes Modell des in dieser Arbeit betrachteten Triebwerks in *Gasturb* erstellt. Um *Off-Design* Studien durchzuführen, sind in *Gasturb* Kennfelder der einzelnen Module hinterlegt. Für eine höhere Qualität der Berechnung sind anstelle der Standardmodulkennfelder in [Kra12] Kennfelder der einzelnen Triebwerksmodule mit Hilfe von Berechnungsprogrammen bestimmt und in *Gasturb* eingepflegt worden. Für jeden Punkt im Kennfeld, definiert durch den reduzierten Massenstrom und die reduzierte Drehzahl, stellt sich ein Druckverhältnis und ein Wirkungsgrad ein. In *Gasturb* gibt es die Möglichkeit über Modifizierer Veränderungen der Module und Druckverluste in den Kanälen zwischen einzelnen Modulen festzulegen. Mit Hilfe der Modifizierer ist es möglich, die Leistungsver schlechterung durch Alterung der Module im Triebwerk zu modellieren.

Eine weitere Funktion von *Gasturb* ist die *Model Based Test Analysis*. Ziel dieser Funktion ist es, aus Messdaten von Triebwerksprüfläufen oder *On-Wing*-Messungen den Zustand des Triebwerks zu beschreiben. *Gasturb* führt Iterationen durch, so dass sich die berechneten Ergebnisse bestmöglich an die Messergebnisse anpassen. Dies geschieht über eine Skalierung der sogenannten *Analysis by Synthesis* (AnSyn)-Faktoren. Die AnSyn-Faktoren skalieren die Massenströme und isentropen Wirkungsgrade der einzelnen Module. Der Faktor „eins“ bedeutet, dass das Modell und die Messung optimal übereinstimmen. Sind die Werte größer als eins, so bedeutet dies, dass das Modul besser arbeitet als beim Normalzustand des Modells. Werte kleiner als eins zeigen an, dass das Modul schlechter arbeitet. Die Faktoren bewerten somit die Qualität der einzelnen Komponenten. Zahlreiche Triebwerksprüfläufe wurden seit 2010 mit der *Model Based Test Analysis* ausgewertet. Dabei handelt es sich hauptsächlich um Prüfläufe nach der Instandhaltung. Es gibt einzelne Eingangs- und Zwischenprüfläufe. Die Messinstrumentierung wurde mehrfach ausgebaut, um

bessere Ergebnisse zu erzielen. In Abbildung 2.5 ist die Standard- und Zusatzinstrumentierung des *CFM56-5C* dargestellt.

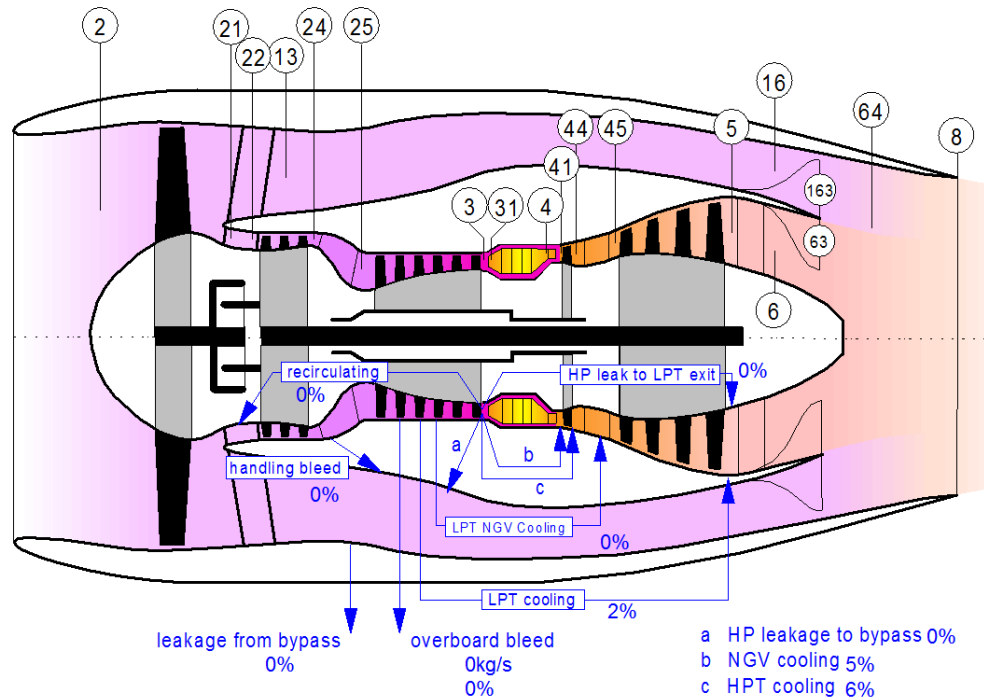


Abbildung 2.4: Berechnungsstationen und Aufbau des GMFT-Modells aus *Gasturb*

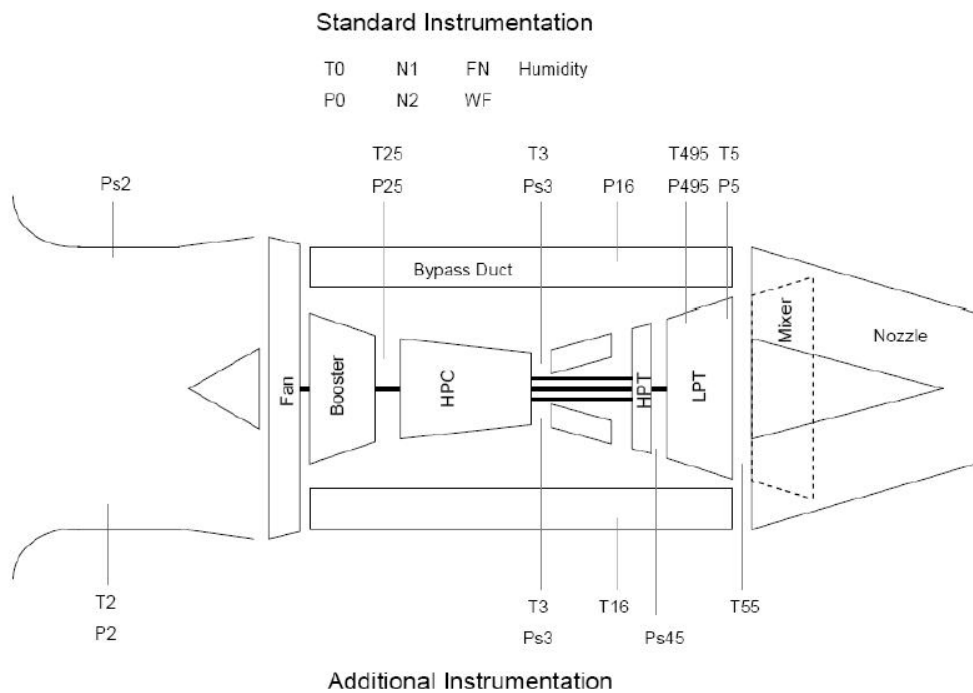


Abbildung 2.5: Messinstrumentierung am Triebwerksprüfstand der *LHT* in Hamburg [Kra12]

Die Aufgabe dieser Arbeit besteht darin, den gealterten Zustand der Module in Abhängigkeit von Flugstunden und –zyklen vorherzusagen. Auf der Basis der vorhandenen Datenlage, Angaben aus der Literatur und schlüssigen Annahmen sollen Modifiziererfunktionen aufgestellt werden, die den Zustand der einzelnen Komponenten beschreiben. In einem weiteren Modell werden die Einflüsse einzelner Instandhaltungsmaßnahmen auf die Modifizierer über die Auswertung von Ausgangsprüfläufen (*AnSyn*-Faktoren und Eingriffstiefe) bestimmt, so dass der Zustand der Module nach der Instandhaltung vorhergesagt werden kann. Die Modifizierer der Module werden dann an *Gasturb* übergeben, welches die Leistung und den Kreisprozess des instand gesetzten Triebwerks berechnet.

2.4 Statistische Grundlagen

Bei der Auswertung der Daten im Rahmen dieser Arbeit werden verschiedene statistische Ansätze genutzt, die hier kurz vorgestellt werden. Um zu überprüfen, ob die Mittelwerte verschiedener Gruppen sich signifikant unterscheiden, wird die gängige Varianzanalyse (ANOVA) genutzt. Diese wird in dieser Arbeit benötigt, um z.B. Unterschiede in Modulparametern je nach Bearbeitungszustand zu identifizieren. Die Daten müssen einige Kriterien erfüllen, damit eine ANOVA durchgeführt werden kann [Hai14], nämlich:

- Die Daten sind normalverteilt
- Die Varianzen der einzelnen Mittelwerte müssen gleich sein (Varianzhomogenität)
- Unabhängige Erhebung der Daten.

Zur Anwendung der ANOVA wird die Statistiksoftware *Minitab*©16 (im Folgenden *Minitab*) [Min14] genutzt. *Minitab* bietet die Möglichkeit, die obigen Kriterien zu überprüfen. Um zu überprüfen, ob die Daten normalverteilt sind, werden ein Histogramm und ein Wahrscheinlichkeitsnetz erstellt. Aus der Form des Histogramms und der Verteilung der Datenpunkte im Wahrscheinlichkeitsnetz (Normalverteilung: lineare Verteilung) kann abgeleitet werden, ob die Daten als normalverteilt angenommen werden können. Zur Überprüfung der Varianzhomogenität werden in *Minitab* weitere gängige Tests durchgeführt (F-Test und Levene-Test). Abschließend werden die Residuen (Differenz vom Erwartungswert zum tatsächlichen Wert) über der Testreihenfolge aufgetragen, um die Unabhängigkeit der Datenerhebung zu überprüfen (z.B. keine zeitlichen Veränderungen der Ergebnisse wie beispielsweise Messfehler). Ist die Überprüfung durchgeführt, kann die ANOVA angewandt werden. Das Vorgehen wird im folgenden Absatz an einem Beispiel erklärt.

Angenommen, das Ergebnis einer Mathematiklausur wird in drei Bundesländern verglichen, wobei alle anderen Parameter konstant bleiben. Zur Überprüfung der Ergebnisse wird folgende Nullhypothese aufgestellt: „Die Ergebnisse der Klausuren sind in Bundesland 1, 2 und 3 gleich.“ Über einen Vergleich der Einzelvarianzen mit der Gesamtvarianz wird der sogenannte F-Wert gebildet, der mit der F-Verteilung für ein bestimmtes Signifikanzniveau α (z.B. 0,05) verglichen wird. Das Signifikanzniveau gibt an, mit welcher Wahrscheinlichkeit die Nullhypothese bestätigt oder verworfen werden kann. Ist der ermittelte F-Wert größer als der F-Wert der Verteilung,

so kann die Nullhypothese abgelehnt werden [Kam14]. Das bedeutet im angenommenen Beispiel, dass sich die Ergebnisse der Klausuren in den verschiedenen Bundesländern mit einer Wahrscheinlichkeit von 95 % unterscheiden. Die Varianzanalyse ist gerade bei Daten mit hohen Standardabweichungen (Stabw) und relativ geringen Unterschieden in den Mittelwerten sinnvoll, da eine subjektive Betrachtung hier zu Fehlannahmen führen kann.

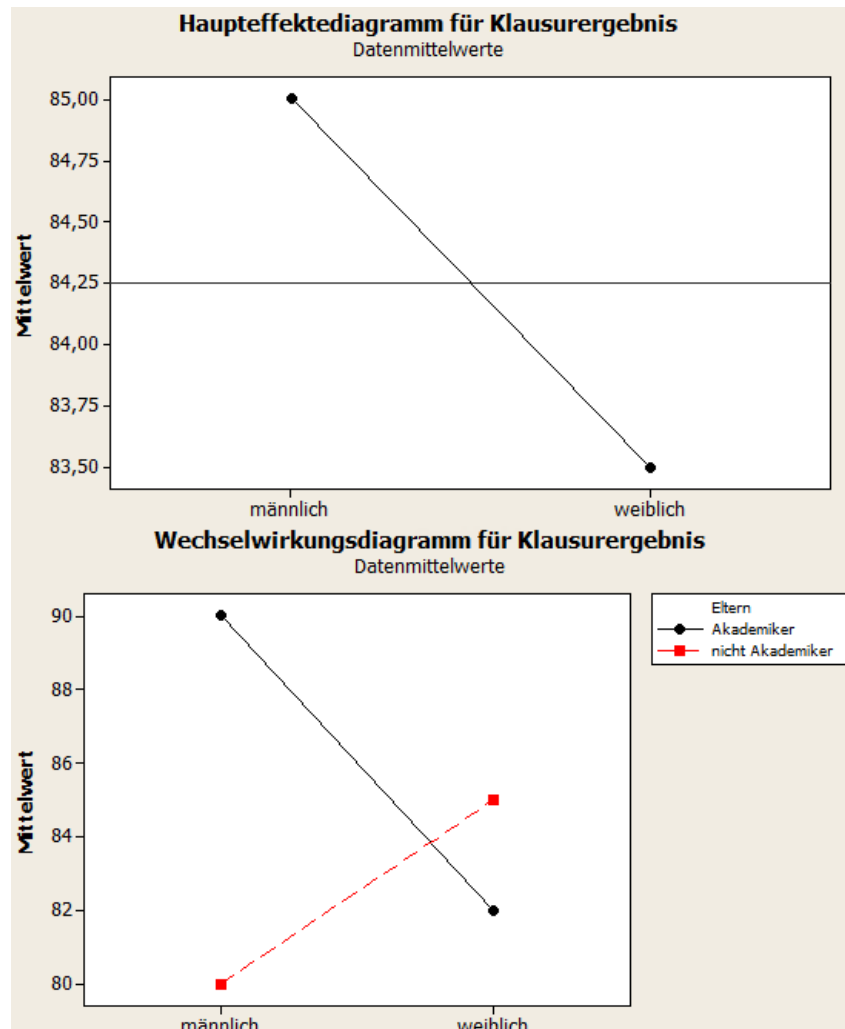


Abbildung 2.6: Beispiel für Haupt- und Nebeneffektdiagramme³

Eine weitere Methode der Varianzanalyse ist das allgemeine lineare Modell (GLM), das dazu dient, den Einfluss einer Vielzahl an Faktoren und deren Wechselwirkungen auf ein Ergebnis zu untersuchen. Das GLM wird in dieser Arbeit benutzt, um Parameter einzelner Module, die eine Vielzahl an Reparaturkombinationen aufweisen zu analysieren. Die Daten werden zunächst, wie oben beschrieben, auf ihre Eigenschaften überprüft. Beim obigen Beispiel kann man sich für das GLM folgende Erweiterung vorstellen: Neben dem Einfluss des Bundeslandes (1/2/3) soll nun parallel untersucht werden, ob das Geschlecht (männlich/weiblich) und die Eltern (Akademiker/nicht Akademiker) und Kombinationen einzelner dieser Faktoren einen signifikanten Einfluss auf das Ergebnis haben. Das GLM nutzt ein Regressionsverfahren, dass in der Hilfe von *Minitab* ausführlich erläutert ist. Das GLM gibt an, welche Faktoren und welche Faktorkombinationen

³ s. folgender Absatz

beim gewählten Signifikanzniveau einen signifikanten Einfluss auf das Ergebnis haben. Mit dem linearen Modell hat man auf diese Weise eine Möglichkeit zur Datenanalyse, die bei einer Vielzahl an Faktoren anders kaum durchzuführen wäre. Die Ergebnisse können in Haupteffekt- und Wechselwirkungsdiagrammen in *Minitab* dargestellt werden. In Abbildung 2.6 (s.o.) sind die fiktiven Ergebnisse der obigen Untersuchung dargestellt.

Das Haupteffektdiagramm (links) gibt an, dass Jungen in diesem Fall signifikant besser abschneiden als Mädchen (Höchstpunktzahl der Mathematiklausur 100 %). Im Wechselwirkungsdiagramm sieht man, dass Jungen aus Akademikerhaushalten besser abschneiden als Jungen aus Nicht-Akademikerhaushalten und dass dieser Effekt bei Mädchen umgekehrt ist.

2.5 Instandhaltungsstrategie

Ziel der Instandhaltung ist es, ein Triebwerk möglichst lange kostengünstig und sicher zu betreiben. In erster Linie bestimmen sowohl Hersteller- als auch Gesetzesvorgaben und die Einsatzplanung eines Triebwerks die Instandhaltungsintervalle. Ferner gibt es regelmäßige Inspektionen, die bei der Entdeckung von Schäden ein vorzeitiges Instandhaltungsereignis hervorrufen können. Genauso verhält es sich mit besonderen Schäden wie Foreign Object Damage (FOD) (z.B. Vogelschlag) und anderen außergewöhnlichen Ereignissen (z.B. Schaufelabriss). Der Triebwerksbetreiber ist an möglichst geringen Instandhaltungskosten pro Flugstunde interessiert und entscheidet sich für das kostengünstigste Instandhaltungsangebot mit der geringsten Durchlaufzeit. Das bedeutet für den Maintenance, Repair and Overhaul Betrieb (MRO), dass ein Instandhaltungsereignis möglichst effizient durchgeführt werden muss, um wettbewerbsfähig zu bleiben. Heutzutage werden immer mehr Instandhaltungsverträge abgeschlossen, bei denen der Kunde über Jahre einen Festpreis pro Flugstunde zahlt oder bestimmte Triebwerkleistungen nach der Instandhaltung garantiert werden. Der Kunde zahlt demzufolge nicht die jeweils benötigten Stunden und den Materialaufwand. Dadurch verschiebt sich das Kostenrisiko vom Kunden zum MRO, der nun detaillierteres Wissen über die Alterung und Leistung vor und nach der Instandhaltung benötigt, um seine Kosten abschätzen zu können. Im folgenden Absatz sind einige Informationen zur Größenordnung der Instandhaltung angegeben.

Das *CFM56-5C* hat als Triebwerk an einem Langstreckenflugzeug ein durchschnittliches Verhältnis von Flugstunden zu Flugzyklen von etwa 6,5. Diese Zahl variiert von Kunde zu Kunde. Im Durchschnitt wird bei diesem Triebwerk etwa alle 2500 Flüge ein geplantes Instandhaltungsereignis durchgeführt. Ungeplante Instandhaltungsereignisse ereignen sich jeweils nach etwa 6200 Flügen. In einem Falle erreichte ein *CFM56-5C*-Triebwerk 6491 Flugzyklen vor dem ersten Instandhaltungsereignis. Das Triebwerk mit der höchsten Anzahl an Flugzyklen weist 9345 Flüge auf (alle Daten Stand 2005) [CFM14a]. Beim *CFM56-5B3* liegen die Kosten für ein Instandhaltungsereignis je nach Instandhaltungstiefe bei etwa 2 Mio. US\$. Es kommen Materialkosten hinzu, die beim ersten Instandhaltungsereignis noch gering sind (250 Tsd. US\$) und bis zum dritten Instandhaltungsereignis auf etwa 1,6 Mio. US\$ steigen. Die Kosten für lebensdauerlimitierte Bauteile belaufen sich pro Instandhaltungsereignis auf etwa 1,2 Mio. US\$. Im Durchschnitt kostet

ein Instandhaltungsereignis damit etwa 4 Mio. US\$. Pro Flugstunde liegen die Kosten damit bei etwa 200 US\$ (hier: *CFM56-5B3* Kurzstreckentriebwerk) [Air14].

Um ein Instandhaltungsereignis möglichst effizient durchzuführen, gibt es verschiedene Hilfsmittel. Ein Leitfaden bei *CFM56* Triebwerken ist der *Workscope Planning Guide* (WPG). Im WPG werden drei Workscopekategorien angegeben: Minimum, Performance und Full Overhaul. Die Entscheidung für eine der drei Kategorien soll sich nach dem Grund für das Instandhaltungsereignis, Sicht- und Boroskopinspektionen, der Anzahl von Flugstunden und -zyklen und der weiteren Einsatzplanung des Triebwerks richten. Die Kategorien sind so aufgebaut, dass Full Overhaul die Performance Arbeitsschritte und Performance die Minimum Arbeitsschritte enthält. Die Entscheidung für eine Kategorie wird für jedes Modul einzeln bestimmt.

Die Entscheidung für die Kategorie Minimum wird getroffen, wenn ein Triebwerk aus einem bestimmten Grund in die Werkstatt muss, eine geringe Zeit seit dem letzten Instandhaltungsereignis und ausreichend EGTM aufweist. Bei geringer EGTM sollte ein Performance-Workscope durchgeführt werden. Ist die EGTM unbekannt, können Vibrationen und akkumulierte Flugstunden als Richtlinie genutzt werden. Außerdem wird empfohlen, den Verschleiß zu begutachten, da der Effekt eines Performance-Workscopes nur bei verschlissenen Bauteilen greift. Gründe für einen Full Overhaul-Workscope sind Lebenszeitbegrenzungen und nicht tolerierte Hardwareschäden. Je nach Lebenszeitbegrenzungen anderer Module kann es sinnvoll sein, einzelne Module vorzeitig zu tauschen, um weitere Instandhaltungsereignisse zu verhindern.

Die Arbeitsschritte der Kategorie Performance sind weiter aufgegliedert. Es gibt die Kategorien Minimum, Enhanced und On Condition. Arbeitsschritte, die mit Minimum gekennzeichnet sind, sollten bei jedem Performance-Workscope durchgeführt werden. Um noch bessere Ergebnisse zu erzielen, können die Enhanced-Arbeitsschritte angewandt werden, wohingegen On Condition-Arbeiten nur durchgeführt werden sollten, wenn das Modul auseinandergebaut ist und/oder die Vorgaben für den Flugbetrieb nicht erfüllt.

Zusätzlich zu den Instandhaltungsempfehlungen sind im WPG Richtwerte für den Einfluss von Instandhaltungsmaßnahmen auf die EGT und den SFC angegeben. Diese können in der vorliegenden Arbeit als Richtwerte und als Größenordnungsvergleich dienen, falls für bestimmte Maßnahmen keine weiteren Daten vorhanden sind. Problematisch an diesen Größen ist die angenommene Linearität der Veränderungen. Überdies sind Wechselwirkungen zwischen den Zuständen einzelner Module außer Betracht gelassen.

Bei der *LHT* gibt es in Anlehnung an den WPG den *Engine Maintenance Management Plan* (EMMP). Dieser enthält einige Abweichungen zum WPG, die sich basierend auf Erfahrungen und Untersuchungen für die *LHT* als besser erwiesen haben. Neben den Workscopestufen Minimum, Performance und Full Overhaul wird im EMMP die weitere Stufe Serviceability Check (S/C) verwendet. Diese Stufe wird angewandt, wenn Module nicht planmäßig instand gesetzt, sondern zwingend abgebaut werden müssen, um andere Module freizulegen. Die dadurch offen liegenden Module sollen im Rahmen des S/C visuell und gegebenenfalls mit dem Boroskop inspiziert werden.

Für alle Stufen gibt es definierte Standardarbeitsschritte, die in jedem Fall ausgeführt werden müssen. Des Weiteren gibt es Conditional Tasks, die fallspezifisch von den Planungsingenieuren ausgewählt werden. Es gilt wie im WPG, dass alle Standardarbeitsschritte niedrigerer Stufen, mit Ausnahme der Conditional Tasks, in höheren Stufen enthalten sind. Die EMMPs sind kundenspezifisch. Diese Arbeit orientiert sich zunächst am EMMP der *Deutschen Lufthansa AG*.

Neben diesen Hilfsmitteln zur effizienten Planung von Instandhaltungsereignissen wurden bei der *LHT*, wie in den vorherigen Abschnitten beschrieben, in den letzten Jahren verstärkt thermodynamische und numerische Untersuchungen durchgeführt, um die einzelnen Schadensmechanismen tiefgehend zu analysieren und Instandhaltungsmaßnahmen zu bewerten.

In der Forschung ist die Optimierung der Instandhaltung ein wichtiges Thema. So wird an der *Leibniz Universität Hannover* im Forschungsprojekt *SFB 871* anhand eines Triebwerkes untersucht, wie sich die Regeneration komplexer Investitionsgüter verbessern lässt. Ziel ist es, zu regenerierende Komponenten frühzeitig zu erkennen, die funktionalen Eigenschaften des Triebwerks und den produktionstechnischen Aufwand modellbasiert vorherzusagen und anhand dieser Vorhersagen Entscheidungen zu treffen, so dass der Nutzen des Kunden maximiert wird. Praktisch sieht dies so aus, dass verschiedene Reparaturpfade simuliert und bewertet werden und der optimale Pfad regelbasiert ausgewählt wird. Auf diese Weise soll erreicht werden, dass die individuelle, erfahrungsbasierte Auswahl von Reparaturen standardisiert wird [SFB14]. Die Erstellung dieser Arbeit ist ein Schritt in eine ähnliche Richtung, da dem Planungsingenieur mit dem zu entwickelndem LPP eine Möglichkeit zur objektiven Bewertung der Workscopes gegeben wird.

Eine interessante Untersuchung in diesem Zusammenhang ist der Vergleich von gebrauchten, reparierten und neuen Turbinenschaufeln [HAS13]. Anhand einer Auswertung von 400 Schaufeln wurde festgestellt, dass bei der Reparatur von Turbinenschaufeln im Besonderen die Abweichungen der Schaufel- und Hinterkantendicke kontrolliert werden sollte. Sind diese Größen zu hoch, kommt es zu Wirkungsgradverlusten. Eine Verringerung der Dicken sollte nicht behoben werden, wenn sie innerhalb der vom Hersteller vorgegebenen Werte liegen. Zudem ist festgestellt worden, dass Rauheiten an der Vorderkante kaum einen Einfluss auf den Wirkungsgrad haben. Eine erhöhte Rauheit bei etwa 20 % der Sehnenlänge ist allerdings deutlich kritischer.

Am Institut für Luftfahrtantriebe der *Universität Stuttgart* wurde zudem ein Modell zur Vorhersage der Instandhaltungsmaßnahmen und Schädigungen auf Basis der Betriebsbedingungen entwickelt, um bei langfristigen Instandhaltungsverträgen Planungssicherheit für den MRO zu gewährleisten [Mül13]. Verifiziert wurde das Modell an zwei Betreibern von Kurzstreckenflugzeugen mit differenzierbaren Betriebsbedingungen. Die im Modell vorhergesagten Instandhaltungskosten pro Flugstunde entsprechen bei beiden Betreibern etwa 80 % der tatsächlichen Kosten und zeigen somit die richtige Tendenz. Dieses Modell bietet somit eine Unterstützung bei der Planung von Kosten, Materialbedarf und Werkstattkapazitäten.

3 Alterung von Flugtriebwerken

In diesem Kapitel wird die Alterung von Triebwerken behandelt. Neben typischen Alterungsmechanismen werden bestehende Alterungsmodelle aus der Literatur vorgestellt und die Verlustmechanismen, die eine Leistungsver schlechterung des Triebwerks zur Folge haben, erklärt.

3.1 Einführung

Ein Triebwerk wird nach der Produktion regelmäßig instand gesetzt, so dass es theoretisch unendlich lange im Betrieb bleiben könnte. Aufgrund der steigenden Instandhaltungskosten, des technischen Fortschritts und der Einführung neuer Flugzeugmuster werden Triebwerke im Allgemeinen nach etwa 10-15 Jahren aus dem Betrieb genommen [MTU14], [TUI14]. Die Lebensdauer ist von verschiedenen Parametern abhängig (z.B. Kurz-/Langstrecke, Einsatzgebiet, Instandhaltungsphilosophie, etc.).

Bereits bei der Produktion der Triebwerke kommt es zu Fertigungsdifferenzen zwischen Triebwerken gleichen Typs. In [Spi+08] werden die Leistungsunterschiede zwischen neuen Triebwerken (anhand des *RR BR710*) auf Fertigungsdifferenzen, kleine Unterschiede beim Zusammenbau und Messungenauigkeiten zurückgeführt. Letztere machen je nachdem, welcher Parameter betrachtet wird, bis zu 60% der Leistungsvariation aus. Es wird gezeigt, dass ca. 12 von 105 betrachteten Parametern für 90% der SFC Änderung verantwortlich sind. Aus Geheimhaltungsgründen werden die einflussreichen Parameter nicht angegeben und die SFC Änderung nicht quantifiziert.

Im weiteren Verlauf des Triebwerklebens kommt es durch Alterungsmechanismen zu einer kontinuierlichen Abnahme der Leistungsfähigkeit des Triebwerks. Mit jedem Instandhaltungsereignis verbessert sich die Leistungsfähigkeit je nach Eingriffstiefe wieder. Dieser Zusammenhang ist anhand der EGT in Abbildung 3.1 dargestellt. Im Gegensatz zu den Fertigungsdifferenzen ist nach [Spi+08] eine größere Anzahl an Parametern für die Leistungsabnahme durch betriebsbedingte Alterungsmechanismen verantwortlich (etwa 20 von 105 Parametern machen 90% der SFC Änderung nach 10.000 Flugstunden aus).

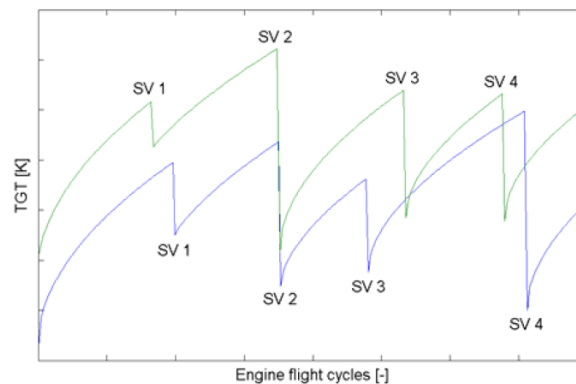


Abbildung 3.1: Verlauf der EGT (hier: Turbinengasttemperatur (TGT)) im Leben zweier Triebwerke unter der Berücksichtigung von Instandhaltungsereignissen (hier: SV) aus [Mül+10]

Für diese Arbeit ist es von grundlegender Bedeutung, wie anhand der Flugzyklen und Flugstunden seit dem letzten Instandhaltungsereignis eines Triebwerkmodules, Rückschlüsse auf dessen Zustand zu ziehen sind. Eine Vielzahl an Quellen ([MCM01], [Bus11], [Spi09], etc.) befasst sich mit Alterungsmechanismen, Einflüssen von Verschleiß und Alterungsmodellen. Die Mehrzahl der Autoren liefert jedoch weder auf Bauteil- und Modulebene noch für das Gesamttriebwerk für diese Arbeit relevante Informationen zu zeitlichen, quantitativen Alterungsfunktionen. Meist wird lediglich darauf hingewiesen, dass die Alterung stark vom Einsatzgebiet und -schema abhängig ist. Die zeitlichen Alterungsfunktionen müssen aus diesem Grunde im Rahmen dieser Arbeit ermittelt werden.

3.2 Alterungsmechanismen

In der Literatur werden folgende Alterungsmechanismen als leistungsrelevant erwähnt und beschrieben:

- Fouling
- Korrosion
- Erosion
- Abrieb
- Verformung.

Beim **Fouling** handelt es sich um die Ablagerung von Material an den Schaufelflächen. In Bodennähe treffen in der Luft enthaltene Partikel in Verbindung mit Öl und Wasser mit hohen Geschwindigkeiten auf die Schaufelflächen und setzen sich dort fest. In den vorderen Stufen führt dies zu leicht zu entfernenden Schmutzschichten auf den Schaufeloberflächen, während in den hinteren Stufen unter Druck und höheren Temperaturen feste Verbindungen entstehen können. Im Allgemeinen kann durch regelmäßige Triebwerkswäschen Fouling gerade in den vorderen Stufen verringert werden [Tar+98]. Fouling ist aufgrund der Menge und Art der eintreffenden Partikel stark abhängig vom Einsatzbereich des Triebwerks. In der Turbine kann es bedingt zu Fouling kommen, wenn sich Verbrennungsprodukte an den Schaufeln absetzen. Dort spielt es allerdings nur eine untergeordnete Rolle. Im Verdichter führt Fouling zu einer Abnahme von Wirkungsgrad und Massendurchsatz, da sich die aerodynamisch empfindliche Schaufelgeometrie ändert. Insbesondere bei Verschmutzungen der vorderen Stufen kann sich das Betriebsverhalten des Verdichters verschlechtern, da die Leistungsfähigkeit der hinteren Stufen von den vorderen Stufen abhängig ist. Die oben genannten Effekte und weiterführende Untersuchungen sind in [MCM01] ausführlich beschrieben.

Korrosion kommt in Triebwerken in verschiedenen Formen vor. Im Verdichter lagern sich während des Betriebs verschiedene Salze u.a. Natrium- und Kaliumchlorid ab [MCM01]. In Verbindung mit Wasser und unter Einfluss von Druck- und Temperatur können Lösungen entstehen, die die Verdichterschaufeln angreifen und zu Korrosion führen. Das Ausmaß der Korrosion nimmt mit steigender Temperatur und Druck zu und ist stark vom Schaufelmaterial abhängig. In der in

[BKO05] vorliegenden Untersuchung sind nach 5.000 Betriebsstunden einer industriellen Gasturbine nur Schaufeln des HPC (Eisenlegierung) von Korrosion betroffen. Die untersuchte Schaufel des LPC (Titanlegierung) zeigte keine Korrosion. In den heißen Regionen ($> 825\text{ K}$) des Triebwerks wird zwischen Hochtemperaturoxidation (Zundern) und Heißgaskorrosion unterschieden. Superlegierungen, wie Kobalt- oder Nickelbasislegierungen, die in der Turbine eingesetzt werden, bilden gegen Korrosion schützende Oxidschichten. In der Oxidschicht enthaltene Unstetigkeiten (z.B. Risse) können dazu führen, dass Gas an die eigentliche Metalloberfläche gelangt und sich dadurch die Oxidschicht stets vergrößert und Basismaterial abgetragen wird. Bei sehr hohen Temperaturen ab 1255 K kommt es bei chromhaltigen Oxidschichten zu weiteren Oxidationen in der Oxidschicht, die deren schützende Wirkung aufheben. Diese Prozesse werden als Hochtemperaturoxidation bezeichnet. Unter Heißgaskorrosion versteht man chemische Reaktionen zwischen Metallen und Gaspartikeln, insbesondere Schwefelverbindungen als Verbrennungsrückstand, die bei hohen Temperaturen beschleunigt ablaufen und starke Schäden hervorrufen können [Brä09]. Um die Korrosion zu begrenzen, werden belastete Bauteile oft beschichtet und resistente Legierungen gewählt. Reibkorrosion bezeichnet Verschleißvorgänge zwischen metallischen Kontaktflächen aufgrund von Reibung. Im Triebwerk tritt diese Form der Korrosion primär an den Schaufellagerungen auf.

Erosion ist der Abtragungsprozess an durchströmten Flächen durch feste Partikel, wie Sand oder kleine Steine, die beim Taxiing und Start angesaugt werden. Nach [HF83] entstehen je nach Partikelgröße verschiedene Abtragsmuster auf der Schaufeloberfläche. Gesicherte Erkenntnis ist, dass der Abtragsparameter (Abtragsmenge bezogen auf die Masse der eintreffenden Partikel) bei konstantem Schaufelmaterial von Auftreffwinkel und –geschwindigkeit und Luft- und Schaufeltemperatur abhängig ist. Darüber hinaus wird in [HF83] festgestellt, dass kleinere Partikel zu höheren Werten des Abtragsparameters führen, da diese im Gegensatz zu größeren Partikeln sich den Stromlinien anpassen, nach dem Auftreffen sofort wieder mit der Strömung beschleunigen und mehrfach auf den Schaufeloberflächen auftreffen. Typische Erosionsschäden führen zu einer Erhöhung der Oberflächenrauheit und zu einer Vergrößerung der Querschnittsflächen zwischen zwei Schaufeln und der Spaltmaße. Besonders starke Erosion kann zudem die Geometrie der Vorderkante und die Sehnenlänge der Schaufeln beeinflussen. Die Steigerung der Oberflächenrauheit und des Spaltmaßes führen im Verdichter zu einer Verschlechterung des Wirkungsgrades und zu einer leichten Verringerung des Druckverhältnisses [THS98]. In der Turbine ist darüber hinaus problematisch, dass sich heiße, geschmolzene Partikel in den Kühlungsbohrungen der Schaufeln festsetzen und diese blockieren können. Dies führt zu einer deutlich beschleunigten Alterung der Schaufeln. Eine Erhöhung der Schaufeltemperatur um 10 K führt dazu, dass sich die Lebensdauer bezüglich des Kriechens halbiert [Brä09]. Eine Vorhersage der Erosionsschädigung ist in der Praxis sehr komplex, da Erosion stark von den Einsatzgebieten des Triebwerks abhängig ist. Findet ein Startvorgang in der Wüste während eines Sandsturms statt, kann dies größere Erosionsschäden zur Folge haben als zahlreiche Starts in Wüstengebieten ohne Sturm.

Unter mechanischem **Abrieb** versteht man im Triebwerk den Abtrag von Material zwischen rotierenden und stehenden Teilen. Je nach Fertigungsphilosophie wird Material von den Rotorschaukeln oder vom Gehäuse abgetragen. Zum Teil sind weiche Metall- oder Kunststoffbeschichtungen auf

das Gehäuse aufgetragen, in die sich die Schaufeln einarbeiten können. Bei harten Gehäuseflächen wird üblicherweise Material von den Schaufeln abgetragen. Besonders kritisch für Abrieb sind Startvorgänge bei hohen Temperaturen. Aufgrund der höheren Temperaturen nimmt die Dichte der Luft ab. Um ausreichend Schub zu erhalten, muss der vorgegebene Massenstrom erreicht und damit mehr Luftvolumen gefördert werden. Dies führt zu höheren Drehzahlen, zunehmenden Fliehkräften und gegebenenfalls zu Abrieb. Ein weiteres für Abrieb sehr kritisches Manöver ist das Durchstarten. Während des Reiseflugs ist das Gehäuse, im Gegensatz zu dem relativ warmen Rotor, ausgekühlt. Zusätzlich zu der ohnehin schon starken Fliehkraftbelastung beim Durchstarten kommt nun die entgegengesetzte thermische Verformung zwischen Gehäuse und Rotor hinzu.

Des Weiteren kann es bei steigenden Temperaturen der Turbinenschaufeln, verursacht durch die Schädigung des *thermal barrier coating* (TBC)⁴ und die Verschlechterung der Kühlung, zu **Verformungen** der Schaufelvorderkanten kommen, die die Querschnittsfläche und damit die Durchflusskapazität am Turbineneintritt vergrößern [Wen+11].

3.3 Alterungsmodellierung

Nachfolgend werden einige Informationen zur Triebwerkalterung und deren Modellierung aus der Literatur vorgestellt. Der für diese Arbeit meistversprechende Ansatz ([Spi09]) wird ausführlich beschrieben.

Bereits zu Beginn der 80er Jahre wurden im Rahmen des *JT9D Engine Diagnostics Program* Untersuchungen zur Alterung von Triebwerken durchgeführt [Ols14]. Ziel war es, Alterungsmechanismen, die die Leistungsfähigkeit des Triebwerks beeinflussen, zu identifizieren und zu quantifizieren. Die Alterung wird aufgeteilt in *short-term* und *long-term deterioration*. Zu Beginn des Betriebes stellen sich während hoher Belastungen in relativ kurzer Zeit, größtenteils schon während der Testflüge, die Spaltmaße der einzelnen Module durch Abrieb ein. Danach überwiegen Effekte wie Erosion und thermische Beschädigungen. In Abbildung 3.2 sind zwei Modelle dargestellt, die aus Hersteller-, Betreiber- und Instandhaltungsdaten entwickelt wurden und den Anteil der einzelnen Module und Schädigungsmechanismen an der Zunahme des SFC beschreiben.

In [MTL92] wurde der Zustand eines Einwellen-Turboprop Triebwerks nach dem Betrieb in einem Eingangsprüflauf festgestellt. Um die Einflüsse verschiedener Schädigungsmechanismen und Reparaturen festzustellen, wurden zunächst die HPT Statorschaufeln (NGV) erneuert und der Verdichter gewaschen. Zudem wurden die Dichtungen im Verdichter erneuert. Ein weiterer Prüflauf wurde in diesem Zustand durchgeführt. Daraufhin wurden die Spaltmaße des Verdichters durch ein Schleifprogramm künstlich vergrößert. Ferner wurden stark verschlissene HPT Rotorschaufeln installiert. In diesem Zustand wurde ein dritter Prüflauf durchgeführt. Als Kenngrößen werden Modul- und Gesamttriebwerksparameter bei jedem der drei Prüfläufe gemessen. Neben den Einflüssen des Triebwerkszustandes auf die betrachteten Parameter wurden die Messunsicherheiten untersucht. Die Untersuchung kam zu dem Ergebnis, dass trotz der Messunsicherheiten alle Merkmalsveränderungen, bis auf die Erneuerung der Dichtungen des

⁴ Oberflächenbeschichtung von Turbinenschaufeln zum Schutz gegen Hochtemperaturkorrosion

Verdichters, einen messbaren Einfluss auf die Leistung des Triebwerks haben. In jener Arbeit ist es gelungen, einige Reparatur- und Alterungseinflüsse zu quantifizieren. Der Aufwand von drei Prüfläufen und zwei Modifizierungen ist bezogen auf Zeit, Kosten und Verfügbarkeiten (Prüfstand/ Werkstatt) relativ hoch.

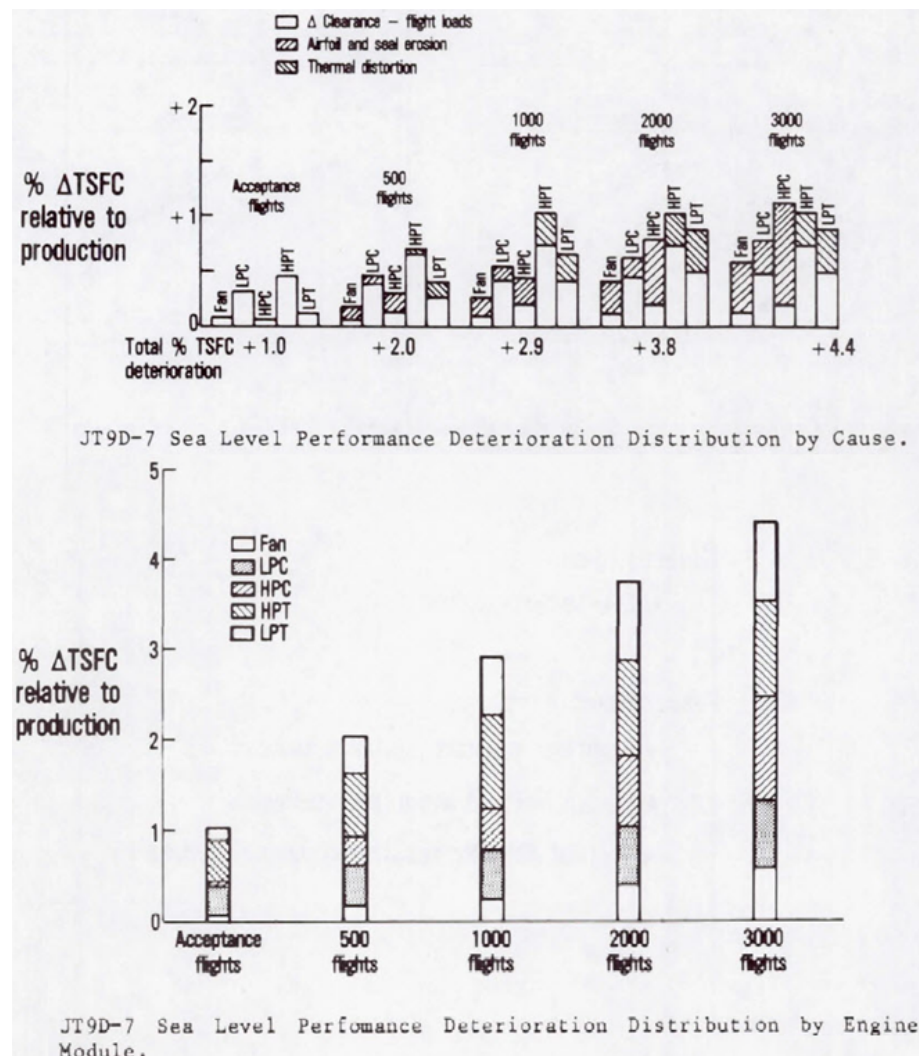


Abbildung 3.2: Anteil der Module des JT9D an der Alterung (Steigerung SFC) [Ols14]

In [LBM94] wurde der Einfluss verschiedener Grade an Fouling und Erosion des Verdichters auf das Betriebsverhalten des Gesamttriebwerks (Leistung und SFC) modelliert. Dafür wurden die geometrischen Veränderungen einzelner Stufen festgelegt und Stufe für Stufe die Auswirkungen auf das Gesamtmodul berechnet. Es wurde eine Leistungsab- und eine SFC-Zunahme durch die alterungsbedingten Geometrieänderungen der Profile festgestellt. Die ersten Stufen haben größere Einflüsse auf die Leistungsparameter, da sie alle weiteren Stufen beeinflussen. Problematisch für eine Übertragung auf diese Arbeit ist, dass Wechselwirkungen mit anderen Schadensmechanismen und dem Zustand der Turbine nicht betrachtet werden. Ferner werden verschiedene Grade an Erosion und Fouling festgelegt. Allerdings lassen sich keine Rückschlüsse ziehen, wie diese Grade in der Praxis bei einem Triebwerk aussehen, das eine bestimmte Anzahl an Flugzyklen geflogen ist.

Ein erweiterter Ansatz wurde in [ZBK98] verwendet. Das entwickelte Modell nimmt als Eingabe ein Missionsprofil, Einsatzgebiete und Flugzyklen auf. Um Einflüsse der Einsatzgebiete zu betrachten, wird überprüft wie viel Sand das Triebwerk im Betrieb eingesaugt hat (auf Basis des Einsatzgebietes und des Missionsprofils). Je nach der berechneten Menge an eingesaugtem Sand wird die Betriebszeit des Triebwerks angepasst, um eine reine Zeitabhängigkeit zu erhalten (in dem Sinne, dass z.B. ein Flugzyklus mit starker Sandbelastung zwei normalen Flugzyklen entspricht). Daraufhin werden wie in [LBM94] die Modulwirkungsgrade und Massendurchsätze angepasst. In [ZBK98] wird die Alterung sowohl im Verdichter (hier: Fouling, Erosion und Abrieb) als auch in der Turbine (hier: hauptsächlich Abrieb und Massendurchsatzvergrößerung durch Verformung der Schaufelvorderkanten) modelliert. Mit Hilfe dieser Daten werden die Leistungsparameter des Gesamttriebwerks simuliert. Das Besondere an diesem Ansatz ist die Einbeziehung von Umgebungsparametern und Missionsprofilen.

Die aktuellste und für diese Arbeit ergiebigste Methode zur Modellierung der Triebwerksalterung wurde im Rahmen einer Dissertation [Spi09] an der *Universität Stuttgart* entwickelt. Ein Überblick über die Methode ist in Abbildung 3.3 dargestellt. Die Methode basiert auf folgenden Schritten:

1. Aufstellung von Alterungsmerkmalen
2. Entwicklung von Alterungsfunktionen der Merkmale über der Zeit (Flugzyklen, -stunden)
3. Analyse der Einflüsse der Merkmalsveränderungen auf Modulkennwerte (Wirkungsgrad und Massendurchsatz, etc.)
4. Bewertung der Überlagerung einzelner Merkmalsveränderungen
5. Leistungsrechnung und Bestimmung von Triebwerksparametern.

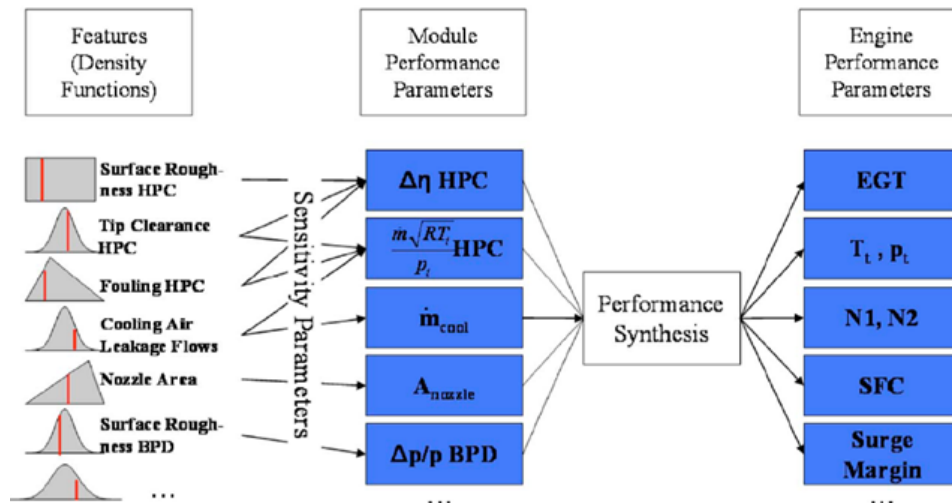


Abbildung 3.3: Darstellung der Alterungsmodellierung aus [Spi+08]

In den folgenden Absätzen wird im Detail auf die genannten Punkte eingegangen. In [Spi09] werden 105 Merkmale aufgestellt. Für jeden Triebwerksabschnitt (Einlauf, Fan, LPC, HPC, Brennkammer, HPT, NDT, Mischer, Düse, Luftsystem) wurden Merkmale definiert und bewertet,

ob diese über einen Druckverlust, Wirkungsgrad- und/oder Massenstromänderung modelliert werden. Wie bereits in Kapitel 3.1 erwähnt sind für den größten Anteil an SFC Änderung nur etwa 20 der 105 Merkmale relevant.

Um die Alterungsfunktionen zu beschreiben, ist hier ein statistisch erfahrungsbasierter Ansatz anstelle eines physikalischen Ansatzes gewählt worden. Die Definition von physikalischen Funktionen, die die Veränderungen eines Merkmals direkt beschreiben, ist beim jetzigen Stand der Forschung aufgrund der komplexen Zusammenhänge zwischen den einzelnen Alterungsmechanismen und der unterschiedlichen Betriebsbedingungen unzureichend [Spi09]. Die Alterungsfunktionen wurden aus diesem Grund anhand von Daten instand gesetzter Triebwerke, Literatur zu anderen Triebwerken und Schätzungen von Bauteilexperten definiert. Folgende Funktion ist zur Modellierung der Merkmalsveränderungen (ΔM) in Abhängigkeit von der Zeit, t , vorgeschlagen worden, da mit Hilfe der Einstellung von nur drei Parametern a, b und c alle charakteristischen Merkmalsverläufe gut dargestellt werden können:

$$\Delta M(t) = a + b * t^c. \quad (3.1)$$

Zur Beschreibung der Auswirkungen der Merkmalsveränderungen auf die Modulkennwerte (ΔK), wird in [Spi09] auf physikalische und empirische Untersuchungen verwiesen. Üblicherweise wird für einen bestimmten Bereich ein linearer Zusammenhang angenommen. Um die Fehler, die durch die Linearisierung entstehen, zu minimieren, werden nichtlineare Funktionen aufgestellt. Zur Vereinfachung der Darstellung des Modells werden in dieser Arbeit die nichtlinearen Parameter in der Funktion n zusammengefasst:

$$\Delta K = n * \Delta M. \quad (3.2)$$

Die Modulkennwerte hängen von einer Vielzahl von Merkmalsänderungen im jeweiligen Modul ab. Vereinfacht wird davon ausgegangen, dass das Superpositionsprinzip gilt und sich die Auswirkungen der einzelnen Merkmalsänderungen addieren. Eine Darstellung nicht-linearer Zusammenhänge würde einen erheblichen Aufwand an physikalischer Modellierung und Experimenten bedeuten und wird daher nicht realisiert. Mit diesen Annahmen können die Modulkennwerte wie folgt berechnet werden:

$$\begin{pmatrix} \Delta K_1 \\ \vdots \\ \Delta K_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} n_{M_1-K_1} & \cdots & n_{M_n-K_1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ n_{M_1-K_m} & \cdots & n_{M_n-K_m} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta M_1 \\ \vdots \\ \Delta M_n \end{pmatrix}. \quad (3.3)$$

Die Modulkennwerte werden nun in ein Leistungssyntheseprogramm, wie z.B. *Gasturb*, eingegeben, um die Gesamtperformance des Triebwerks zu bestimmen.

Der Ansatz von [Spi09] enthält zeitliche Funktionen einzelner Merkmalsveränderungen und berücksichtigt das Zusammenspiel des Verschleißes einzelner Module über die Leistungsberechnung. Dieser ganzheitliche Ansatz bietet eine gute Grundlage für die vorliegende Arbeit. Ein thermodynamisches Triebwerksmodell, mit dem die Leistungsberechnung erfolgt, ist von der FPA

erstellt worden. Die Einflüsse verschiedener Merkmalsveränderungen auf die Modulkennwerte sind in Modellen (CFD, Mittenschnittverfahren) untersucht worden. Problematisch ist allerdings die Datenlage zur Merkmalsdokumentation für Alterung und Instandhaltung. Außerdem sind in [Spi09] aus Geheimhaltungsgründen keine konkreten Werte der zeitlichen Merkmalsveränderungen veröffentlicht, die für diese Arbeit genutzt werden könnten.

Das oben beschriebene Modell wurde im Rahmen einer weiteren Dissertation [Sch13] um den Einfluss der Betriebsbedingungen erweitert. Betriebsbedingte Umweltparameter, auf die in dieser Untersuchung eingegangen wird, sind die Umgebungstemperatur, die Druckhöhe, die Luftfeuchtigkeit, Partikel (Konzentration, Art, Größe, Beschaffenheit) und die Sulfatkonzentration. Betriebsparameter sind die EGT, Bauteilbelastungen und Vibrationen. [Sch13] kommt zu dem Ergebnis, dass die Partikel und Betriebstemperaturen den größten Einfluss auf die Alterung haben. Das Modell eignet sich gut für Kurzstreckenflugzeuge. Bei Langstreckenflugzeugen ist die eindeutige Beschreibung der Umgebungsbedingungen erschwert möglich, da verschiedene Regionen auf der Erde angeflogen werden und verschiedene Flotten dadurch schwerer zu unterscheiden sind. Ergänzend wurde die Wichtigkeit der Triebwerkregelung auf das Alterungsverhalten festgestellt und untersucht.

In der Literatur gibt es eine Vielzahl von Modellen, mit denen die Auswirkungen von Alterungsmechanismen auf die Leistung einer Gasturbine berechnet werden können. Problematisch sind allerdings zeitliche und vom Einsatzgebiet des Triebwerks abhängige Alterungsfunktionen der Bauteilmerkmale oder Modulkennwerte (z.B. Verhalten des HPC-Wirkungsgrades über der Anzahl der Flugzyklen). Es wird immer wieder darauf verwiesen, dass zeitliche Funktionen schwer vorhersagbar sind, z.B. in [KB07]⁵. Gibt es Ansätze für Alterungsfunktionen, so sind diese nicht quantitativ und in vollem Umfang dargestellt.

Parameter, die immer wieder in verschiedenen Publikationen bei der Alterung als relevant angenommen werden, sind sowohl im Verdichter als auch in der Turbine die Verschlechterung der Oberflächenbeschaffenheit und Änderungen der Schaufelgeometrie, die hauptsächlich durch Fouling, Korrosion und Erosion hervorgerufen werden. Ein weiterer wichtiger Parameter ist das Spaltmaß zwischen Rotor und Stator, das sich während des Betriebes durch Abrieb und Erosion vergrößern kann. Verschleißmechanismen in der Brennkammer führen nur indirekt zu weiteren Verlusten [KB01].

In Absprache mit Mitarbeitern der FPA werden in dieser Arbeit noch weitere Parameter betrachtet. Deswegen werden im nächsten Abschnitt neben den oben genannten Parametern die Verlustmechanismen von Dichtungen, Lagerungen und Wärmedämmungen beschrieben.

3.4 Verlustmechanismen

In diesem Abschnitt werden die Verlustmechanismen der Alterungsvorgänge von Triebwerken beschrieben. Diese sind die Profil- und Oberflächenbeschaffenheit der Schaufeln, das Spaltmaß

⁵ "...the authors have avoided presenting figures about the speed of degradation, because it is subject to a variety of operational and design factors that typically cannot be controlled entirely..."

zwischen Rotor und Stator, Sekundärströmungsverluste und die Alterung von Dichtungen, Lagerungen und Wärmedämmungen.

Aufgrund der oben beschriebenen Mechanismen wie Erosion, Fouling, thermischer Verformung und Korrosion, verlieren die Schaufeln der Turbomaschinen mit der Zeit an Qualität und damit das Triebwerk an Leistung. Die Oberflächenrauheiten nehmen zu, die Rundheit der Vorderkante nimmt ab und die Sehnenlänge kann sich verkürzen. In der Turbine können ganze Bereiche der Schaufeln ausgefressen sein. Die Querschnittsflächen können sich durch Ab- oder Zunahme der Profildicken und Verformungen der Schaufeln verändern. Grundlegende Verlustmechanismen der Profilumströmung sind ausführlich in [Brä09] beschrieben und werden hier kurz zusammengefasst:

Bei Profilumströmungen kommt es zwischen der Körperoberfläche und der Strömung zu Reibung, die dazu führt, dass die Geschwindigkeitskomponente in Strömungsrichtung an der Körperoberfläche null ist. Die Geschwindigkeit nimmt mit zunehmendem Abstand zur Körperoberfläche zu, bis die Geschwindigkeit wieder das Niveau der Außenströmung erreicht hat. Der Bereich mit Geschwindigkeiten kleiner als die der Außenströmung wird als Grenzschicht bezeichnet. Die Grenzschichtdicke beträgt an der Vorderkante des umströmten Körpers null und nimmt in Richtung der Hinterkante zu. Hat die Strömung nicht mehr ausreichend Energie, um die Reibung zu überwinden, kommt es zu Strömungsablösungen. Die Eigenschaften der Grenzschicht (laminar / turbulent / abgelöst / nicht abgelöst) sind maßgebend für die Reibungsverluste der Körperumströmung. Kommt es bei der Körperumströmung zu Verdichtungsstößen, so haben diese einen großen Einfluss auf das Verlustverhalten. Aus fertigungstechnischen Gründen kann die Profilhinterkante nicht optimal dünn zusammenlaufen. Diese Mindestdicke führt zu Strömungsablösungen an der Hinterkante, die eine weitere Verlustquelle sind.

Diese Fertigungsdifferenzen führen dazu, dass schon bei neuer Turbomaschinenbeschaufelung die aerodynamischen Eigenschaften nicht konstant sind. Im Betrieb kommt es nun zu weiteren Veränderungen bei den oben benannten Profileigenschaften. Diese Veränderungen beeinflussen die Art (laminar / turbulent / Umschlagpunkt / Ablösungen / Verdichtungsstoßverteilungen) und damit die Eigenschaften der Grenzschicht, so dass die Verluste durch die Alterung zunehmen. Hierzu wurden bei der *LHT* an verschiedenen Triebwerken und Modulen detaillierte CFD Untersuchungen durchgeführt, um diese Effekte qualitativ und quantitativ für das jeweilige Triebwerksmodell zu erfassen, z.B. in [Kun12].

Zu- und Abnahme der Profildicken und die Verformungen der Schaufeln beeinflussen die Form und Querschnittsfläche des Strömungskanals und damit den Massendurchsatz. Derselbe Effekt tritt außerdem bei steigenden Grenzschichtdicken auf.

Aufgrund der Konstruktionsweise von Triebwerken entsteht zwischen Rotorschaukeln und Gehäusen ein Laufspalt (Abbildung 3.4). Die Größe dieses Spalts ist von der Länge der Schaufel, der Drehzahl und der thermischen Verformung der Schaufel und des Gehäuses abhängig. In der Fertigung des Triebwerks wird dieser optimal eingestellt. Wie oben beschrieben kommt es im Betrieb zu Abrieb und das Spaltmaß nimmt zu. Ist das Spaltmaß durch Abrieb eingestellt, kann dieses durch

Erosionsvorgänge weiter zunehmen. Vereinzelt kann es an einigen Stufen durch ein Setzen der Schaufeln in die Dichtmasse am Schaufellagerfuß zu einer Verringerung des Spaltmaßes kommen.

Wie beim induzierten Widerstand am Tragflügel kommt es am Spalt zu einem Druckausgleich zwischen Saug- und Druckseite und damit zu Verwirbelungen, die in Strömungsrichtung abgetragen werden. Der Anteil des Luftstroms, der durch den Spalt fließt, trägt nicht zur Arbeitsumsetzung der Turbomaschine bei und führt damit zu Verlusten. Dieser Massenstromanteil und die zugehörigen Verluste steigen mit größer werdendem Spalt [Brä09].

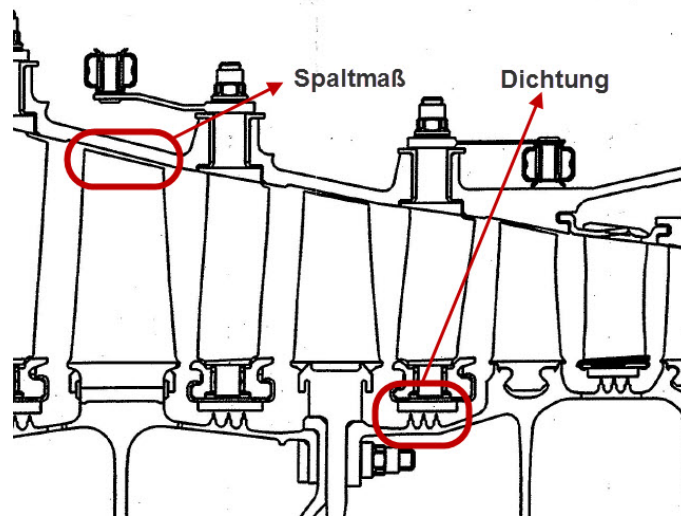


Abbildung 3.4: Darstellung des Spaltmaßes und der Zwischenstufendichtung am HPC [CFM14b]

Der oben beschriebene Spaltverlust gehört zur Gruppe der Sekundärverluste. Weitere Sekundärströmungsphänomene, die in Turbomaschinen auftreten, sind Reibungsverluste an Gehäuse und Nabe, Hufeisen- und Kanalwirbel. An Gehäuse und Nabe entstehen Hufeisenwirbel dadurch, dass die Fluidteilchen in der Naben- oder Gehäusegrenzschicht den Druckanstieg am Profilstaupunkt nicht überwinden können und senkrecht zur Wand ausweichen. Hufeisenwirbel bilden sich auf beiden Seiten des Profils, wobei der Wirbel auf der Druckseite in Richtung der Saugseite des nebenliegenden Profils abgetragen wird. Kanalwirbel entstehen durch Querströmungen in den Gehäuse- und Nabengrenzschichten. Beim Durchströmen des Strömungskanals werden die Fluidteilchen in der Naben- oder Gehäusegrenzschicht durch Druckkräfte quer zur Strömung umgelenkt. Die durch die Umlenkung abfließende Masse muss ausgeglichen werden, wodurch es zur Ausbildung von Kanalwirbeln kommt [Brä09]. Die verschiedenen Sekundärphänomene überlagern sich gegenseitig, so dass die Beschreibung dieser Phänomene äußerst kompliziert ist. In Abbildung 3.5 sind die Phänomene dargestellt.

Im Verdichter wird der Luftstrom entgegen des physikalischen Bestrebens in Gebiete höheren Druckes gefördert. Um Rückströmungen von einer höheren Stufe in eine niedrigere Stufe zu kontrollieren, sind zwischen den Statorschaufeln und dem Rotorsystem in Turbomaschinen meist Labyrinthdichtungen installiert (Abbildung 3.4). In der Turbine sind die Dichtungen eingebaut,

damit die Strömung durch die Rotorschaufeln und nicht durch den Spalt zwischen Stator und Rotorsystem fließt. Darüber hinaus werden im Sekundärluftsystem Labyrinthdichtungen verwendet, um die Massenströme zu regulieren.

Das Funktionsprinzip der Labyrinthdichtung beruht darauf, dass die Luft in Richtung niedrigeren Druckes strömt. Durch die Querschnittsveränderung zwischen Drosselstelle und Einlauf in die Dichtung wird die Strömung beschleunigt. An der Drosselstelle wird die kinetische Energie durch Reibung in Wärme umgewandelt und das Totaldruckniveau der Strömung nimmt ab. Je nach Auslegung besitzt eine Labyrinthdichtung eine unterschiedliche Anzahl an Drosselstellen [Dec14]. Der Massenstrom, der durch eine Labyrinthdichtung fließt, ist abhängig von den Drücken auf Vorder- und Rückseite der Dichtung und ist proportional zur Spaltfläche [SS07]. Nimmt die Spaltfläche nun durch Verschleiß, z.B. durch Vibrationen und dadurch verursachten Abrieb, zu, so nimmt auch der Massenstrom, der durch die Dichtung fließt und nicht an der Arbeitsumsetzung beteiligt ist, zu.

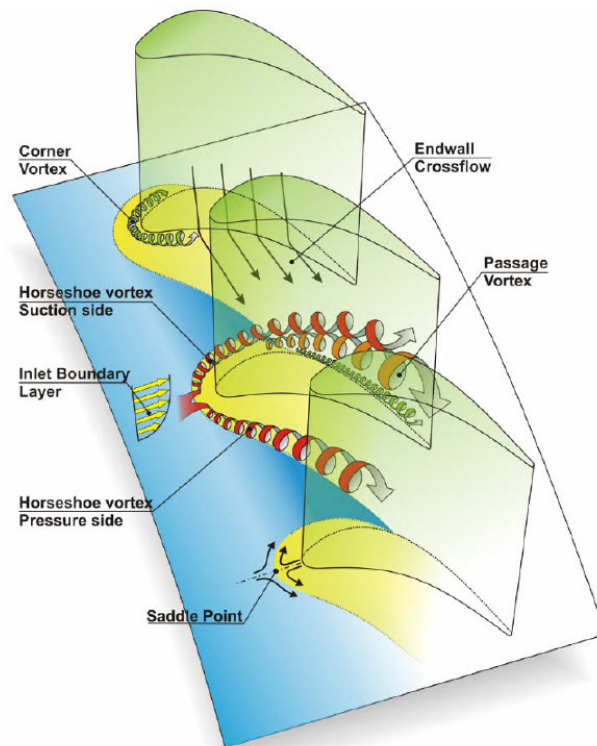


Abbildung 3.5: Darstellung der Sekundärströmungsphänomene [Bus11]

Ein weiterer Mechanismus indiziert eine Alterung des Triebwerks, obwohl diese nicht zwangsläufig vorhanden ist. Wie in Kapitel 2.2 beschrieben, ist die EGT ein wesentlicher Parameter, um den Zustand des Triebwerks zu bestimmen und ein Instandhaltungsereignis einzuleiten. Die Messsonden sind gegen Wärmestrahlung von Bauteilen gedämmt, so dass die Temperatur des Gases möglichst unbeeinflusst bleibt. Verschlechtert sich nun die Dämmung der Sonde im Laufe des Betriebes, so kann dies dazu führen, dass höhere Temperaturen gemessen werden, obwohl die EGT tatsächlich nicht höher ist.

4 Alterungsmechanismen und Instandhaltungsmaßnahmen relevanter Module

Im folgenden Kapitel werden die Triebwerkmodule vorgestellt, die bei der Leistungsbetrachtung eine Rolle spielen. Dazu zählen der Fan, Verdichter und Turbine im Nieder- und im Hochdruckbereich und die Brennkammer. Mit Hilfe der Ergebnisse der vorigen Kapitel, Erfahrungen der *LHT* [Kra14] und Herstellerempfehlungen werden typische Verschleißmechanismen, die Auswirkungen auf die Effizienz der Baugruppen haben, beschrieben und leistungsrelevante Instandhaltungsmaßnahmen identifiziert und vorgestellt.

4.1 Fan und Niederdruckverdichter

Der gesamte Luftstrom, der das Triebwerk durchläuft, wird vom Fan angesaugt. Vor dem Triebwerk bildet sich bis hin zum Triebwerkseintritt eine Fangstromröhre, in der bei zivilen Flugzeugen die Strömung aufgrund der Diffusorform der Röhre verzögert wird. Im Triebwerkseinlauf wird die Strömung weiter verzögert und es kommt zu leichten Totaldruckverlusten durch Reibung. Im Rahmen dieser Arbeit wird der Triebwerkseinlauf nicht weiter betrachtet, da davon auszugehen ist, dass sich die Verluste während des Betriebes nur geringfügig verändern und kaum Auswirkungen auf Leistungsgrößen, wie z.B. die EGT, haben. Die Verzögerung im Einlauf ist notwendig, da die Rotorscheufeln des Fans aufgrund der hohen Umfangsgeschwindigkeiten zu hohe Anströmgeschwindigkeit erfahren würden, was sich gerade unter Lärmgesichtspunkten nachteilig auswirken würde. Hinter dem Fan erfolgt die Aufteilung des Luftstroms in Kern- und Nebenstrom über den vom Verdichter geforderten Luftmassenstrom. Die Luft, die in den nabennahen Bereich strömt, durchläuft den Primärkreis (Verdichter, Brennkammer und Turbine) des Triebwerks im Gegensatz zum Nebenstrom, der primär der Impulserzeugung dient. Dem Fan folgen sowohl im Primär- als auch im Sekundärkreis Statorschaufeln, die den erzeugten Drall aus der Strömung nehmen und diese richten. Der Kernstrom trifft hinter dem Stator auf die zweite Stufe im LPC (der Fan ist bereits die erste Stufe). Ein typisches Fan und LPC Modul ist in Abbildung 4.1 dargestellt.

Bei dem in dieser Arbeit betrachteten Triebwerk wird der Nebenstrom vor dem Austritt aus dem Triebwerk mit dem heißen Kernstrom gemischt. Die nächsten Elemente, auf die der Kernstrom nach Durchlaufen der Statorstufe trifft, sind die Stufen zwei bis fünf des LPC. Jede Stufe besteht jeweils aus Rotor und Stator. Nach Durchströmen des LPC läuft die Strömung durch einen diffusorförmigen Kanal, bevor sie in den HPC strömt. Im LPC ist der Totaldruck je nach Triebwerksmuster etwa um den Faktor 2,5 gestiegen. Die Totaltemperatur hat sich um etwa 100 K erhöht.

Das Triebwerksmuster, das in dieser Arbeit betrachtet wird, ist zweiwellig aufgebaut. Der HPC sitzt auf einer Welle mit der HPT, von der dieser angetrieben wird. Der LPC und der Fan befinden sich mit der LPT auf einer zweiten Welle. Im stationären Reiseflug sind die beiden Wellendrehzahlen so ausgelegt, dass LPC und HPC optimal aufeinander abgestimmt sind. Allerdings kommt es bei transienten Vorgängen, wie dem Verzögern oder dem Beschleunigen des Triebwerks, und bei niedrigen Drehzahlen dazu, dass die beiden Module nicht optimal zusammenarbeiten. Da das Hochdruckwellensystem eine geringere Massenträgheit als das Niederdrucksystem hat,

reagiert dieses schneller auf Änderungen bei der Brennstoffzufuhr. Das führt dazu, dass der HPC den LPC drosseln bzw. entlasten kann. Der Drosseleffekt tritt außerdem bei niedrigen Drehzahlen auf. Um dieser Problematik entgegenzuwirken, sind in dem Strömungskanal zwischen LPC und HPC Abblasventile (VBV) installiert (vgl. Abbildung 4.1), die bei niedrigen Drehzahlen und in für den Betrieb kritischen Situationen geöffnet werden, so dass der LPC entlastet wird. Zentrales Regelorgan der VBVs ist die Kraftstoffregelung. [Brä09]

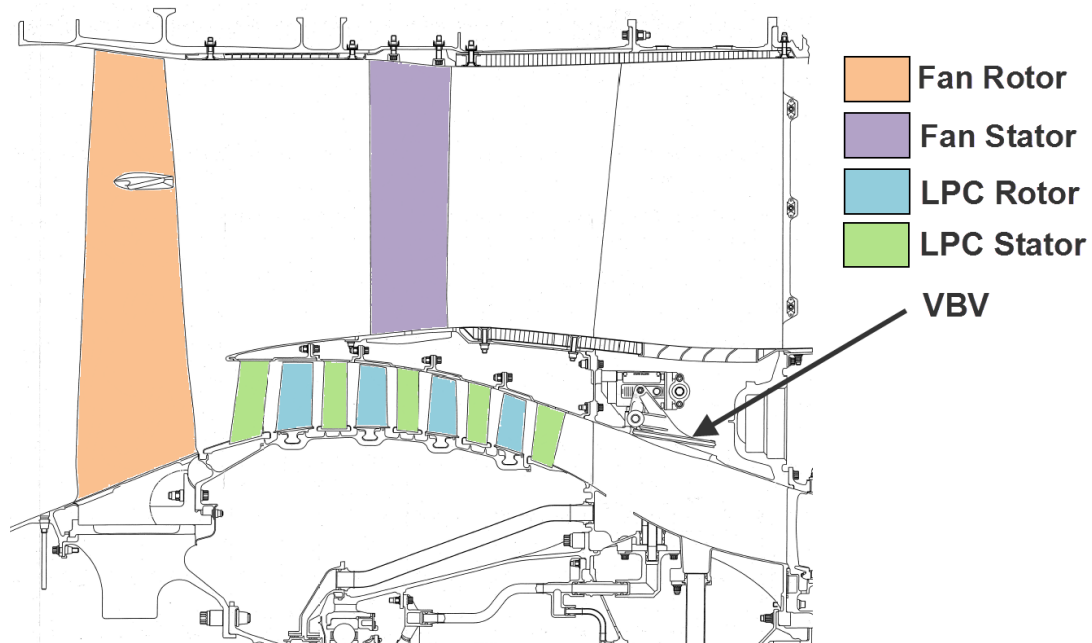


Abbildung 4.1: Querschnitt: Fan und LPC nach [CFM14b]

Die typischen Alterungsmechanismen am Fan, die einen signifikanten Einfluss auf die Leistungsfähigkeit des gesamten Triebwerks haben, sind das sich durch Abrieb einstellende Spaltmaß zwischen Schaufel und Gehäuse, das Fouling und die Erosion an den Schaufelflächen, die die Oberflächenqualität und insbesondere die Beschaffenheit der Vorderkante beeinflussen. Die Veränderungen der Oberflächenqualität, die durch Fouling entstehen, können größtenteils bereits im Betrieb durch Triebwerkswäschen minimiert werden.

Im LPC ist der Zustand der Schaufeln von eher geringerer Bedeutung, da es wegen der relativ niedrigen Umfangsgeschwindigkeiten nur zu geringer Erosion und festsitzenden Verschmutzungen kommt. Das Spaltmaß verändert sich im LPC hauptsächlich durch Reibung mit Luftpartikeln. Abrieb spielt aufgrund der geringeren Temperaturdifferenzen zwischen Gehäuse und Rotor und wegen der niedrigeren Drehzahlen eine untergeordnete Rolle. Ein weiterer Alterungsmechanismus ist der Verschleiß der Schaufellagerkontaktflächen. Aufgrund der Fertigung der Schaufellagerung bekommen diese bei Verschleiß Spiel und können sich verdrehen, was zu Änderungen des Anstellwinkels führt. Ein weiterer wichtiger Verschleißmechanismus betrifft die Dichtungen und den Schließmechanismus der VBVs. Kommt es zu Undichtigkeiten, kann bereits verdichtete Luft entweichen.

Basierend auf Erfahrungen der LHT [Kra14], Herstellerempfehlungen und der Literaturrecherche sind folgende Reparaturen im Fan und LPC Modul als leistungsrelevant eingestuft worden:

- Reinigung der Rotorscheaufeln des Fans, des Strömungspfad und der Statorschaufeln des Nebenstroms
- Wiederherstellung des Spaltmaßes des Fans
- Reparatur der Rotorscheaufelvorderkante des Fans
- Wiederherstellung des Spaltmaßes im LPC
- Reinigung, Reparatur oder Austausch der Rotor- und Statorschaufeln des LPC
- Reparatur des VBV Systems (Dichtungen/Mechanik).

4.2 Hochdruckverdichter

Die im LPC komprimierte Luft trifft nun auf den HPC, der mit einer höheren Drehzahl arbeitet. Um die Strömung erneut zu richten, befindet sich am Eintritt des HPC eine Statorstufe, auf welches die HPC Stufen (Rotor und nachfolgender Stator) folgen. In den hinteren Stufen des HPC wird Luft für die Flugzeugklimaanlage und zur Kühlung und Regelung von Ventilen in der LPT und HPT entnommen. Die vorderen Statorstufen des HPC, die *Variable Stator Vanes* (VSV), sind üblicherweise verstellbar, um ähnlich wie die VBVs einen sicheren Betrieb in allen Flugphasen zu ermöglichen. Der Totaldruck hinter dem HPC ist etwa 30-mal so groß wie der Umgebungsdruck. Die Totaltemperatur beträgt etwa 850 K. Abbildung 4.2 zeigt den Querschnitt eines gängigen HPC Moduls.

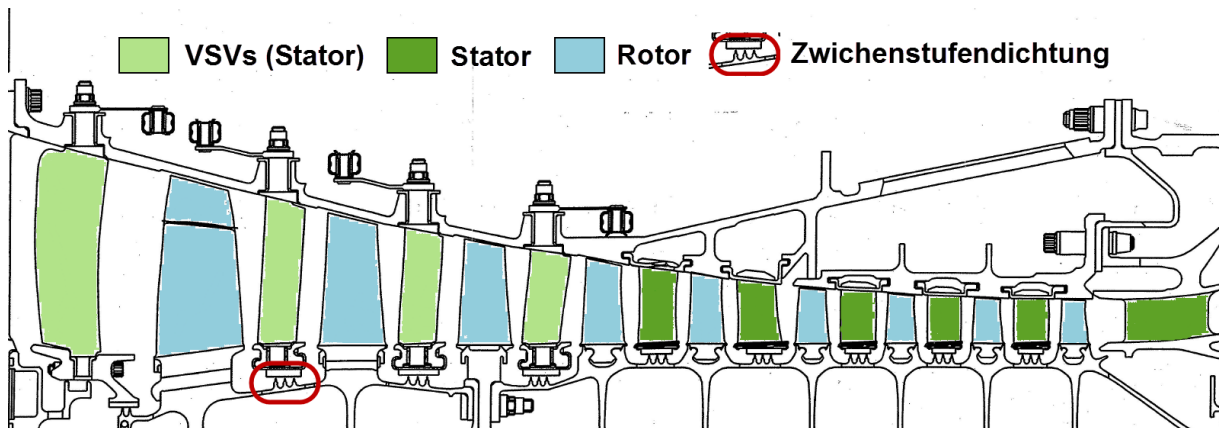


Abbildung 4.2: HPC Querschnitt nach [CFM14b]

Die relevanten Alterungsmechanismen im HPC sind Erosion und Abrieb. Aufgrund der höheren Drehzahlen und Umfangsgeschwindigkeiten als im LPC spielt Erosion im HPC eine größere Rolle als im LPC. Die Veränderung des Spaltmaßes erfolgt im HPC hauptsächlich durch Abrieb zwischen Rotorscheaufeln und Gehäuse. Ist das Spaltmaß durch Abrieb eingestellt, nimmt es durch Erosionsvorgänge weiter zu. Weitere Mechanismen sind der Verschleiß der Zwischenstufendichtungen, die die Verdichterstufen gegen eine Rückströmung der folgenden Stufe abdichten, der Verschleiß der Buchsen der VSVs, der zu einer schlechteren Abdichtung führt und der

Verschleiß der Verstellmechanik der VSVs, der dazu führen kann, dass die VSVs nicht optimal gesteuert werden können. Sind die Schaufeln axial gelagert, kann Luft aus höher verdichteten Stufen in niedrigere Stufen zurückfließen. Um dies zu verhindern, ist der Bereich mit Dichtmasse verschlossen. Im Betrieb kommt es zu Verlust und Qualitätsverschlechterung des Dichtmaterials, so dass eine vollständige Abdichtung nicht gewährleistet ist. Ein Setzen der Schaufeln in das Dichtmaterial kann dazu führen, dass sich das Spaltmaß im Betrieb verkleinert.

Folgende Reparaturen sind als leistungsrelevant eingestuft worden:

- Reinigung, Reparatur oder Austausch der Rotorschaukeln
- Wiederherstellung des Spaltmaßes im HPC
- Reinigung, Reparatur oder Austausch der Statorschaufeln
- Erneuerung der Zwischenstufendichtungen
- Erneuerung der Schaufelfußdichtungen bei axial gelagerten Rotorschaukeln
- Erneuerung des Schließmechanismus und der Buchsen der VSVs.

4.3 Brennkammer

Aus dem HPC strömt die Luft in die Brennkammer. Dort wird die Luft aufgeteilt. Etwa 10-18 % gelangen direkt in das Innere der Brennkammer und werden mit dem Kraftstoff gemischt und entzündet [Brä09]. Die restliche Luft strömt um die Brennkammer herum und wird durch Löcher im Gehäuse der inneren Brennkammer in diese eingesogen. Ein Teil der äußeren Luft wird zudem dem Sekundärluftsystem zugeführt. Beim Austritt der Strömung aus der Brennkammer wird diese in der NGV (Statorstufe HPT) gerichtet. Die Temperatur hinter der Brennkammer ist etwa 800 K höher als vor der Brennkammer. Hinter der letzten Stufe des HPC wird Luft abgenommen, die zur HPT strömt, um die auf der Seite der Triebwerkssymmetrieachse gelegenen Teile der Brennkammer zu kühlen. Damit nicht mehr Luft als vorgesehen entnommen wird, ist eine Dichtung zwischen dem Kühlraum und der Luft der letzten Stufe installiert. Diese Dichtung wird als CDP-Dichtung bezeichnet. Eine Brennkammer und eine HPT sind in Abbildung 4.3 dargestellt.

In der Brennkammer kommt es hauptsächlich zu Abbrand und Materialverlust. Alterung der Brennkammer führt allerdings kaum zu einer direkten Reduzierung der Leistungsfähigkeit des Triebwerks. Der Verschleiß der Brennkammer hat in erster Linie indirekt Auswirkungen auf die Alterung anderer Komponenten. Verschleiß in der Brennkammer und an den Kerosineinspritzdüsen führt dazu, dass die Temperaturverteilung am Brennkammeraustritt ungleichmäßiger wird. Lokale Temperaturerhöhungen können die HPT lokal beschädigen. Darüber hinaus werden Temperaturmessungen verfälscht, da diese nicht auf dem ganzen Umfang vorgenommen werden. Außerdem verstärkt das veränderte Temperatur-, Druck- und Geschwindigkeitsprofil die Ausbildung von Sekundärverlusten in der HPT und reduziert damit die Effizienz der HPT. [KB01] Der Verschleiß der CDP-Dichtung hat direkte Auswirkungen auf die Leistung, die dem

Brennkammermodul zugeordnet ist und den aus der letzten Stufe des HPC abgenommenen Massenstrom reguliert.

Im Folgenden werden die relevanten Reparaturen in der Brennkammer aufgelistet:

- Reinigung und Inspektion der Einspritzdüsen
- Erneuerung der CDP-Dichtung
- Komplette Brennkammerüberholung.

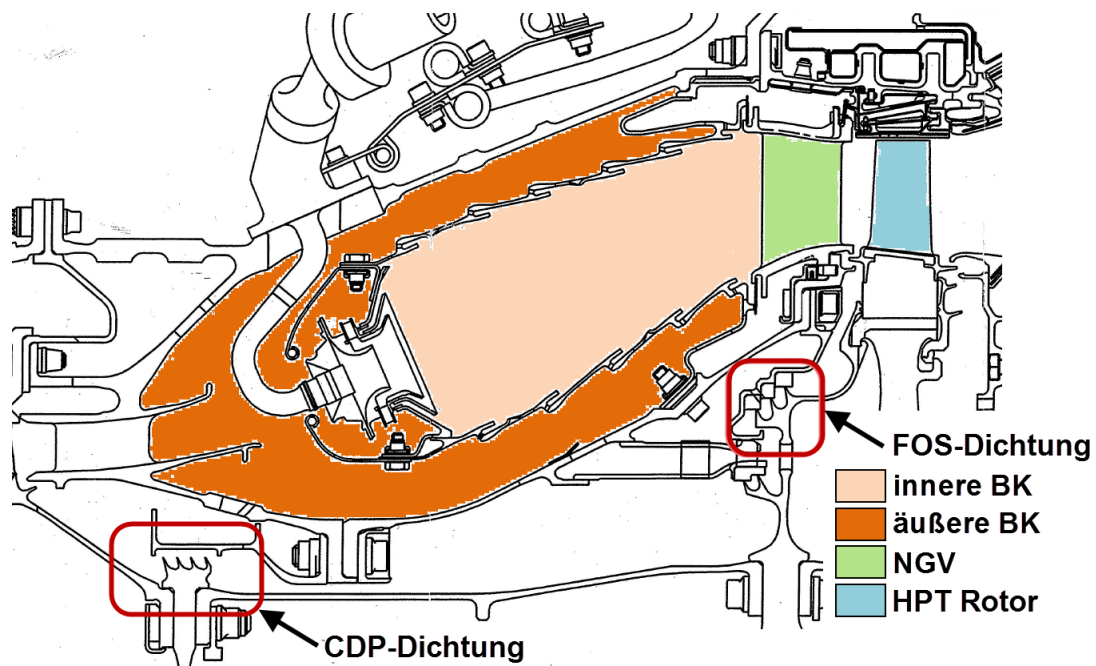


Abbildung 4.3: Brennkammer und HPT nach [CFM14b]

4.4 Hochdruckturbinen

In der NGV wird die Strömung gerichtet, bevor diese den Rotor antreibt. Die HPT des in dieser Arbeit betrachteten Triebwerks besteht aus einer einzigen Stufe. Beim Durchlaufen dieser Stufe nimmt der Totaldruck etwa um den Faktor 4 ab und die Totaltemperatur sinkt von etwa 1700 K auf 1250 K. Die Schaufeln sind aufgrund der hohen Temperaturen mit etlichen Kühlluftbohrungen durchzogen. Die FOS-Dichtung (Abbildung 4.3) reguliert das Austreten der Luft aus dem Brennkammerkühlraum (Luft aus letzter HPC-Stufe, reguliert durch CDP-Dichtung) in den Turbinenbereich. Weitere Dichtungen in der NGV verhindern, dass Luft aus der Brennkammer an der NGV vorbei strömen kann.

Typische Alterungsmechanismen in der HPT sind aufgrund der hohen Temperaturen Korrosion an sämtlichen Bauteilen und Abrieb am Rotor. Ein weiteres Problem ist, dass in der Verbrennung flüssiggewordene Partikel auf die Kühlluftbohrungen treffen und diese blockieren können. Verfor-

mungen der NGV führen zu einer Veränderung der Turbineneintrittsfläche und verändern somit die Kapazität der HPT.

Folgende Reparaturen werden als leistungsrelevant eingestuft:

- Erneuerung der FOS-Dichtung
- Reinigung, Reparatur oder Austausch der NGV
- Erneuerung der Dichtungen der NGV
- Öffnen aller Kühlluftbohrungen
- Reinigung, Reparatur oder Austausch der Rotorscheufeln.

4.5 Niederdruckturbine

Bevor der Luftstrom das Triebwerk über den Mixer und die Schubdüse verlässt, wird der Luftstrom in der LPT weiter expandiert. Der Totaldruck nimmt um etwa 6 bar ab, während die Temperatur auf etwa 900 K reduziert wird. Beim Eintritt in die LPT wird die Strömung zunächst in einer Statorstufe gerichtet, bevor sie auf die erste Rotorstufe trifft. Die darauffolgenden Stufen (bestehend aus Stator und Rotor) der LPT unterscheiden sich darin voneinander, dass die vorderen Stufen aus Korrosionsschutzgründen beschichtet sind. Die Messung der EGT wird üblicherweise in der LPT vorgenommen, da eine Messung in der HPT aufgrund der hohen Temperaturen nur schwer möglich ist. Der Querschnitt einer LPT ist in Abbildung 4.4 dargestellt.

Relevante Alterungsmechanismen in der LPT sind Beschädigungen und Verschmutzungen an den Oberflächen der hinteren, nicht beschichteten Stufen. Bei den vorderen Stufen ist dies weniger relevant, da die Oberflächen aufgrund der Beschichtungen von geringer Qualität sind. In der LPT sind die Rotorscheufeln anders gefertigt als im restlichen Triebwerk. Am äußeren Ende der Schaufel befindet sich ein Aufsatz. Dieser Aufsatz läuft in einer Dichtung (OAS-Dichtung), die die einzelnen Stufen gegeneinander abdichtet. Der Verschleiß dieser Dichtungen führt dazu, dass der Luftstrom, der durch die Dichtflächen strömt, nicht zur Umsetzung von Arbeit genutzt werden kann. Ferner ist die Wärmedämmung im Bereich der Messung der EGT von Bedeutung, da bei einer Verschlechterung der Dämmung die Messung verfälscht wird.

Im Folgenden sind die relevanten Reparaturen aufgelistet:

- Erneuerung der OAS-Dichtungen
- Überprüfung der EGT Messkonfiguration und Messsonden
- Reinigung, Reparatur und Erneuerung der Stator- und Rotorscheufeln.

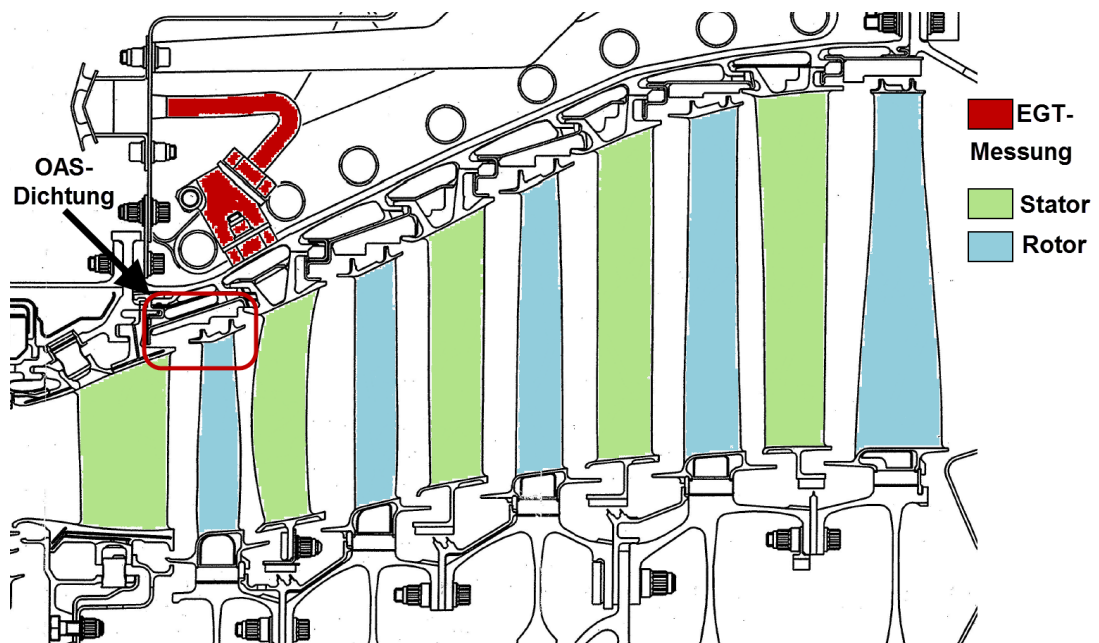


Abbildung 4.4: Querschnitt der LPT nach [CFM14b]

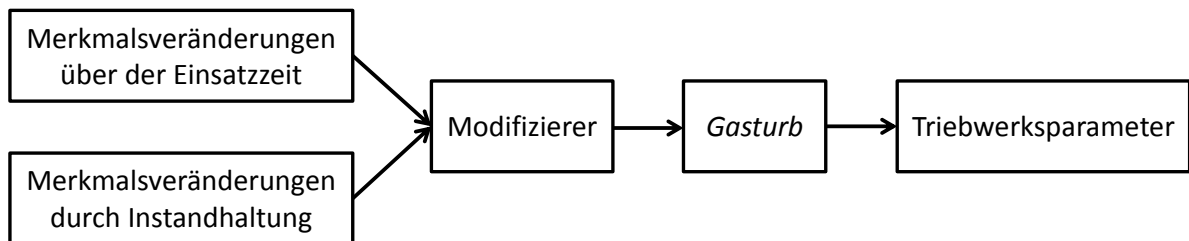
5 Entwicklung der Modifiziererfunktionen für Alterung und Instandhaltung

Ziel dieser Arbeit ist es, mit Hilfe von *Gasturb* den Zustand eines instand gesetzten Triebwerks vorherzusagen. Wie in Kapitel 2.3 beschrieben erfolgt die Zustandsbeschreibung mit Hilfe von Modifiziererfunktionen, die den Unterschied zwischen dem Referenzmodell und dem jeweiligen Triebwerk beschreiben. Für die Zustandsvorhersage ist es notwendig, die Modifizierergrößen gealterter und instand gesetzter Triebwerksmodule möglichst genau abzuschätzen. Im folgenden Kapitel wird erläutert, wie diese Modifizierergrößen ermittelt werden.

5.1 Vorgehensweise

Generell gibt es zwei Möglichkeiten, die Modifiziererfunktionen zu entwickeln. Zum einen gibt es den Ansatz, wie in [Spi09] gewählt, bei dem Funktionen von Merkmalsveränderungen (Spaltmaß, Oberflächenrauheit, etc.) ermittelt und deren Einfluss auf die Modulkennwerte (über Modifizierer) bestimmt werden. Zum anderen ist es möglich, die Merkmalsveränderungen außer Acht zu lassen und direkt zu ermitteln, wie sich die Modifizierer über der Einsatzzeit des Triebwerks und durch verschiedene Reparaturen verändern. In Abbildung 5.1 sind beide Wege grafisch dargestellt.

Methode 1:



Methode 2:

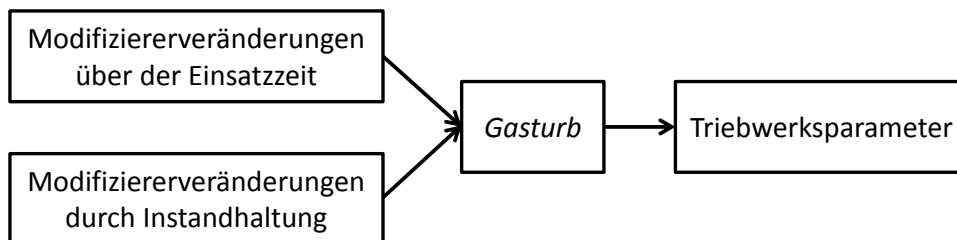


Abbildung 5.1: Methoden zur Vorhersage der Triebwerksparameter

Aufgrund der Instandhaltungspraxis ist Methode 1 in dieser Arbeit schwer durchführbar. Aus Zeit- und Kostengründen wird eine Eingangskontrolle von Merkmalen während eines Instandhaltungsereignisses selten durchgeführt. Vereinzelt Messungen des HPC Spaltmaßes an bestimmten Triebwerken sind im Rahmen dieser Arbeit ausgewertet worden. Allerdings ist die Datenlage nicht ausreichend, um generelle Alterungsfunktionen dieses Merkmals zu bestimmen. Die Eingangsdokumentation anderer Merkmale ist größtenteils weniger umfangreich, was dazu führt, dass die Methode an ihre Grenzen stößt, wenn einige Merkmale nicht repariert werden. Der Zustand dieser Merkmale kann in diesem Fall nur grob geschätzt werden. Die Merkmalsgrößen nach

der Durchführung von Reparaturen sind, u.a. durch Reparaturlimits und Maschinenprotokolle, deutlich besser dokumentiert. Mit Hilfe der CFD- und Mittenschnittmodelle ist die Bestimmung der Modifizierer nach einer Reparatur auf diesem Wege möglich, aber sehr aufwendig.

Die Datenlage zur Durchführung der Methode 2 ist deutlich aussichtsreicher. Mit Hilfe der *Model Based Test Analysis* werden die *AnSyn*-Faktoren des Triebwerks während der Prüfläufe bestimmt (s. Kapitel 2.3). Die *AnSyn*-Faktoren lassen sich in *Gasturb* direkt mit den Modifizierern verknüpfen. Da ein Prüflauf nach jedem und zum Teil vor einem Instandhaltungsereignis durchgeführt wird, sind ausreichend Triebwerke mit den zugehörigen *AnSyn*-Faktoren beschrieben. Da die Triebwerke unterschiedliche Workscopes erhalten haben, lassen sich die Auswirkungen unterschiedlicher Eingriffstiefen auf die *AnSyn*-Faktoren des Prüflaufs untersuchen. Noch genauere Untersuchungen lassen Triebwerke zu, die sowohl einen Eingangs- als auch einen Ausgangsprüflauf erhalten haben. An diesen Triebwerken kann der Einfluss einzelner Instandhaltungsmaßnahmen direkt ermittelt werden. Alterungsfunktionen können mit Hilfe von Eingangsprüfläufen und *AnSyn*-Faktoren von nicht bearbeiteten Modulen bei Ausgangsprüfläufen aufgestellt werden. Eine weitere Methode zur Abschätzung der Alterung bietet ein weiteres Projekt der FPA, in dem die Flugdaten der Triebwerke aus dem *Aircraft Communications Addressing and Reporting System* (ACARS) ausgewertet werden [Zsc14]. In Abbildung 5.2 sind die Eingangsdaten für die Entwicklung der jeweiligen Modifiziererfunktionen bei dieser Methode dargestellt. Aufgrund der besseren Datenlage wird in dieser Arbeit Methode 2 gewählt.

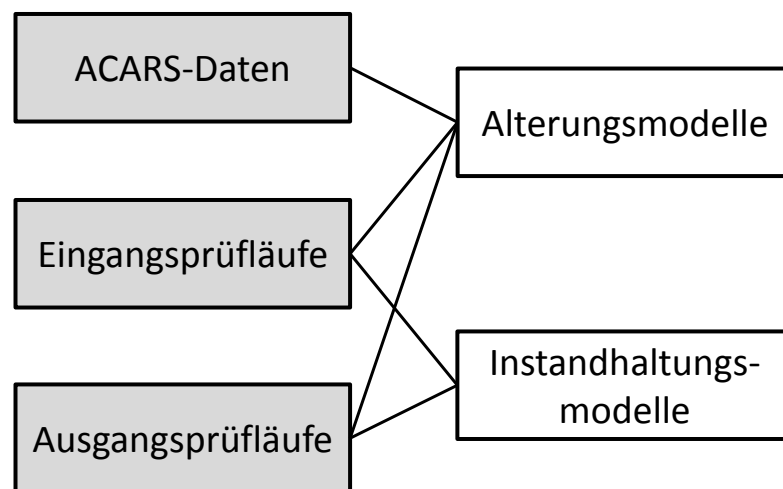


Abbildung 5.2: Eingangsdaten für die Modifiziererfunktionen

Es folgen einige Anmerkungen und Erläuterungen zu den folgenden Abschnitten. Von der FPA wurden in der Vergangenheit 18 voll überholte Triebwerke als Baseline für ein überholtes Triebwerk festgelegt. Dafür wurden die *AnSyn*-Faktoren der einzelnen Module aus den Ausgangsprüfläufen gemittelt und die Standardabweichung definiert. Die *AnSyn*-Faktoren bzw. Modifizierer, die hier betrachtet werden, sind die Änderungen des isentropen Wirkungsgrades ($\Delta\eta$) und des Massendurchsatzes ($\Delta\dot{m}$) von Fan, LPC, HPC, HPT und LPT. In den folgenden Abschnitten wird die Vorgehensweise bei der Auswertung der einzelnen Datenquellen und deren Verknüpfung erläutert. Sämtliche Zusammenhänge, die als signifikant bezeichnet werden, sind mit Hilfe einer

ANOVA (s. Kapitel 2.4) auf einem Signifikanzniveau von mindestens 90 % bestätigt worden. Weichen Werte mehr als 2σ (zweifache Standardabweichung) vom Mittelwert ab, so werden diese als Ausreißer betrachtet und in die endgültige Mittelwertbildung nicht mit einbezogen. Einige Werte, die in diesem Kapitel dargestellt werden, sind aus Vertraulichkeitsgründen auf einen Referenzwert bezogen. Die Auswertungen erfolgen alle bei der Schubklasse T/O.

5.2 Auswertung von Eingangsprüfläufen

Kommt es im Betrieb des Triebwerks zu Ereignissen, die eine verfrühte Instandhaltung erfordern (z.B. hohe Vibrationen, ungewöhnlich schnelle Abnahme der EGTM, FOD, etc.), wird je nach Situation ein Eingangsprüflauf durchgeführt. Aufgrund der hohen Kosten und der Auslastung des Prüfstands werden Eingangsprüfläufe in der Regel allerdings nicht durchgeführt. In dieser Arbeit können 14 Eingangsprüfläufe ausgewertet werden. Zunächst werden die Unterschiede zwischen der Baseline und den Eingangsprüfläufen betrachtet. In einer zweiten Untersuchung wird an elf Triebwerken, deren Instandhaltungshistorie eindeutig bekannt ist, überprüft, ob Zeitabhängigkeiten (anhand von Flugzyklen) in den Modifizierergrößen erkennbar sind. Abschließend werden die Veränderungen der *AnSyn*-Faktoren zwischen Eingangs- und Ausgangsprüflauf betrachtet.

Nach dem Entfernen von Ausreißern werden die Mittelwerte der Eingangsprüfläufe und deren Standardabweichungen mit denen der Baseline verglichen. In Tabelle 5.1 ist dargestellt, welche *AnSyn*-Faktoren sich statistisch signifikant von denen der Baseline unterscheiden. Die durchschnittliche prozentuale Abweichung ist angegeben. Am Beispiel der *AnSyn*-Faktoren ($\Delta\eta$) des Fans und des HPC sind in den Abbildungen 5.3 und 5.4 ein Faktor mit signifikanter und einer ohne signifikante Abweichung zur Baseline dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass die *AnSyn*-Faktoren des Fans beim Eingangsprüflauf um die der Baseline schwanken, wohingegen beim HPC ein deutlicher Unterschied zu erkennen ist.

Tabelle 5.1: *AnSyn*-Faktoren: Unterschiede Eingangsprüfläufe - Baseline

AnSyn-Faktoren	Unterschied	Δ Baseline [%]
Fan - $\Delta\eta$	nicht signifikant	-
Fan - $\Delta\dot{m}$	nicht signifikant	-
LPC - $\Delta\eta$	signifikant	-1,00
LPC - $\Delta\dot{m}$	signifikant	-0,80
HPC - $\Delta\eta$	signifikant	-2,58
HPC - $\Delta\dot{m}$	signifikant	-3,26
HPT - $\Delta\eta$	signifikant	-0,77
HPT - $\Delta\dot{m}$	nicht signifikant	-
LPT - $\Delta\eta$	signifikant	-1,34
LPT - $\Delta\dot{m}$	nicht signifikant	-

Allein die signifikanten Veränderungen der Mittelwerte der *AnSyn*-Faktoren führen zu einer Erhöhung der EGT im Vergleich zur Baseline um über 45 K. Generell ist zu bemerken, dass die Schwankungen zum Teil sehr hoch sind. So kommt es vor, dass bei Mittelwerten der Eingangsprüfläufe

die signifikant unterhalb der Baseline liegen, Faktoren einzelner Triebwerke über der Baseline liegen.

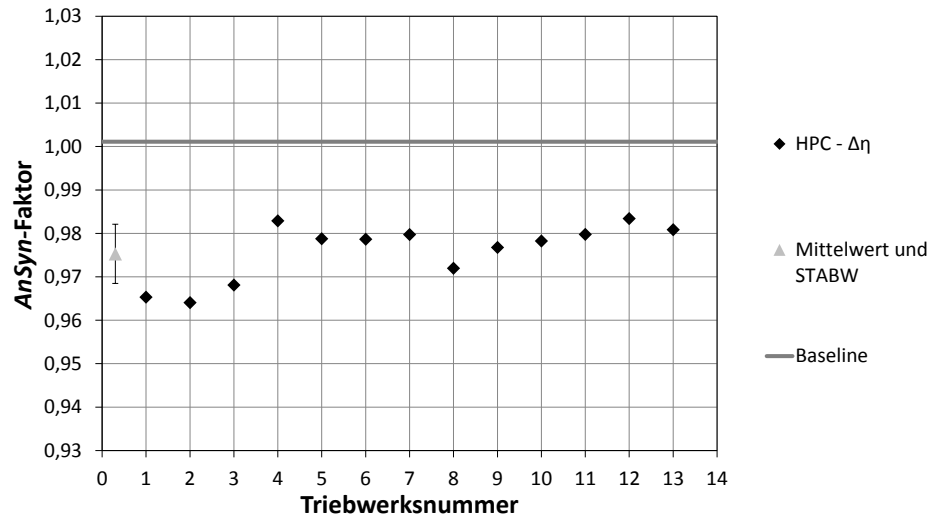


Abbildung 5.3: *AnSyn*-Faktor (HPC- $\Delta\eta$) mit signifikanter Abweichung

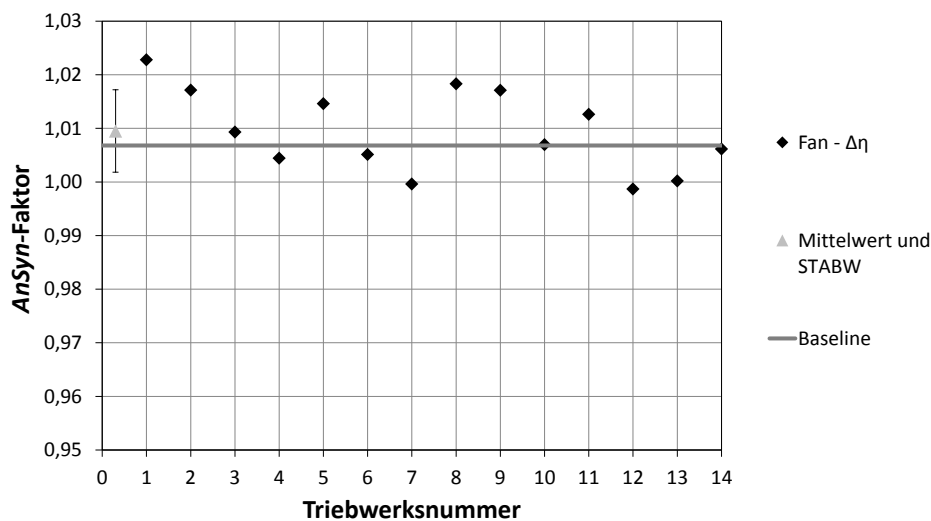


Abbildung 5.4: *AnSyn*-Faktor (Fan- $\Delta\eta$) ohne signifikante Abweichung

Die nicht signifikanten Unterschiede der *AnSyn*-Faktoren am Fan lassen sich darauf zurückführen, dass die Berechnungsgrößen des Fans schwer messbar sind. Die Daten der Prüfläufe stammen aus den Jahren 2010-2014. In diesen Jahren wurde die Messinstrumentierung am Prüfstand mehrfach erweitert. Die genauesten Messinstrumente zur Bestimmung der Berechnungsgrößen des Fans wurden im Mai 2013 das erste Mal genutzt. Eine Auswertung ab dieser Zeit ist allerdings nicht möglich, da die relativ geringe Anzahl an Prüfläufen keine solide Datenbasis bietet. In der Zukunft kann eine Auswertung der Prüfläufe mit neuer Messinstrumentierung die Vorhersagequalität erhöhen. Bei anderen Triebwerken wurde bereits eine größere Anzahl an Prüfläufen mit der neuen Messinstrumentierung durchgeführt. Hier sind Abhängigkeiten z.B. zwischen Spaltmaß des Fans und den *AnSyn*-Faktoren zu erkennen [Kra14]. Wie beim Fan schwanken die *AnSyn*-Faktoren

($\Delta\dot{m}$) der HPT und der LPT um die der Baseline. Bei der HPT ist dies dadurch begründet, dass die Kapazität von dem Zustand der Bauteile (repariert, neu, gebraucht), deren Kombinationen und der Qualität der Dichtungen abhängt. Gleiches gilt für die LPT Kapazität. Die Abweichungen sind detailliert im Kapitel 7.3 diskutiert. Die nicht signifikanten Größen werden im Rahmen des direkten Vergleiches der Eingangs- und Ausgangsprüfläufe nochmals betrachtet.

Mit Hilfe alter Workscopes und der Dokumentation der Flugstunden und -zyklen einzelner Module wird anhand von elf Triebwerken überprüft, ob der Modulzustand am Eingangsprüflauf eine Zeitabhängigkeit (hier: Flugzyklen) aufweist. Eine eindeutige Zeitabhängigkeit kann nicht festgestellt werden (vgl. Anhang B Abbildungen A.2-A.7: Werte der Eingangsprüfläufe (um Ausreißer bereinigt) über der Flugzyklenanzahl). Ein Grund dafür ist, dass, wie zuvor beschrieben, Eingangsprüfläufe nur bei außergewöhnlichen Ereignissen durchgeführt werden und die Datenmenge von elf Triebwerken zu gering ist, um aussagekräftige Feststellungen treffen zu können. Außerdem sind die Flugzeiten bei den elf betrachteten Triebwerken relativ ähnlich.

Eine weitere Möglichkeit zur Auswertung der Eingangsprüfläufe ist der Vergleich der *AnSyn*-Faktoren vor und nach einem Instandhaltungsereignis. Dazu werden nur die Instandhaltungsereignisse ausgewertet, bei denen die Module komplett bearbeitet wurden. Auf diese Weise werden bis zu zwölf Triebwerke betrachtet. In Abbildung 5.5 sind die prozentualen Änderungen der *AnSyn*-Faktoren durch die Instandhaltung mit der zugehörigen Standardabweichung dargestellt. Die hohen Standardabweichungen sind auf die zum Teil großen Unterschiede beim Eingangszustand der einzelnen Module zurückzuführen.

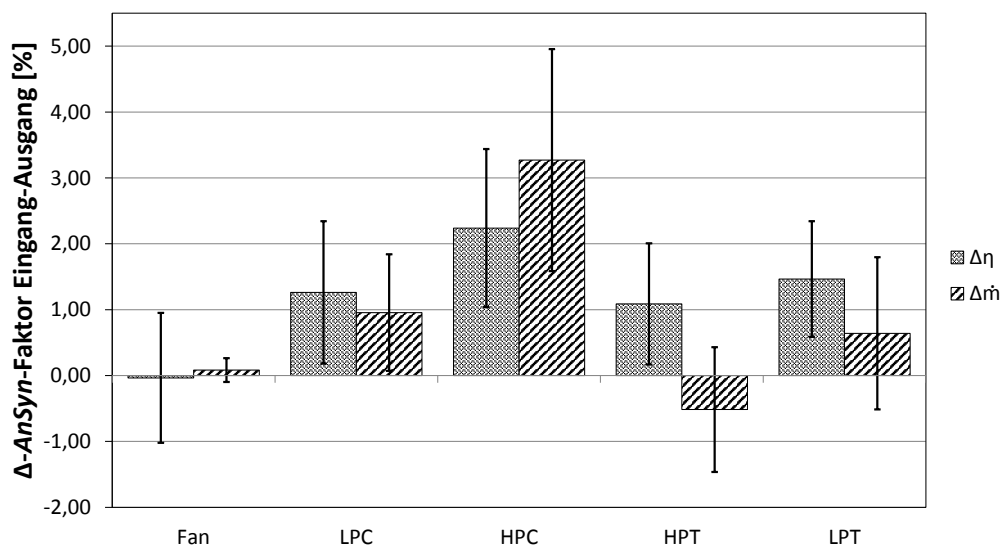


Abbildung 5.5: Veränderung der *AnSyn*-Faktoren vor und nach einem Instandhaltungsereignis

Beim Fan wird bei dieser Betrachtung bestätigt, dass eine Auswertung der Daten nicht möglich ist. Bei den $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktoren der HPT und der LPT ist ein Trend zu erkennen, allerdings sind die Standardabweichungen relativ hoch. Bei der HPT sind die Unterschiede statistisch nicht signifikant. Wohingegen die Werte der LPT auf einem Signifikanzniveau von 88 % unterschiedlich sind. Eine Vergrößerung des Massendurchsatzes nach der Instandhaltung ist zudem zu erwarten,

da die Schaufeln der LPT gereinigt und zum Teil geschliffen werden und so die Querschnittsfläche vergrößert wird. Aus diesem Grund muss bei einer Bearbeitung der Schaufeln der $\Delta\dot{m}$ -AnSyn-Faktor angepasst werden.

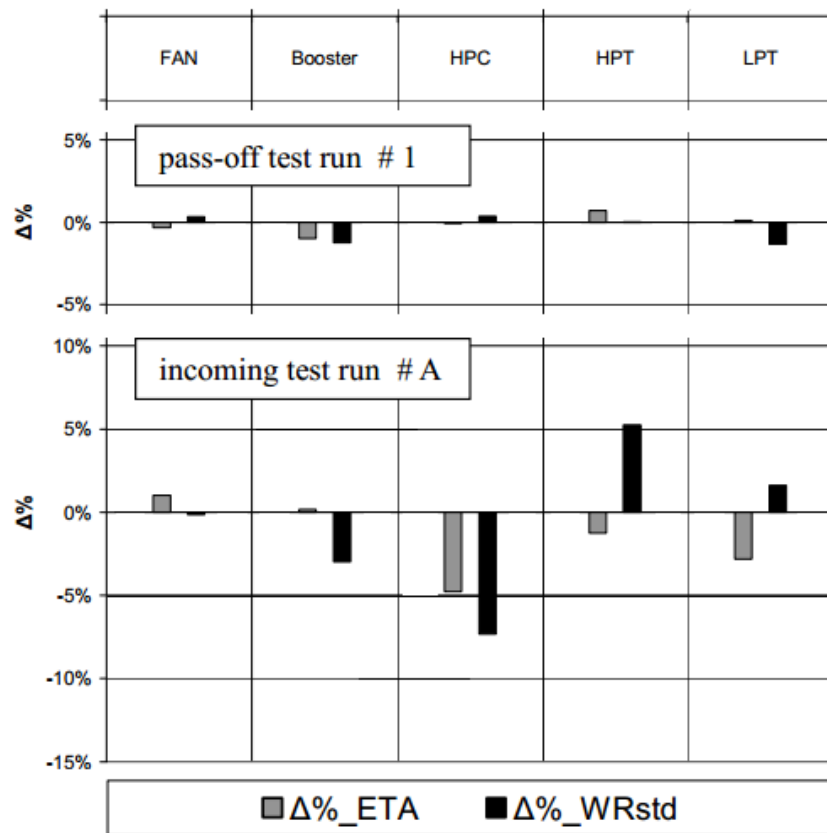


Abbildung 5.6: Veränderungen zwischen Ausgangs- und Eingangsprüflauf aus [Wen+11]⁶

Die vorangegangene Auswertung lässt sich qualitativ gut mit der Untersuchung von [Wen+11] vergleichen. Im Rahmen jener Untersuchung wurden u.a. die Wirkungsgrad- und Massenstromveränderungen eines *CF60-80C2* zwischen einem Ausgangsprüflauf und zwei Eingangsprüfläufen nach dem Betrieb untersucht. Der erste Eingangsprüflauf wurde unmittelbar nach dem Flugbetrieb durchgeführt, der zweite nach einer Wäsche des Primärsystems. Anschließend wurde das Triebwerk instand gesetzt (Performance-Workscope) und danach in einem Ausgangsprüflauf erneut getestet. Die Veränderungen des Wirkungsgrades ($\Delta\%$ - ETA) und des Massenstroms ($\Delta\%$ - WRstd) zwischen Ausgangsprüflauf (pass-off test run # 1) und Eingangsprüflauf (incoming test run # A) aus [Wen+11] sind in Abbildung 5.6 (s.o.) dargestellt. Wie bei den Untersuchungen in der vorliegenden Arbeit sind am Fan keine großen Änderungen zu erkennen. Beim LPC verändert sich der Wirkungsgrad im Gegensatz zu den hiesigen Betrachtungen kaum. Der Massendurchsatz des LPC erhöht sich mit der Instandhaltung deutlich, was laut [Wen+11] hauptsächlich aus der Vergrößerung des Massendurchsatzes des HPC resultiert, da die Drosselung des LPC durch den HPC deutlich reduziert wird. Mit der Bearbeitung erhöht sich zudem der Wirkungsgrad des HPC. Diese Beobachtungen und die Verbesserungen der Wirkungsgrade der LPT und der HPT durch die Instandhaltung werden bei dem in der vorliegenden Arbeit untersuchten Triebwerk

⁶ s. folgender Absatz

bestätigt. Der Massendurchsatz der HPT verkleinert sich in der Untersuchung durch die Instandhaltung. Dies beruht darauf, dass sich bei dem untersuchten Triebwerk die NGV im Betrieb stark verformt und sich damit die Querschnittsfläche vergrößert hat. Der Massendurchsatz der LPT verringert sich geringfügig. Bei den Abweichungen ist zu beachten, dass es sich um ein anderes Triebwerksmuster und nur um die Untersuchung eines einzelnen Triebwerks handelt. Außerdem sind die Instandhaltungsarbeiten in [Wen+11] nicht vollständig definiert.

5.3 Auswertung von Ausgangsprüfläufen

Wie zuvor beschrieben wird jedes Triebwerk nach einem Instandhaltungsereignis in einem Ausgangsprüflauf getestet und die *AnSyn*-Faktoren werden mit Hilfe der Messergebnisse und *Gasturb* bestimmt. In einer Datenbank sind die Prüflaufsdaten gespeichert. Diese Datenbank wird bei der *LHT* um die Reparaturdaten ergänzt, da die meisten Triebwerke unterschiedliche Workscopes erhalten haben. Mit Hilfe der Reparaturdaten lässt sich nun auswerten, wie groß der Einfluss einzelner Reparaturen auf das Modul ist. Ist z.B. Anzahl X der Triebwerke am Modul Z repariert und Anzahl Y nicht repariert worden, so lassen sich statistische Aussagen zum Zustand des Moduls Z treffen. Diese Methode bietet einen Ansatz, den gealterten und den instand gesetzten Zustand miteinander zu vergleichen. Problematisch an dieser Auswertung ist allerdings, dass es bei den meisten Modulen nicht nur zwei Zustände (bearbeitet / nicht bearbeitet) gibt. Vielmehr gibt es, wie in Kapitel 4 erläutert, eine große Anzahl an Reparaturen, die die Leistungsfähigkeit beeinflussen und zumindest theoretisch beliebig kombiniert werden können. In der Praxis werden jedoch viele Reparaturen gekoppelt, so dass die Auswertung sich zum Teil stark vereinfacht. Da sich die Auswertungen der Module unterscheiden, ist dieser Abschnitt nach Modulen aufgeteilt. Die Datenbasis, die in diesem Abschnitt ausgewertet wird, beträgt 62 Ausgangsprüfläufe.

Fan

Wie bereits in Kapitel 5.2 beschrieben, ist eine Auswertung des Fans nur schwer möglich. Eine grundlegende Reparatur am Fan ist die Wiederherstellung des Spaltmaßes, falls dieses außerhalb der Betriebsgrenzen liegt. Die Unterschiede zwischen erneuertem und gealtertem Spaltmaß beträgt etwa 1,5 mm. Ein signifikanter Unterschied am Prüfstand in den *AnSyn*-Faktoren des Fans lässt sich nicht feststellen. Da das Spaltmaß eine Reparatur des Fans mit großem Effekt auf die Leistung ist [Kra14] und eine Wirkung nicht festgestellt werden kann, wird von der Betrachtung weiterer Reparaturen des Fans abgesehen. Aufgrund dieser und der Erkenntnisse aus Kapitel 5.2 wird festgelegt, dass bei der Betrachtung des Fans kein Unterschied zwischen den Zuständen „bearbeitet“ und „nicht bearbeitet“ definiert wird. Die Modifizierergrößen, die an *Gasturb* übergeben werden, sind die Mittelwerte aller Fan-*AnSyn*-Faktoren der Ausgangs- und Eingangsprüfläufe.

LPC

Beim LPC ist die Auswertung der Daten vergleichsweise gut möglich, da sich hier nur ein Reparaturmuster herausstellt. In der Regel werden entweder alle oder keine Rotorstufen inspiziert und gegebenenfalls repariert oder erneuert. Zudem werden Rotor-, Statorstufen und Gehäuse

üblicherweise gemeinsam bearbeitet, so dass alle leistungsrelevanten Reparaturen zusammen oder nicht durchgeführt werden. Eine Auswertung des LPC kann daher mit der Überprüfung erfolgen, ob alle Rotorstufen bearbeitet oder nicht bearbeitet wurden. Sowohl beim $\Delta\eta$ - als auch beim $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor lassen sich signifikante Unterschiede zwischen bearbeitetem und nicht bearbeitetem Zustand feststellen. Der Zusammenhang ist in Abbildung 5.7 dargestellt.

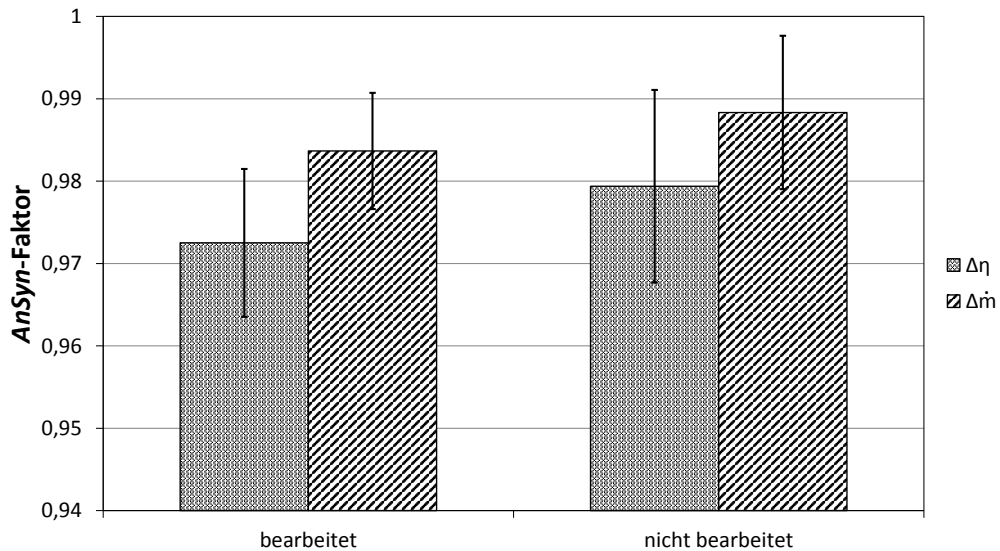


Abbildung 5.7: Mittlere *AnSyn*-Faktoren des LPC in Abhängigkeit des Bearbeitungszustandes

Obwohl sich die Mittelwerte signifikant unterscheiden und bestätigen, dass ein bearbeitetes Modul besser arbeitet als ein nicht bearbeitetes, ist festzustellen, dass die Standardabweichungen sehr hoch sind (etwa 0,8 % (Massendurchsatz) und 1 % (Wirkungsgrad)). Dies führt dazu, dass einzelne Werte bearbeiteter Triebwerke geringer sein können, als der Mittelwert nicht bearbeiteter Triebwerke. Die Probleme der Standardabweichungen der einzelnen Module werden abschließend in Kapitel 7.3 dargestellt und bewertet.

Die Datenauswertung bietet für den LPC nur zwei Stufen (bearbeitet / nicht bearbeitet). Sollte entgegen der allgemeinen Praxis die Instandhaltung des LPC eines Triebwerks nicht der vollen Überholungsstufe entsprechen, muss im zu entwickelnden LPP eine entsprechende Meldung ausgegeben werden, dass die Berechnung für diesen Fall nicht ausgelegt ist und Näherungen getroffen werden müssen. In diesem Fall wird anhand der Anzahl der Reparaturen (Rotorstufen, Statorstufen und Gehäuse) eine Überholungsstufe festgelegt. Allerdings ist zu festzuhalten, dass alle der 62 ausgewerteten Instandhaltungsereignisse einer der beiden Stufen (bearbeitet / nicht bearbeitet) entsprechen.

HPC

Wie beim LPC werden beim HPC die leistungsrelevanten Reparaturen (Gehäuse, Rotorstufen, Statorstufen, Dichtungen und Lagerungen) üblicherweise gekoppelt ausgeführt. Im Gegensatz zum LPC gibt es neben der Bearbeitung aller Stufen (Überholungsstufe 2) die Variante, dass nur in den ersten drei Stufen Reparaturen durchgeführt werden (Überholungsstufe 1). Werden

keine Arbeiten am HPC durchgeführt, so wird der Wert, der sich aus den Alterungsfunktionen ergibt, angenommen. Die Ausgangsprüfläufe können beim HPC nicht zur Bestimmung des gealterten Zustands ausgewertet werden, da es kaum Triebwerke gibt, bei denen keine Arbeiten am HPC durchgeführt wurden. Die statistisch signifikanten Ergebnisse der Auswertung der 62 Ausgangsprüfläufe sind in Abbildung 5.8 dargestellt.



Abbildung 5.8: Mittlerer *AnSyn*-Faktor des HPC in Abhängigkeit des Bearbeitungszustandes

Die Ergebnisse bestätigen, dass eine höhere Eingriffstiefe einen deutlichen Einfluss auf den Wirkungsgrad und den Massendurchsatz des Moduls hat. Grundsätzlich gilt, dass die Standardabweichungen (etwa 0,8 % (Massendurchsatz) und 0,6 % (Wirkungsgrad)) des HPC beim Wirkungsgrad deutlich besser sind als beim LPC. Dies gilt nicht für den Massendurchsatz. Die Bewertung des HPC ist zudem genauer, da sich die beiden Gruppen in ihren Mittelwerten deutlicher unterscheiden. Sollte eine Instandhaltungsereignis keiner der Überholungsstufen entsprechen, so wird wie beim LPC eine Meldung ausgegeben und je nach Eingriffstiefe die Überholungsstufe 1 oder 2 festgelegt. Wie beim LPC entsprechen allerdings alle ausgewerteten Triebwerke einer der Überholungsstufen.

HPT

Bei der HPT ist die Auswertung etwas aufwendiger. Wie in Kapitel 5.2 beschrieben schwankt der $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor um den Wert der Baseline. Versuche, sinnvolle Abhängigkeiten (wie die Erneuerung der NGV) in der Auswertung zu erkennen, führten nicht zum Erfolg. Deswegen wird für den $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor bei der Leistungsberechnung wie beim Fan generell der Mittelwert aller Prüfläufe gewählt. Anders als bei LPC und HPC sind die Reparaturen an der HPT nicht zwangsweise gekoppelt. Deswegen wird für die Vorhersage der *AnSyn*-Faktoren nach der Instandhaltung ein Überholungsfaktor definiert. Der Überholungsfaktor setzt sich aus der Bearbeitung der NGV und den Reparaturen der FOS- und der CDP-Dichtung zusammen. Die Auswahl dieser Reparaturen beruht auf Erfahrung der *LHT* und Herstellerangaben. Jede dieser

Reparaturen erhöht den Überholungsfaktor um den Wert 0,33. Somit gibt es vier Faktorstufen (0, 0,33, 0,67 und 1). Der Überholungsfaktor hat einen signifikanten Einfluss auf den $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor. Der Zusammenhang zwischen *AnSyn*- und Überholungsfaktor ist in Abbildung 5.9 dargestellt. Der Versuch, weitere Faktoren, etwa die Rotorschaukeln zu betrachten, war nicht erfolgreich, da diese fast immer erneuert werden. Sollten sie nicht erneuert werden, sind die Schäden dementsprechend gering und keine großen Unterschiede zum reparierten Zustand festzustellen.

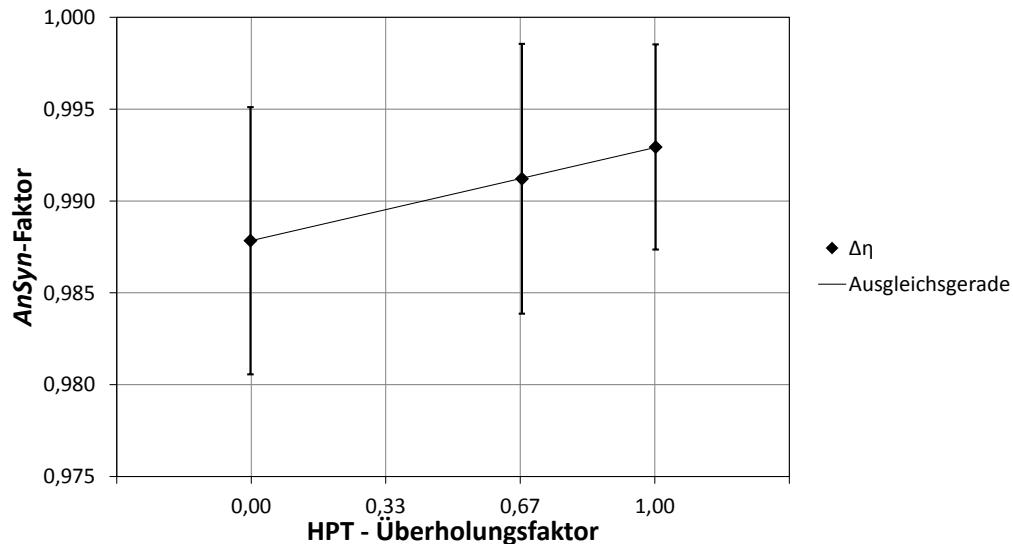


Abbildung 5.9: Mittlerer *AnSyn*-Faktor der HPT in Abhängigkeit des Überholungsfaktors

Auffällig bei dieser Auswertung ist die nahezu ideale Linearität der Werte, die bestätigt, dass die Auswahl oben genannter Reparaturen begründet ist. Bei den 62 Ausgangsprüfläufen, war der Überholungsfaktor 0,33 nicht festzustellen. Da die Funktion nahezu linear verläuft (Bestimmtheitsmaß $>0,95$) wird für den Faktor 0,33 der Wert auf der Geraden gewählt. Je mehr Reparaturen durchgeführt werden, desto stärker verbessert sich der Wirkungsgrad der HPT. Die Standardabweichungen sind hoch (etwa 0,7 %) und für alle Werte relativ konstant. Zudem ist problematisch, dass sich die einzelnen Mittelwerte nur gering unterscheiden.

LPT

Wie bei der HPT ist es bei der LPT nicht möglich, aus den Ausgangsprüfläufen Abhängigkeiten im $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor auszuwerten. Deswegen wird hier die in Kapitel 5.2 beschriebene Abhängigkeit genutzt. Bei der LPT sind die Reparaturen nicht miteinander gekoppelt, es gibt verschiedene Reparaturmuster, die auftreten können. Im Rahmen der Auswertung des $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktors werden folgende sieben Merkmale betrachtet, um die leistungsrelevanten Reparaturen aus Kapitel 4.5 abzudecken:

- Reparatur Statorstufe 1 (Rep. 1)
- Reparatur Rotorstufe 1 (Rep. 2)
- Reparatur Rotorstufe 2 (Rep. 3)

- Reparatur Rotorstufe 3 (Rep. 4)
- Reparatur Rotorstufe 4 (Rep. 5)
- Reparatur Rotorstufe 5 (Rep. 6)
- Stufenweise Demontage (Bearbeitung der Statorstufen und Dichtungen) der LPT (Rep. 7).

Mit Hilfe des General Linear Models (s. Kapitel 2.4) werden die Ergebnisse der Ausgangsprüfläufe ausgewertet. Jede der sieben Reparaturen hat die Faktorstufen eins (bearbeitet) und null (nicht bearbeitet), die beliebig gewählt werden können. Außerdem werden die Wechselwirkungen zwischen den sieben Reparaturen untersucht (um zu zeigen, ob der Einfluss der Reparatur X von der Faktorstufe von Reparatur Y abhängig ist). Aufgrund der Datenlage ist es nicht möglich, alle Wechselwirkungen zu untersuchen. Die Untersuchung ergibt, dass die Reparaturen 1 und 7 einen signifikanten Einfluss auf den $\Delta\eta$ -AnSyn-Faktor haben. Zudem gibt es zwei Wechselwirkungen (Reparatur 1 gekoppelt mit Reparatur 2 und Reparatur 2 gekoppelt mit Reparatur 6), die den Wert des AnSyn-Faktors signifikant beeinflussen. Die Abhängigkeiten sind in Abbildung 5.10 dargestellt.

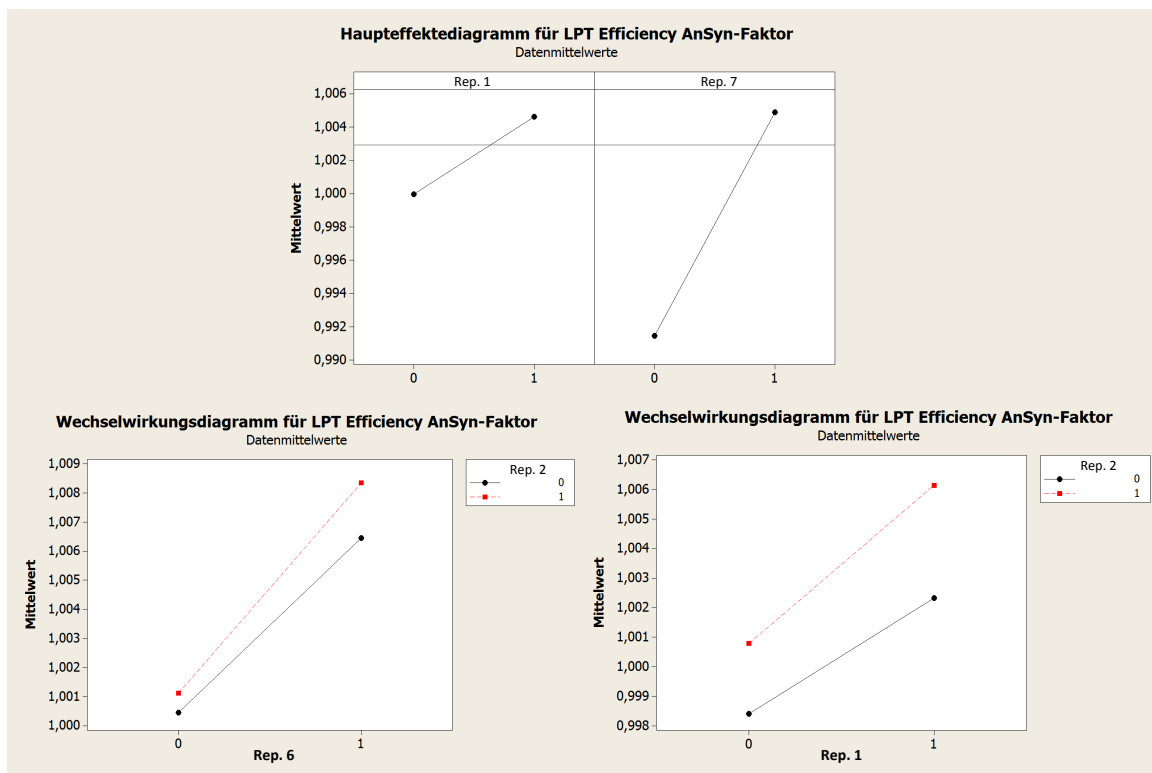


Abbildung 5.10: Auswertung GLM LPT in *Minitab*

In Abbildung 5.10 ist zu erkennen, dass die Reparaturen 1 und 7 eine signifikante Verbesserung des Wirkungsgrades zur Folge haben (oben). Des Weiteren kann festgestellt werden, dass die Verbesserung des Wirkungsgrades durch die Reparatur 6 einen größeren Effekt hat, wenn gleichzeitig Reparatur 2 durchgeführt wird (unten links). Das gleiche gilt für Reparatur 1 und 2 (unten rechts). Der Einfluss von Reparatur 1 ist gut zu erklären, da die Querschnittsfläche der 1. Statorstufe den Massenstrom reguliert und damit den Betriebspunkt bestimmt. Gleiches

gilt für Reparatur 6, da die Querschnittsfläche dieser Stufe die gesamte LPT drosseln kann. Die Querschnittsflächen werden vom jeweiligen Bauteilzustand beeinflusst. Die Wechselwirkungen zwischen dem Stator und Rotor der ersten Stufe bestätigen, dass die gesamte Stufe besser arbeitet, wenn beide Elemente bearbeitet wurden. Der große Einfluss von Reparatur 7 ist dadurch zu erklären, dass bei dieser Bearbeitungsstufe Dichtungen erneuert und die Statorstufen bearbeitet werden.

Um eine Funktion für den Wirkungsgrad in Abhängigkeit der Instandhaltungstiefe zu erhalten, wird überprüft, welche der Reparaturen 1, 2, 6 und 7 durchgeführt wurden. Aus der statistischen Auswertung resultiert für Reparatur 1 und 7 ein Mittelwert für den Zustand nicht bearbeitet und bearbeitet (s. Abbildung 5.10). Von diesen Mittelwerten wird die prozentuale Abweichung zum Gesamtmittelwert bestimmt. Zudem werden die Mittelwerte aller Kombinationen von Reparatur 2 und 5 und von Reparatur 1 und 2 ermittelt. Von diesen wird ebenfalls die Abweichung zum Gesamtmittelwert berechnet. Der Überholungsfaktor ist die Summe aller prozentualen Abweichungen zum Gesamtmittelwert der gewählten Reparaturkombination. Nun wird für alle Ausgangsprüfläufe der Überholungsfaktor bestimmt. Insgesamt ergeben sich anhand der Reparaturkombinationen der Ausgangsprüfläufe zehn Überholungsstufen. Für jede Überholungsstufe wird nun der Mittelwert der $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktoren gebildet. In Abbildung 5.11 sind die Mittelwerte und Standardabweichungen der $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktoren über dem Überholungsfaktor aufgetragen. Drei Überholungsfaktoren kamen nur einmal vor und sind nicht in die Auswertung einbezogen.

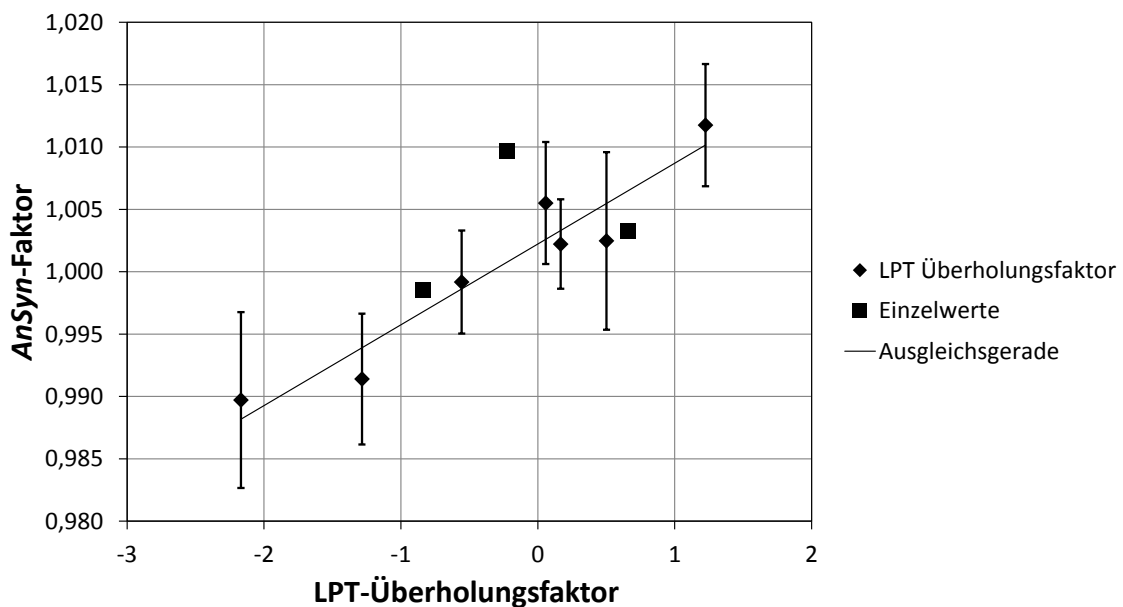


Abbildung 5.11: Mittlerer *AnSyn*-Faktor der LPT in Abhängigkeit des Überholungsfaktors

In Abbildung 5.11 ist zu erkennen, dass diese Art der Auswertung eine sehr gute Abschätzung des $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktors liefert. Der Zusammenhang kann mit guter Näherung als linear angenommen werden (Bestimmtheitsmaß $>0,9$). Die Prognose anhand des Überholungsfaktors und der linearen Ausgleichsgerade liefert für fast alle Überholungsfaktorstufen eine brauchbare Prognose des Mittelwerts. Die größte Abweichung beträgt etwa 0,3 %. Die Abstände zwischen der Ausgleichsgeraden

und der Einzelwerte, die nicht in die Auswertung mit einbezogen sind, liegen im Bereich der mittleren Standardabweichungen. Wie bei den anderen Modulen besteht die Problematik, dass die Standardabweichungen relativ hoch sind (etwa 0,5 %). Dass diese je nach Überholungsfaktor unterschiedlich ausfallen, liegt daran, dass die Gruppen unterschiedlich groß sind. Bei einer kleinen Gruppe kann schon ein Ausreißer die Standardabweichung erheblich erhöhen.

5.4 Auswertung von Flugdaten

Eine weitere Möglichkeit, den gealterten Zustand eines Moduls abzuschätzen, bietet die Auswertung der Flugdaten des Triebwerks. Das ACARS-System nimmt regelmäßig, mindestens einmal pro Flug, einige Kennwerte des Triebwerks (u.a. Temperatur- und Druckmessungen) auf und sendet diese an den Flugzeugbetreiber. Die FPA wertet im Rahmen des Projekts [Zsc14] die Flugdaten einer Flotte der *DLH* aus. Untersucht wurden in diesem Zusammenhang über 50 Triebwerke, deren Flugzyklenanzahl bis zu 3800 Flügen beträgt.

Wie bei der Analyse von Triebwerksprüfläufen wird im Rahmen dieses Projektes ein *Gasturb*-Modell genutzt, dass über die Skalierung der *AnSyn*-Faktoren so iteriert, dass die Messdaten bestmöglich getroffen werden. Da die Messungen am Flugzeug deutlich ungenauer als die am Prüfstand sind, ist die Datenqualität geringer und die Größe der *AnSyn*-Faktoren kann nicht betrachtet werden. Möglich ist allerdings, die Änderung der *AnSyn*-Faktoren in Bezug auf den Wert der ersten 100 Flüge in Abhängigkeit der Flugzyklenanzahl zu untersuchen, was in [Zsc14] durchgeführt wurde. Aus den Gründen, die in den vorigen Abschnitten erläutert sind, werden die *AnSyn*-Faktoren des Fans und die $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktoren der HPT und der LPT nicht betrachtet. Zur Darstellung der Daten werden für jeden Flug die Mittelwerte aller Triebwerke gebildet. Die Mittelwerte werden über den Flugzyklen aufgetragen. Zur Glättung der Daten ist ein gleitender Durchschnitt über 50 Flüge gebildet worden.

Beispielhaft ist in Abbildung 5.12 der Verlauf der Änderung des $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktors des HPC dargestellt. Zu beachten ist, dass die Werte der Flugzyklen hier referenziert sind. Bei der Auswertung der Daten tritt die Problematik auf, dass sich bei einer höheren Zyklenanzahl die Datenqualität verschlechtert und größere Schwankungen auftreten. Dies beruht darauf, dass die Anzahl der betrachteten Triebwerke mit der Flugzyklenanzahl zurückgeht. Nicht alle Triebwerke erreichen 3000 Flugzyklen, so dass bei einer hohen Zyklenanzahl bereits ein einziger Ausreißer die Datenqualität deutlich verschlechtern kann. Aus diesem Grund wird für jedes Modul ein Grenzwert festgelegt, an dem die Schwankungen beginnen, größer zu werden. In Abbildung 5.12 liegt dieser Wert bei etwa 2350 Flugzyklen. Ab diesem Zeitpunkt wird zur Bestimmung der *AnSyn*-Faktorveränderung linear extrapoliert. Dafür wird eine Ausgleichsgerade durch den Bereich bis zum Grenzwert gelegt, der annähernd als linear betrachtet werden kann. Bis zum Grenzwert sind am gleitenden Durchschnitt orientierte Stützstellen eingeführt, zwischen denen je nach Flugzyklenanzahl linear interpoliert wird.

Grundsätzlich ist die Flugzyklenanzahl dem Workscope Planungsingenieur bekannt und kann in die Programmoberfläche eingegeben werden. Anhand der Flugzyklenanzahl wird dann wie oben beschrieben die Änderung der *AnSyn*-Faktoren der einzelnen Module bestimmt. Diese werden

nun von der Baseline abgezogen, um den tatsächlich zu erwartenden Wert zu erhalten. Sollte das Triebwerk bereits einen Prüflauf bei der *LHT* gehabt haben, so werden anstelle der Baseline die Werte des letzten Prüflaufs als Datenbasis aus einer Datenbank gewählt. In Abbildung 5.12 ist sehr gut zu erkennen, dass während der ersten 800 Flüge (referenzierter Wert) die Initialverluste (Einstellung der Spaltmaße) die Leistungsver schlechterung verstärken. Nach dem 800. Flug sind die Änderungen der Werte nahezu linear, da zeitlich konstante Schädigungsmechanismen, wie Erosion und Korrosion auftreten.

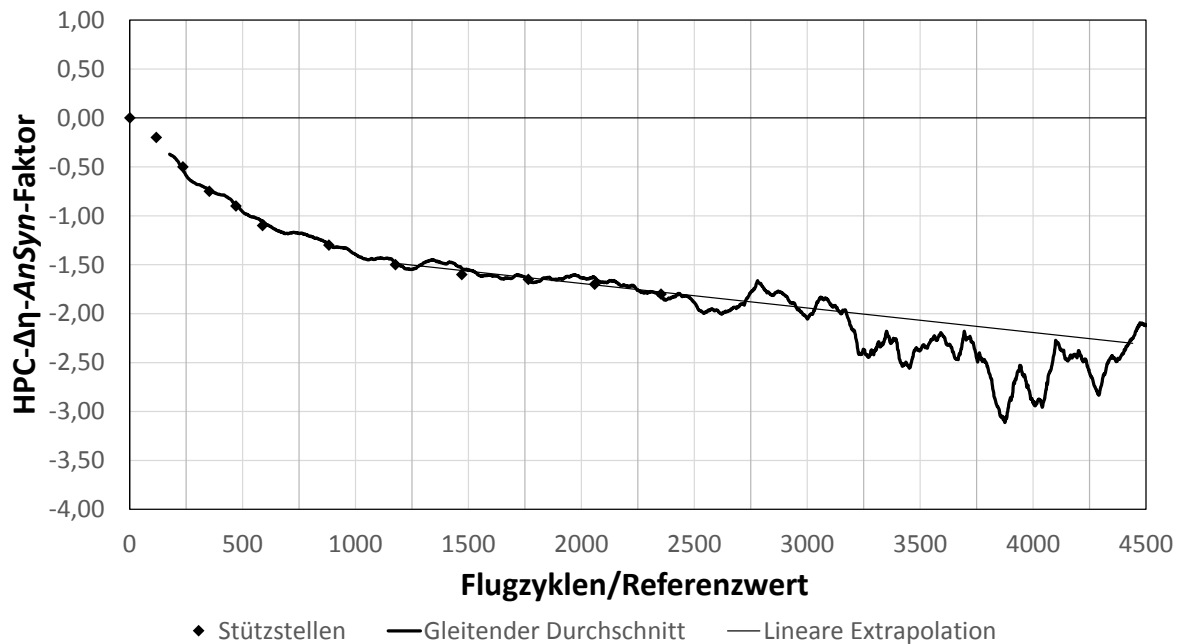


Abbildung 5.12: Alterungsfunktionen des $\Delta\eta$ -AnSyn-Faktors des HPC

5.5 Verknüpfung des Dateninputs

In den vorigen Kapitel wurden verschiedene Auswertungen erläutert, die in die Aufstellung der Modifiziererfunktionen für die Alterung und die Instandhaltung eingehen. In Tabelle 5.2 ist dargestellt, welche Art der Auswertung bei welchem Modul genutzt wird. Unterschieden wird zudem zwischen repariertem und überholtem Zustand. Der überholte Zustand wird dann gewählt, wenn es sich um die Workscopekategorie *Full Overhaul* handelt.

Es ist dargestellt worden, dass das Aufstellen von Funktionen für die Fan AnSyn-Faktoren und den HPT $\Delta\eta$ -AnSyn-Faktor nicht möglich ist. Da kein signifikanter Unterschied zwischen Eingangs- und Ausgangsprüfläufen besteht, wird bei diesen Größen der um Ausreißer bereinigte Mittelwert aller Prüfläufe für den gealterten, reparierten und überholten Zustand angenommen.

Zur Bestimmung des gealterten Zustands werden die Eingangsprüfläufe genutzt. Sind für einen AnSyn-Faktor ACARS-Daten vorhanden, werden außerdem diese Werte mit einbezogen. Bei allen Modulen, bis auf den HPC, dienen zusätzlich die Ausgangsprüfläufe, bei denen das Modul nicht bearbeitet wurde (s. LPC, bzw. minimaler Überholungsfaktor der HPT und LPT), als Grundlage

für den gealterten Zustand. Beim HPC ist dies nicht möglich, da die Anzahl an nicht bearbeiteten HPC bei der Auswertung der Ausgangsprüfläufe zu gering ist. Aus diesen Eingangsdaten wird ein gewichteter Mittelwert gebildet. Die ACARS-Ergebnisse werden stärker gewichtet, da sie als einzige über der Zeit veränderlich sind und diese gerade bei einer niedrigen oder hohen Anzahl an Flügen andernfalls unterbewertet würden. Beträgt die Fluganzahl eines Moduls 500 Zyklen, so ist der Zustand des Moduls noch relativ gut, bei einer gleichen Gewichtung der einzelnen Auswertungen fiel die Prognose bei gleicher Gewichtung zu schlecht aus. Nimmt man eine typische Flugzyklenanzahl von 3000 Flügen an, so ist zu bemerken, dass sich die Werte auf Basis der unterschiedlichen Vorhersagen nur gering unterscheiden (im Mittel etwa $\pm 0,5\%$).

Tabelle 5.2: Übersicht über die Verknüpfung des Dateninputs

	LPC ($\Delta\eta$, $\Delta\dot{m}$)	HPC ($\Delta\eta$, $\Delta\dot{m}$)	HPT ($\Delta\eta$)	LPT ($\Delta\eta$, $\Delta\dot{m}$)	Fan ($\Delta\eta$, $\Delta\dot{m}$), HPT ($\Delta\dot{m}$)
gealterter Zustand	ACARS + Eingangs- prüfläufe + Ausgangs- prüfläufe	ACARS + Eingangs- prüfläufe	ACARS + Eingangs- prüfläufe + Ausgangs- prüfläufe	ACARS (nur $\Delta\eta$) + Eingangs- prüfläufe + Ausgangs- prüfläufe	Mittelwert aller Prüfläufe
reparierter Zustand	Zustand 1	Zustand 1 Zustand 2	Bestimmung über Über- holungs- faktor	Bestimmung über Über- holungs- faktor ($\Delta\eta$) Eingangs- Ausgangs- Prüfläufe ($\Delta\dot{m}$)	"
überholter Zustand	$\Delta\dot{m}$ - Baseline $\Delta\eta$ - Zustand 1	$\Delta\dot{m}$ - Zustand 2 $\Delta\eta$ - Baseline	Überholungs- faktor maximal	$\Delta\dot{m}$ - rep. Zustand $\Delta\eta$ - Überholungs- faktor maximal	"

Bei der Bestimmung des reparierten Zustands wird beim LPC für beide *AnSyn*-Faktoren der Zustand „bearbeitet“ angenommen. Beim HPC wird ähnlich verfahren, nur dass zwischen den Überholungsstufen 1 und 2 unterschieden wird. Bei den $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktoren der HPT und der LPT dient der Überholungsfaktor als Eingangsgröße zur Bestimmung der Faktoren. Der $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor der LPT wird über den direkten Unterschied zwischen Eingangs- und Ausgangsprüfläufen und die Anzahl der bearbeiteten Stufen bestimmt.

Als Grundlage für den überholten Zustand wird die Baseline herangezogen. Allerdings wird die Baseline nur angewandt, wenn der Wert tatsächlich besser als der reparierte Wert bei maximalem Überholungsfaktor, bzw. voller Reparatur, ist. So wird sichergestellt, dass die *AnSyn*-Faktoren beim überholten Zustand immer maximal sind. In Tabelle 5.2 ist angegeben, wo welche Basis für die Bestimmung des überholten Zustands zum Einsatz kommt.

5.6 Zusammenfassung

In den vorigen Abschnitten ist dargestellt worden, wie die Alterungs- und Instandhaltungsfunktionen aufgestellt wurden. Für die Prognose der gealterten Daten sind jeweils unterschiedliche Dateninputs vorhanden, die für die Altersvorhersage kombiniert werden. Da bei der Auswertung der ACARS-Daten nur die Veränderung der *AnSyn*-Faktoren ausgewertet werden können und die anderen Dateninputs zeitunabhängig sind, ist die Alterungsmodellierung nicht dafür konzipiert die Leistung eines Triebwerks beim Eingangsprüflauf zu bestimmen. Vielmehr dient sie dazu, die Eigenschaften der Module vorherzusagen, die bei einem Instandhaltungsereignis nicht bearbeitet werden. Dies ist vollkommen ausreichend, da es die Aufgabe des zu entwickelnden LPP ist, die Leistung des Triebwerks nach und nicht vor einem Instandhaltungsereignis zu prognostizieren. Im Rahmen der Validierung ist festzustellen, ob die Gewichtung der einzelnen Dateninputs für die Alterung brauchbare Prognosen liefert. Gegebenenfalls ist die Gewichtung anzupassen.

Die Quantifizierung der Instandhaltung über die Definition von Reparaturzuständen, Überholungsfaktoren und die Werte der Baseline liefert bei fast allen Modulen sehr gute mittlere Vorhersagen. Davon ausgenommen sind der Fan und der Massendurchsatz der HPT, die aufgrund der Datenqualität nicht ausgewertet werden können. Der bei diesen Modulen genutzte Mittelwert wird zum Teil große Abweichungen zum tatsächlichen Wert aufweisen. Bei der Gesamtbewertung des Triebwerks wird die Brennkammer nicht betrachtet. Wie zuvor bemerkt hat der Zustand der Brennkammer einen Einfluss auf den Wirkungsgrad der HPT. Der Einfluss der Brennkammer wird im Rahmen der Validierung weiter betrachtet.

Abschließend ist zu festzustellen, dass für einen großen Anteil der Reparaturkombinationen begründete Vorhersagen für die *AnSyn*-Faktoren gemacht werden können. Allerdings ist die Qualität durch die Standardabweichungen zum Teil stark eingeschränkt. Nächster Teil der Arbeit ist die Darstellung der Programmierung des LPP. Nach einer Verifizierung wird dann in einer Validierung anhand instand gesetzter Triebwerke und ihrer Prüfläufe überprüft, wie gut die Qualität der Vorhersagen tatsächlich ist.

6 Programmierung des Leistungsprognoseprogramms

In diesem Kapitel wird die Vorgehensweise bei der Programmierung und der Aufbau des LPP beschrieben. Anhand des Programmaufbaus werden die einzelnen Funktionen und Arbeitspakete in den Unterkapiteln im Detail beschrieben.

6.1 Programmaufbau

Für die Workscope Planung gibt es bei der LHT bereits ein Dokument in *Excel*, in dem sowohl die Bearbeitungstiefe und Flugdaten der einzelnen Module als auch Informationen zum Triebwerk eingegeben werden. Um die Benutzerfreundlichkeit zu gewährleisten und den Schulungsaufwand zu minimieren, wird das LPP auf dem bereits vorhandenen Dokument basieren. Nach Eingabe der Daten werden die *AnSyn*-Faktoren der einzelnen Module mit den Methoden aus Kapitel 5 vorhergesagt. Die AnSyn-Faktoren werden im Anschluss an *Gasturb*, welches in *Excel* integriert wird, übergeben. *Gasturb* berechnet nun den Kreisprozess des Triebwerks. Dem Kreisprozess werden wichtige Daten entnommen, angepasst und als Output in der Programmoberfläche ausgegeben. Eine Übersicht über den Programmaufbau ist in Abbildung 6.1 dargestellt.

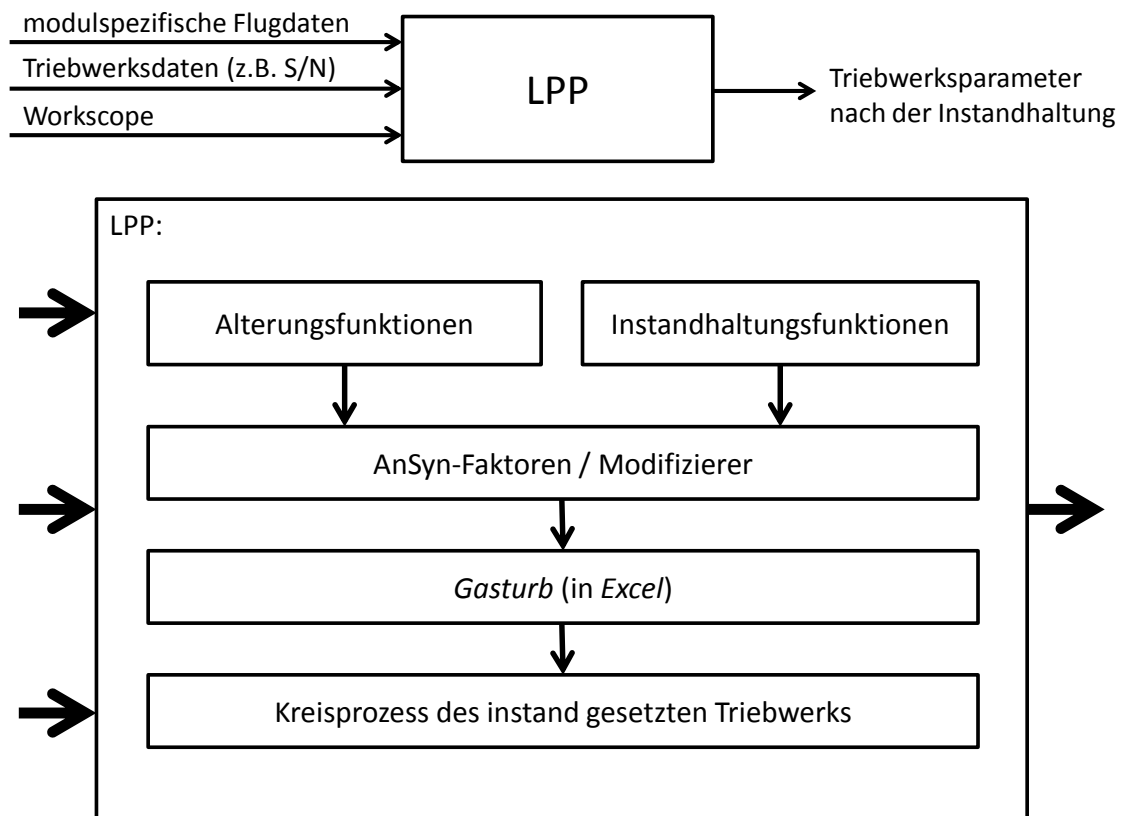


Abbildung 6.1: Programmaufbau des LPPs

In den folgenden Abschnitten sind die einzelnen Programmebenen detailliert beschrieben.

6.2 Programmoberfläche und Reparaturauswahl

Wie oben beschrieben wird die bereits vorhandene *Excel*-Oberfläche als Eingabemaske für das LPP übernommen. Über eine Abfrage lässt sich feststellen, welche Workscopekategorie (S/C, Minimum, Performance oder Overhaul) ausgewählt ist. Für jede Eingriffstiefe sind im EMMP bestimmte Reparaturen, die anhand der Ergebnisse von Kapitel 4 auf Leistungsrelevanz bewertet werden, festgelegt. An der bisherigen Eingabemaske ist problematisch, dass die Conditional Tasks manuell eingegeben werden. Eine manuelle Eingabe lässt sich nicht einfach abfragen, da sie je nach Bearbeiter unterschiedlich ausfallen kann. Aus diesem Grund müssen die Conditional Tasks in einem separaten Fenster ausgewählt werden. Dazu wird zunächst überprüft, welche Conditional Tasks Einfluss auf die Triebwerksleistung haben. Bei leistungsrelevanten Conditional Tasks sind die Reparaturen in einem Fenster auswählbar. Außerdem können Kommentare eingegeben werden. Die Eingaben werden mit Hilfe von Textbausteinen in eine Anweisung übersetzt. Der Auswahlprozess ist in Abbildung 6.2 am Beispiel des Fan und Booster (LPC)- und des Fan Major-Moduls dargestellt.

1. Auswahl des Workscope-Levels, Klick des *Conditional Tasks* (CT)-Buttons

Module	TSO CSO	RLTC (off-log)	Workscope*				Remarks / Conditional Tasks
			S/C	MIN	PER	OV	
Fan Major Module							please fill out manually
Fan & Booster	17500 3000				X		please use CT button on the right → CT

2. Auswahl der *Conditional Tasks* und Einfügen der Kommentare

Performance

Please select "Conditional Tasks" for "Fan and Booster" (Workscope Level: "Performance"):

Check all that apply:

☒ Remove/Install Stg 1-5 Vane Assembly

☐ Restore Stg 1-5 LPC inner and outer shroud

Comments Vane Assembly:

Test1

Comments Shrouds:

☒ Remove/Install Stg 2-5 LPC Blades

Additional Comments:

Test3

Comments Blades:

Test2

Done

3. Generierter Text

Fan & Booster	17500 3000				X	Remove/Install Stg 1-5 Vane Assembly; Test1; Remove/Install Stg 2-5 LPC Blades; Test2; Test3	CT
---------------	---------------	--	--	--	---	--	----

Abbildung 6.2: Auswahlprozess und Textgenerierung

Da es am *Fan Major Module* keine leistungsrelevanten Conditional Tasks gibt, werden die Remarks/Conditional Tasks weiterhin manuell ausgefüllt (s. Abbildung 6.2 1.). Im Gegensatz dazu öffnet sich beim Fan und Booster Module bei Klick auf den CT-Button ein Fenster, in dem die Conditional Tasks ausgewählt und Kommentare eingetragen werden können (s. Abbildung 6.2 2.). Anhand dieser Eingaben wird unter Remarks/Conditional Tasks aus Textbausteinen ein Text

generiert (s. Abbildung 6.2 3.). Im Nachhinein kann das Textfeld bei Bedarf angepasst werden. Unter *cycles since performance* (CPO) gibt der Nutzer die Flugdaten der einzelnen Module, die als Grundlage für die Alterungsmodellierung dienen, seit dem letzten Performance-Workspace ein.

Mit Hilfe dieses Verfahrens sind die Reparaturen für den Computer fest definiert. In einem weiteren *Excel*-Tabellenblatt sind alle leistungsrelevanten Reparaturen hinterlegt, die vor der Leistungsberechnung je nach gewähltem Workspace mit eins (ausgeführt) oder null (nicht ausgeführt) markiert werden.

Um typische Fehleingaben des Nutzers zu vermeiden, werden bei bestimmten Eingaben Fehlermeldungen ausgegeben. Diese sind nachfolgend aufgelistet:

- Vor der Berechnung und Auswahl der Conditional Tasks wird überprüft, ob jedem Modul eine und nur eine Workspacekategorie zugeteilt ist. Sollte dies nicht der Fall sein, wird der Nutzer aufgefordert eine bzw. maximal eine Workspacekategorie pro Modul anzugeben.
- Einige Module weisen eine maximale Anzahl an Conditional Tasks auf, da laut EMMP bei Überschreiten des Maximums die nächsthöchste Workspacekategorie gewählt werden muss. Auf eine Fehleingabe wird mit einer Meldung aufmerksam gemacht.
- Sollten beim LPC oder HPC Reparaturkombinationen ausgewählt werden, die keiner Bearbeitungsstufen der Auswertung entsprechen, so wird eine Warnung ausgegeben, dass die Leistungsprognose nicht für diesen Fall ausgelegt ist.
- Die Berechnung startet nur, wenn die Triebwerksserialnummer und Flugzyklenanzahl der einzelnen Module angegeben sind. Sind die Eingaben nicht gemacht, so erscheint eine Fehlermeldung.

6.3 Aufstellung der Modifizierer und Verknüpfung mit *Gasturb*

Um die Modifizierer aufzustellen, wird überprüft, welche leistungsrelevanten Reparaturen an welchem Modul bei dem gewählten Workspace durchgeführt werden. Sind keine Reparaturen ausgewählt, so werden die Alterungsmodelle (s. Kapitel 5.5) genutzt und mit Hilfe der Flugzyklenanzahl des jeweiligen Moduls ein erwarteter *AnSyn*-Faktor ausgegeben. Die Alterungsfunktionen sind auf einem separaten *Excel*-Tabellenblatt hinterlegt. Sollte es dazu kommen, dass der gealterte Wert höher als der reparierte Wert ist, so wird bei Reparatur der gealterte Wert angenommen, da sich die Triebwerksleistung durch eine leistungsrelevante Reparatur nicht verschlechtern kann. Für eine bessere Prognose bei Triebwerken, die bereits bei der *LHT* instand gesetzt wurden, werden in einer Datenbank alle *AnSyn*-Faktoren der Ausgangsprüfläufe hinterlegt. Über die Seriennummer des Triebwerks überprüft das LPP, ob das Triebwerk in der Datenbank vorhanden ist. Sollte es vorhanden sein, werden die *AnSyn*-Faktoren des letzten Instandhaltungsereignisses als Grundlage für die Alterungsfunktionen und die Werte des Fans und des HPT Massendurchsatzes gewählt.

Sind an einem Modul Reparaturen ausgewählt, so werden die Instandhaltungsfunktionen aus Kapitel 5.5 genutzt. Beim LPC und beim HPC wird anhand der ausgewählten Reparaturen einer der definierten Reparaturzustände bestimmt. Bei der LPT und bei der HPT bestimmen die

Reparaturen den Überholungsfaktor. Die Überholungsfaktorfunktionen und die Mittelwerte der Reparaturzustände sind wie die Alterungsfunktionen in einem separaten Tabellenblatt hinterlegt. Auf diese Weise liefert das LPP für alle beliebigen Reparaturkombinationen die erwarteten *AnSyn*-Faktoren. Bei der Workscopekategorie Full Overhaul wird überprüft, ob der Wert der Baseline oder der der Überholungsfaktoren größer ist. Gewählt wird der bessere Wert.

Gasturb bietet die Möglichkeit die *AnSyn*-Faktoren auf das Triebwerksmodell anzuwenden. So können die *AnSyn*-Faktoren unmittelbar als Modifizierer in *Gasturb* genutzt werden. Allerdings treten bei der Übernahme von *AnSyn*-Faktoren bei *Gasturb* softwarebedingte Ungenauigkeiten auf, die dazu führen, dass das Modell mit Modifizierern/*AnSyn*-Faktoren einen Kreisprozess berechnet, der vom Testkreisprozess, bei dem die *AnSyn*-Faktoren ermittelt wurden, geringfügig abweicht. Diese Problematik wird genauer in der Verifizierung des LPPs betrachtet.

Über die obigen Funktionen sind nun alle *AnSyn*-Faktoren definiert. Damit das LPP von *Gasturb* unabhängig auf jedem beliebigen Computer genutzt werden kann, wird eine *Excel*-Version von *Gasturb* in das LPP integriert. Vor der Eingabe der Parameter (Umgebung, Modifizierer, Drehzahlregelung) muss *Gasturb* initialisiert werden. In die *Excel*-Oberfläche lassen sich daraufhin alle notwendigen Parameter eingeben. Nun kann die *Excel*-Version den Kreisprozess mit den vorgegebenen Parametern berechnen. Die Berechnung wird über einen Button *Calculate Engine Parameters* in der Programmoberfläche gestartet. In Abbildung 6.3 ist die Rechenroutine bei Klick auf *Calculate Engine Parameters* zur Kreisprozessbestimmung dargestellt.

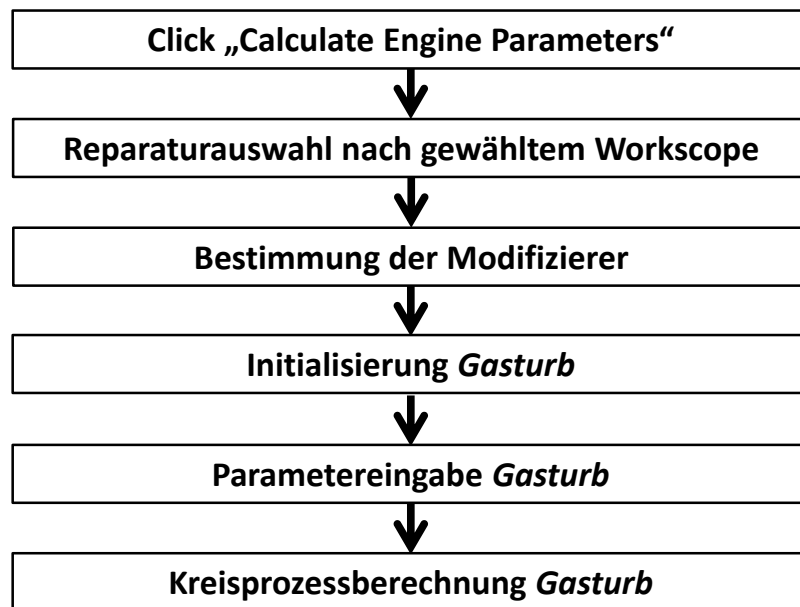


Abbildung 6.3: Rechenroutine Button *Calculate Engine Parameters*

Es folgen einige Anmerkungen zu den Eingabeparametern. Die Berechnung des Kreisprozesses erfolgt bei ISA-Standardumgebungsbedingungen. Mit Hilfe des *Power Level Angle* lässt sich in *Gasturb* die N1 steuern. Dieser wird so eingestellt, dass die für den Prüflauf vorgeschriebene Drehzahl bei T/O genau erreicht wird. Folgende Parameter werden an *Gasturb* übergeben:

- ISA-Standardbedingungen: $T_0 = 288,15\text{ K}$, $p_0 = 101325\text{ Pa}$ und $\varphi = 0$
- Power Level Angle
- Unterer Heizwert (Kerosin, Wert aus *Engine Manual*)
- Werte der Modifizierer.

Alle weiteren Parameter werden direkt aus dem *Gasturb*-Modell des betrachteten Triebwerks übernommen.

6.4 Bestimmung der Ausgabeparameter

Bei der Auswahl der Ausgabeparameter ist zuvor zu überprüfen, welche Größen für den Nutzer interessant sind. Eine Ausgabe des gesamten Kreisprozesses und aller Leistungsgrößen ist zu detailliert, um eine schnelle Abschätzung der Leistungsfähigkeit des Triebwerks zu ermöglichen. Vielmehr sollte sich die Ausgabe auf eine kleine Anzahl an Parametern, die eine relativ große Aussagekraft haben, beschränken. Als Hauptparameter wird die EGTM ausgegeben, da diese als Kernparameter zur Einleitung eines Instandhaltungsereignisses genutzt wird. Außerdem wird der Workscope-Adder gewählt, da dieser unmittelbar zur EGTM hinzugerechnet wird. Gleiches gilt für den N1-Modifier, da bei einem Triebwerk, das höheren Schub liefert, die Leistung über den N1-Modifier reduziert wird. Abschließend wird die prozentuale Abweichung des SFC zum Referenz-SFC angegeben, um eine Aussage zum Kraftstoffverbrauch zu erhalten. Da *Gasturb* den Kreisprozess bei ISA-Standardbedingungen berechnet, ist es nicht nötig, diese Größen nach Umgebungstemperatur, Luftfeuchtigkeit und Luftdruck zu korrigieren.

Für die Bestimmung des Workscope-Adders sind im *Engine Manual* Bearbeitungsgrenzen angegeben, bei deren Überschreitung der Workscope-Adder verändert wird. Sollten keine Arbeiten durchgeführt werden, so ist der Wert maximal. Im Falle einer vollen Überholung ist der Wert null. (s. Kapitel 2.2). Dazwischen gibt es zwei weitere Level. Um den Workscope-Adder zu bestimmen, werden der gewählte Workscope und die dazugehörigen Reparaturen mit einer Logik ausgewertet. Die Abfragelogik ist in Abbildung 6.4 dargestellt. In der Abbildung entspricht Level 4 einem Workscope-Adder von 15 K und Level 1 entspricht 0 K. Die Abfrage ist so entworfen, dass nur Eingangsprüfläufe einen Workscope-Adder von 15 K erhalten.

Der N1-Modifier gibt dem Nutzer eine Aussage über den Schub des Triebwerks. Ein hoher Modifizierer zeigt an, dass das Triebwerk relativ viel Schub liefert. Insgesamt gibt es sieben N1-Modifier Level, die sich an der prozentualen Abweichung des Schubs vom Referenzschub orientieren.

Die EGT wird bei dem betrachteten Triebwerk in der LPT gemessen. *Gasturb* liefert die Temperaturen vor und hinter der LPT. Die EGT wird über eine lineare Interpolation zwischen beiden Werten anhand der Anzahl der Stufen bestimmt. Da die EGT am Gehäuse (außerhalb der Hauptströmung) gemessen wird, muss der Wert aus *Gasturb* mit einem Faktor nach unten korrigiert werden. Nachdem weitere Korrekturen aus dem *Engine Manual* durchgeführt sind und

das EGTM über den N1-Modifier angepasst ist, wird die EGT mit dem EGT Limit verglichen und so die EGTM bestimmt.

Die prozentuale Abweichung des SFC wird über einen Vergleich des tatsächlich Schubs und des Brennstoffmassenstroms zu den jeweiligen Referenzwerten bestimmt. Mit der Ausgabe dieser Kerngrößen lässt sich die Triebwerksleistung anhand des gewählten Workscopes schnell und gut einschätzen.

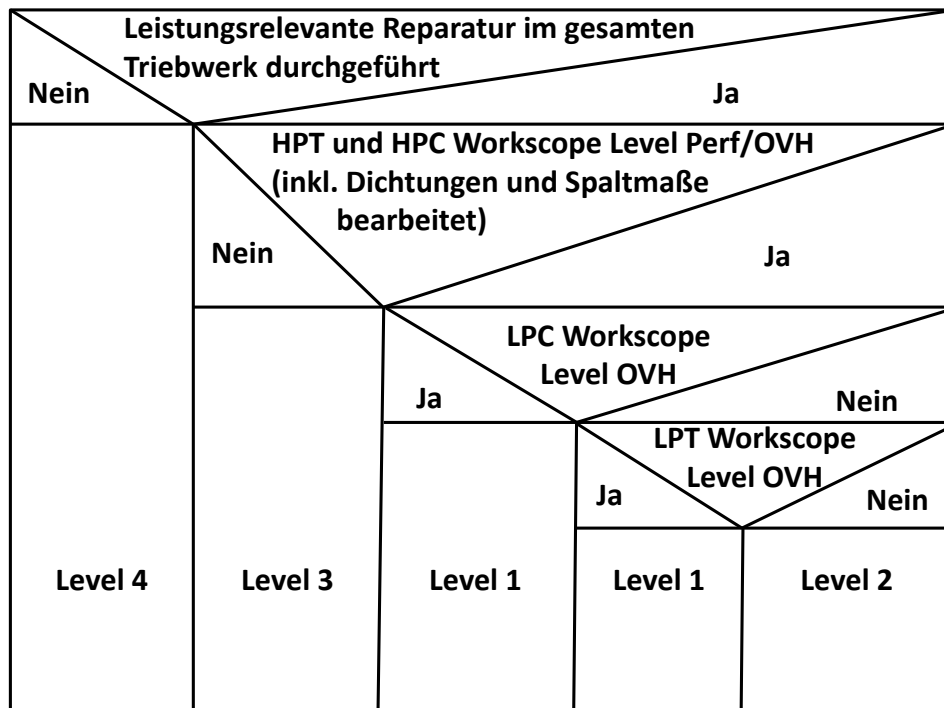


Abbildung 6.4: Abfragelogik zur Bestimmung des Workscope-Adders

6.5 Zusammenfassung

Auf die oben beschriebene Weise ist es gelungen das LPP so zu programmieren, dass der gewählte Workscope direkt mit einer Leistungsprognose verknüpft wird. Verschiedene Instandhaltungs- und Alterungsszenarien können abgebildet werden. Der Einfachheit halber wurde die bereits vorhandene *Excel*-Oberfläche modifiziert. Einige Daten müssen nun über ein Eingabefenster und nicht mehr manuell eingegeben werden. Die Ausgabeparameter werden direkt auf der Programmoberfläche ausgegeben. Nach Eingabe des Workscopes hat so der Nutzer die Möglichkeit, sich kurzfristig die erwarteten Kerngrößen des Triebwerks ausgeben zu lassen. Im nächsten Schritt muss das LPP verifiziert und validiert werden, um zu überprüfen ob die Rechnungen korrekt durchgeführt werden und die qualitative Vorhersage von ausreichender Genauigkeit ist.

7 Verifizierung und Validierung

In den vorigen Kapiteln wurde beschrieben, wie die Modifiziererfunktionen ermittelt und das LPP aufgebaut wurden. Bevor das LPP genutzt werden kann, muss es zunächst verifiziert und validiert werden. Nachfolgend sind verschiedene Definitionen zur Verifizierung und Validierung zitiert.

Verifizierung: Nach *DIN EN ISO 8402* [DIN95]: Bestätigen aufgrund einer Untersuchung und durch Bereitstellung eines Nachweises, dass festgelegte Forderungen erfüllt worden sind. **Ziel:** Absicherung, dass das System die spezifizierten Anforderungen erfüllt [Abu11].

Validierung: Nach *DIN EN ISO 8402* [DIN95]: Bestätigen aufgrund einer Untersuchung und durch Bereitstellung eines Nachweises, dass die besonderen Forderungen für einen speziellen beabsichtigten Gebrauch erfüllt worden sind. **Ziel:** Absicherung, dass das System die Anforderungen der Stakeholder erfüllt [Abu11].

In der Praxis bedeutet dies, dass bei der Verifizierung überprüft wird, ob das Produkt richtig erstellt wird (Macht das Programm was es soll? Wird richtig gerechnet?), während bei der Validierung die Frage, ob das richtige Produkt erstellt wird, beantwortet wird (Sind die entwickelten Funktionen richtig? Ist die Prognose ausreichend genau?) [Boe14] In den folgenden Abschnitten werden das Vorgehen bei Verifizierung und Validierung beschrieben und daraus folgende Anpassungen erläutert. Abschließend werden die Probleme bei der Prognose diskutiert.

7.1 Verifizierung

Im Rahmen der Verifizierung des LPP müssen folgende Punkte überprüft werden:

- Werden die leistungsrelevanten Reparaturen, je nach Workscope, richtig ausgewählt?
- Wird der gewählte Workscope in die richtigen Textbausteine übersetzt?
- Ist die Auswahl der leistungsrelevanten Reparaturen korrekt mit den Alterungs- und Instandhaltungsfunktionen verknüpft?
- Wird der Workscope-Adder richtig bestimmt?
- Liefert das LPP bei verschiedenen Parametern die gleichen Werte wie die eigenständige *Gasturb* Software?
- Können die prognostizierten *AnSyn*-Faktoren direkt als Modifizierer übernommen werden?

Um zu überprüfen, ob die Reparaturen richtig ausgewählt worden sind, werden im Rahmen der Verifizierung für jedes Modul und jedes modulspezifische Workscope-Level *Conditional Tasks* in verschiedenen Kombinationen ausgewählt. Daraufhin wird auf dem Tabellenblatt, auf dem die leistungsrelevanten Reparaturen hinterlegt sind, überprüft, ob die richtigen Reparaturen markiert werden. Im gleichen Arbeitsgang wird zudem überprüft, ob die Textbausteine korrekt erstellt werden. Zur Überprüfung der Anwenderfreundlichkeit und der Qualität der Textbausteine wird die Programmoberfläche zudem einem Auftragsingenieur, der die Workscopes plant

und potentieller Nutzer des LPP ist, vorgestellt. Die Textbausteine können zudem während der Nutzung gegebenenfalls angepasst werden. Darüber hinaus werden im Tabellenblatt der leistungsrelevanten Reparaturen für jedes Modul Reparaturen ausgewählt, um zu überprüfen, ob die Instandhaltungsfunktionen die richtigen Werte liefern. Außerdem werden bei keiner Reparaturauswahl die Alterungsfunktionen für verschiedene Flugzyklenanzahlen überprüft. Abschließend wird die Logik zur Bestimmung des Workscope-Adders durch die Auswahl verschiedener Reparaturen verifiziert. Beim Auftreten von Fehlern wurden diese im Rahmen der Verifizierung korrigiert.

In einem weiteren Schritt wird zudem überprüft, ob die in *Excel* integrierte Version von *Gasturb* die gleichen Ergebnisse, wie die eigenständige *Gasturb* Software liefert. Die Parameter in der eigenständigen *Gasturb* Software werden dafür an die des LPP (ISA-Standardbedingungen, Testdrehzahl, etc.) angepasst. Daraufhin werden drei Rechnungen (alle Modifizierer -1 %, 0 % und +1 %) durchgeführt. Wie in Tabelle 7.1 zu erkennen ist, liefern beide Programmoberflächen bis auf vernachlässigbare Abweichungen die gleichen Ergebnisse.

Tabelle 7.1: Ergebnisvergleich Leistungsprognoseprogramm - *Gasturb*

	Modifizierer-Level: -1 %		Modifizierer-Level: 0 %		Modifizierer-Level: +1 %	
	<i>Excel:</i>	<i>Gasturb:</i>	<i>Excel:</i>	<i>Gasturb:</i>	<i>Excel:</i>	<i>Gasturb:</i>
FN [kN]:	150,63	150,63	152,69	152,69	154,80	154,80
WF [kg/s]:	1,5220	1,5220	1,5042	1,5042	1,4900	1,4901
N1 [1/min]	4684	4684	4684	4684	4684	4684
N2 [1/min]	14507	14507	14552	14552	14613	14613
T_{t25} [K]:	404,48	404,48	402,49	402,50	400,61	400,62
T_{t3} [K]:	852,14	852,15	848,68	848,71	846,29	846,32
T_{t4} [K]:	1746,80	1746,87	1718,76	1718,80	1695,73	1695,83
T_{t45} [K]:	1244,43	1244,49	1219,30	1219,33	1198,14	1198,22
T_{t5} [K]:	894,23	894,20	871,06	871,09	851,43	851,48
P_{t13} [kPa]:	163,90	163,89	164,82	164,82	165,79	165,80
P_{t25} [kPa]:	296,79	296,78	291,51	291,50	285,48	285,45
P_{t3} [kPa]:	3342,47	3342,34	3354,87	3354,90	3364,20	3364,13
P_{t45} [kPa]:	773,35	773,35	774,46	774,45	774,76	774,75
P_{t5} [kPa]:	157,12	157,13	157,93	157,93	158,75	158,75

Wie in Kapitel 6.3 erwähnt treten bei der Übernahme von *AnSyn*-Faktoren als Modifizierer in *Gasturb* Abweichungen zwischen dem Test- und dem Prognosekreisprozess auf. Um diese Abweichungen genauer zu analysieren, werden die *AnSyn*-Faktoren von 62 Prüfläufen als Modifizierer in *Gasturb* übernommen und charakteristische Leistungsgrößen zwischen Testprüflauf und dem mit Modifizierern berechneten Kreisprozess verglichen. Die prozentualen Abweichungen sind in Abbildung 7.1 dargestellt.

Wie hier zu erkennen ist, weichen die Werte zum Teil um mehr als 1 % von den Testwerten ab. Die größten prozentualen Fehler treten bei den Größen auf, die vom Fan beeinflusst sind. Das Nebenstromverhältnis, der Schub und der Massenstrom werden in der Rechnung zu klein ausgegeben, während die Fehler bei den Temperaturen relativ gering sind und diese zu groß ausgegeben werden. In Absprache mit den Experten der FPA konnte für diese Problematik keine schnelle, einfache Lösung gefunden werden, weil der Fehler vermutlich durch die Software

bedingt ist [Kra14]. Da die Größen tendenziell in eine Richtung abweichen, lassen sich die mit Modifizierern berechneten Werte um die prozentuale Abweichung korrigieren. Die verbleibenden Schwankungen sind dann nur noch die jeweiligen Standardabweichungen. Die Größen, die in die Berechnung der Ausgabeparameter eingehen, und deren absolute Standardabweichungen sind in der folgenden Auflistung angegeben:

- T_{t45} : Standardabweichung 0,18 % $\approx 2,2\text{ K}$
- T_{t5} : Standardabweichung 0,19 % $\approx 1,7\text{ K}$
- FN: Standardabweichung 0,10 % $\approx 0,16\text{ kN}$
- WF: Standardabweichung 0,31 % $\approx 0,005\text{ kg/s}$.

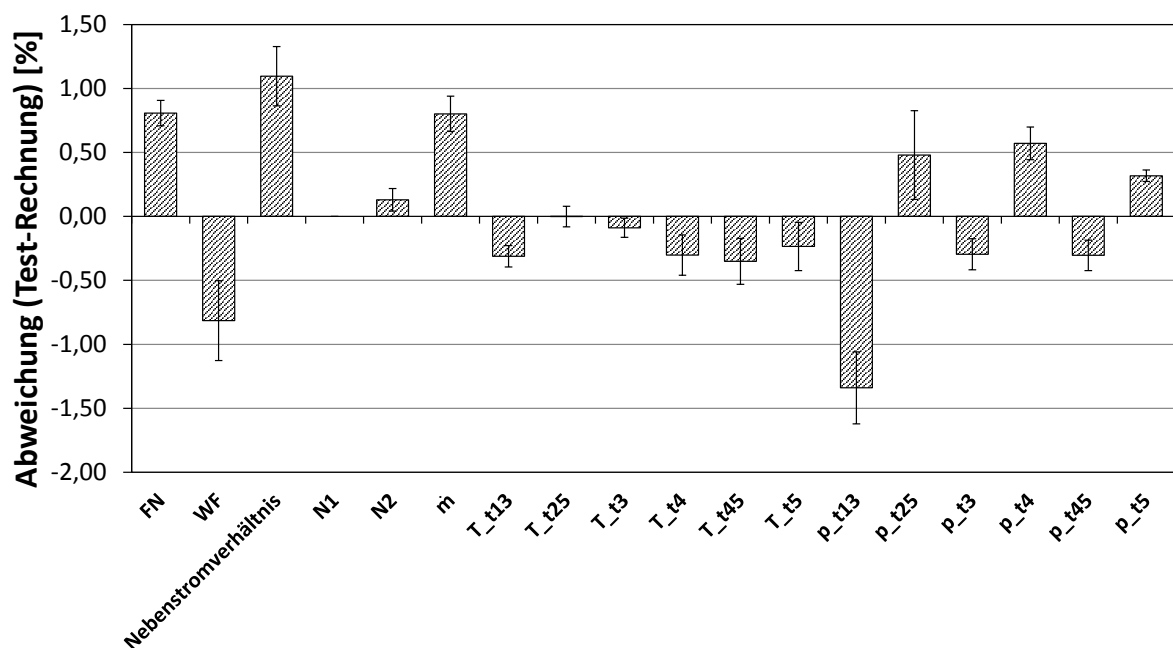


Abbildung 7.1: Prozentuale Abweichung mit Standardabweichung wesentlicher Parameter zwischen Test- und berechnetem Kreisprozess

Die Fehler, die bei der Berechnung der EGT durch die Fehler bei der T_{t45} und der T_{t5} entstehen, sind akzeptabel, da das LPP nur eine Abschätzung zur EGT geben kann und die Fehler, die durch die Prognose der *AnSyn*-Faktoren entstehen, wahrscheinlich höher sind. Die Abweichungen des Schubs sind im Rahmen der Betrachtung des N1-Modifiers für das Ergebnis nicht maßgebend, da die Grenze von einem zum nächsten Modifier Level in etwa 0,6 kN beträgt. Sollte trotzdem das falsche N1-Modifier Level berechnet werden, so liegt der Fehler, der sich auf die EGTM überträgt, zwischen 1,37 und 2,24 K. Problematischer ist die Berechnung der prozentualen Abweichung des SFC vom Referenz-SFC, da sich die Standardabweichungen zwischen Schub und Brennstoffmassenstrom negativ überlagern können.

Abschließend ist festzustellen, dass die Fehler, die durch die Übernahme von *AnSyn*-Faktoren als Modifizierer entstehen, langfristig behoben werden müssen, um eine möglichst genaue Prognose

zu erhalten. Die Größe der Fehler ist allerdings akzeptabel, um in einer Validierung die Güte des LPP zu untersuchen. Zudem kann bei einer Prognose des Hauptparameters, der EGTM, mit einer Genauigkeit von ± 5 K von einem sehr guten Ergebnis gesprochen werden, so dass die oben betrachteten Fehler ($\approx 0-4$ K) noch akzeptabel sind.

7.2 Validierung

In der Validierung wird überprüft, wie brauchbar die Vorhersage der Ausgabeparameter N1-Modifier, EGTM, Workscope-Adder und der prozentualen Abweichung des SFC ist. Dazu werden die Workscopes und Flugdaten der einzelnen Module von 44 Triebwerken, die bei der *LHT* instand gesetzt wurden und einen Ausgangsprüflauf erhalten haben, in die Programmoberfläche eingegeben. Über den Button „Calculate Engine Parameters“ können alle vier Parameter ausgegeben werden. Die Werte des N1-Modifiers und des Workscope-Adders können direkt aus der Programmoberfläche entnommen werden. Bei der EGTM und der SFC-Abweichung werden andere Methoden gewählt, die im folgenden Abschnitt beschrieben sind.

Um die direkten Berechnungsgrößen der Ausgabeparameter zu betrachten, werden bei der EGTM und dem SFC die prognostizierten *AnSyn*-Faktoren der 44 Triebwerke in einer Datenbank zusammen mit den Kreisprozessparametern des Ausgangsprüflaufs hinterlegt. Die *AnSyn*-Faktoren werden daraufhin mit der relativen Luftfeuchtigkeit beim Ausgangsprüflauf an *Gasturb* übergeben und der Kreisprozess wird berechnet. So lassen sich die prognostizierten Kreisprozessparameter direkt mit denen des Ausgangsprüflaufs vergleichen. Zunächst folgt die Betrachtung der EGT.

Bei der ersten Rechnung ergibt sich eine mittlere Abweichung der EGT aus dem Kreisprozess des Ausgangsprüflaufs zum prognostizierten Kreisprozess in Höhe von 8,8 K. In Tabelle 7.2 unter Schritt 1 ist angegeben, wie viel Prozent der prognostizierten Werte im jeweiligen Intervall um die tatsächliche EGT liegen.

Tabelle 7.2: Verteilung des Prognosefehlers der EGT

Intervall [K]	Anteil der Werte [%] Schritt 1	Anteil der Werte [%] Schritt 2	Anteil der Werte [%] Schritt 3
± 30	100,0	100,0	100,0
± 20	93,2	100,0	100,0
± 15	88,6	97,7	97,6
$\pm 12,5$	79,6	90,9	90,2
± 10	63,6	72,7	75,6
$\pm 7,5$	47,7	54,6	56,1
± 5	34,1	43,2	46,3
$\pm 2,5$	13,6	22,7	29,3

Da dieses Ergebnis nicht zufriedenstellend ist, werden zunächst die fünf Triebwerke, deren Abweichung mehr als 15 K beträgt, weiter betrachtet. Bei der näheren Betrachtung dieser Triebwerke findet sich eine Erklärung für die großen Abweichungen. Eine Gruppe der betrachteten Triebwerke hat einen tiefgreifenden Workscope erhalten. Allerdings ging es bei diesen

Instandhaltungsereignissen darum, nur die Lufttüchtigkeit der Triebwerke für einen begrenzten Zeitraum aufrecht zu erhalten und nicht darum, die bestmögliche Leistung zu erzielen. Aus diesem Grund fällt die Prognose der EGT deutlich niedriger aus als der tatsächlich Wert. Die *AnSyn*-Faktoren dieser Triebwerke werden daraufhin angepasst. Bei der anderen Gruppe wurden Teilworkscopes nach einer relativ geringen Anzahl an Flugzyklen durchgeführt. An dieser Stelle tritt das Problem auf, dass die Alterungsfunktionen der nicht bearbeiteten Module trotz der stärkeren Gewichtung der ACARS-Daten zu negativ prognostizieren. Deswegen wird die Gewichtung der ACARS-Alterungsdaten dynamisch an die Flugzyklenanzahl angepasst. So ist die Gewichtung der ACARS-Daten bei geringen Flugzyklenanzahlen besonders stark und nimmt mit zunehmender Flugzyklenanzahl ab. Zuvor wurden die ACARS-Daten mit einem konstanten Faktor gewichtet. Die finalen Alterungsfunktionen sind mit den Werten der Eingangsprüfläufe für alle Module in Anhang B dargestellt. Große Schwankungen bei den Eingangsprüfläufen führen immer wieder zu Abweichungen, die Mittelwerte der Eingangsprüfläufe werden aber mit geringen Abweichungen gut getroffen. Hierbei ist zu beachten, dass sich die Alterungsfunktionen nicht nur aus den Eingangswerten, sondern auch aus Ausgangsprüfläufen (Zustand „nicht bearbeitet“) und den Flugdaten und der Baseline zusammensetzen, was Abweichungen zu den Eingangsl ufen erklärt. Nach diesen Anpassungen wird die Validierung erneut durchgeführt. In Tabelle 7.2 unter Schritt 2 ist zu erkennen, dass diese Anpassungen zu deutlichen Verbesserungen geführt haben.

Zur weiteren Untersuchung der Schwankungen werden die Beträge der prozentualen Abweichungen zwischen prognostizierten und tatsächlichen *AnSyn*-Faktoren je Triebwerk addiert und über dem Betrag der Abweichung der EGT aufgetragen. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 7.2 dargestellt.

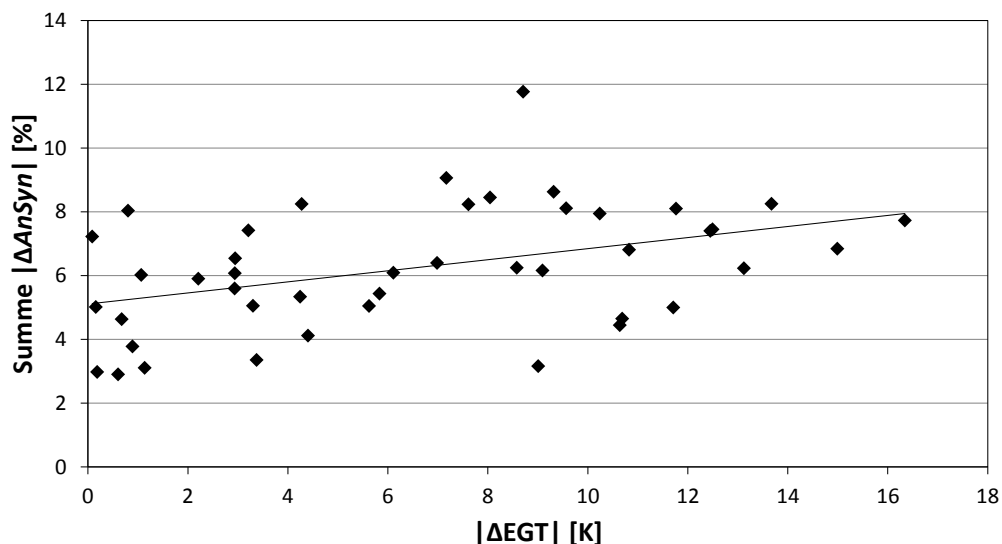


Abbildung 7.2: Abweichung der *AnSyn*-Faktoren über Abweichung der EGT

In Abbildung 7.2 ist zu erkennen, dass die Abweichungen der *AnSyn*-Faktoren bei großen EGT Unterschieden tendenziell größer werden. Zudem sind die Abweichungen, wenn die Temperatur hinlänglich genau prognostiziert wird, nicht gleich null. Vielmehr kommt es hier zu einem Ausgleich der Effekte einzelner Faktoren, indem einige unter- und andere überbewertet werden.

Der Ausreißer mit einer Summe der Abweichungen von etwa 12 % wird weiter untersucht. Zum einen wurde dieser Ausgangsprüflauf im Jahr 2010 durchgeführt, als der Ausbau der Messinstrumentierung noch am Anfang stand. Zum anderen ist dieses Triebwerk bei der Aufstellung der Modifiziererfunktionen bei mehreren Modulen nicht mit einbezogen worden, da die Werte als Ausreißer (Abweichung größer als zweifache Standardabweichung) betrachtet wurden. Deshalb wird dieses Triebwerk in der Validierung nicht weiter betrachtet. Die Anzahl der Triebwerke, an denen die Validierung durchgeführt wird, beträgt damit 43 Triebwerke.

Darüber hinaus wird die Prognose des $\Delta \dot{m}$ -*AnSyn*-Faktors der LPT auf den Mittelwert über alle Testläufe angepasst. Der Versuch einer Abbildung der Verbesserung zwischen Eingangs- und Ausgangsprüflauf führt zu deutlich höheren Standardabweichungen als bei einer Annahme des Gesamtmittelwertes. Möglicher Grund hierfür ist, dass der LPT-Massendurchsatz von deutlich mehr Faktoren als nur der Bearbeitung der einzelnen Stufen abhängig ist (z.B. Dichtungen, Betriebspunkte anderer Module, etc.).

Zur weiteren Betrachtung der Abweichungen ist in Abbildung 7.3 die Abweichung der EGT über der Test-EGT aufgetragen. Um die Daten besser analysieren zu können, werden drei Gruppen gebildet. Eine Gruppe („besser als erwartet“) der Triebwerke hat beim Test eine sehr niedrige EGT, die in der Prognose nicht abgebildet werden kann. Im Intervall der Test-EGT von etwa 1150 K-1160 K gibt es eine Gruppe von Triebwerken, die schlechter als die Prognose ausfallen. Vier weitere Triebwerke werden als Ausreißer markiert.

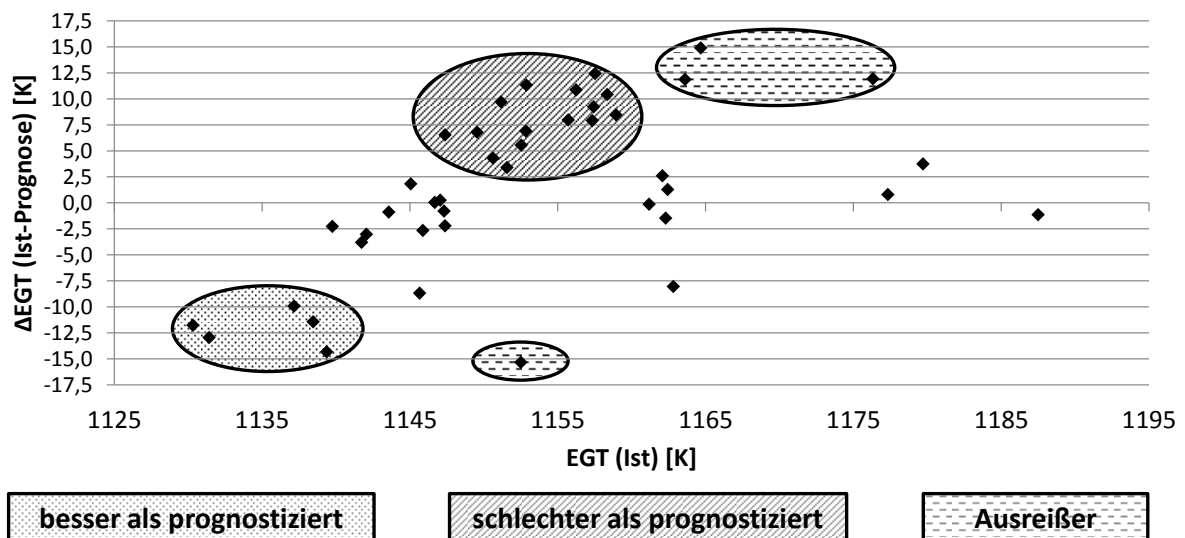


Abbildung 7.3: Abweichung der EGT über der Test-EGT

Bei der Betrachtung der vier Ausreißer können zwei weitere Triebwerke aus der Validierung herausgenommen werden, da es sich hier um experimentelle Workscopes handelt. Die anderen beiden Ausreißer sind nicht wirklich erklärbar. Bei dem einem Triebwerk fallen alle *AnSyn*-Faktoren in eine Richtung ab, so dass sich keine Überlagerungseffekt einstellen. Beim anderen fällt der LPC besonders gut aus.

Zur Analyse der Gruppen „besser als prognostiziert“ und „schlechter als prognostiziert“ sind die gemittelten Abweichungen der *AnSyn*-Faktoren dieser Triebwerke in Abbildung 7.4 dargestellt. Bei der Gruppe „schlechter als prognostiziert“ fallen die *AnSyn*-Faktoren der Prognose in allen Modulen tendenziell zu hoch aus. Über diesen Fehler ergibt sich eine generelle Überschätzung der Triebwerke dieser Gruppe. Bei der anderen Gruppe sind die Abweichungen fast ausschließlich einer Unterbewertung des LPC sowohl beim Massenstrom als auch beim Wirkungsgrad zuzuschreiben. Diese Prüfläufe wurden größtenteils bei Temperaturen unter 0°C durchgeführt, was ein Grund für den besonders guten LPC sein kann. Der Effekt ist in Kapitel 7.3 weiter erläutert. Abschließend wird überprüft, ob die Prognoseergebnisse durch die Bearbeitung (voll überholt/nicht überholt) der Brennkammer über einen Δ -EGT Wert verbessert werden können. Dies ist nicht der Fall, da dieser Vorgang die Werte der Prognose einer Gruppe von Triebwerken verbessert, dafür aber andere verschlechtert.

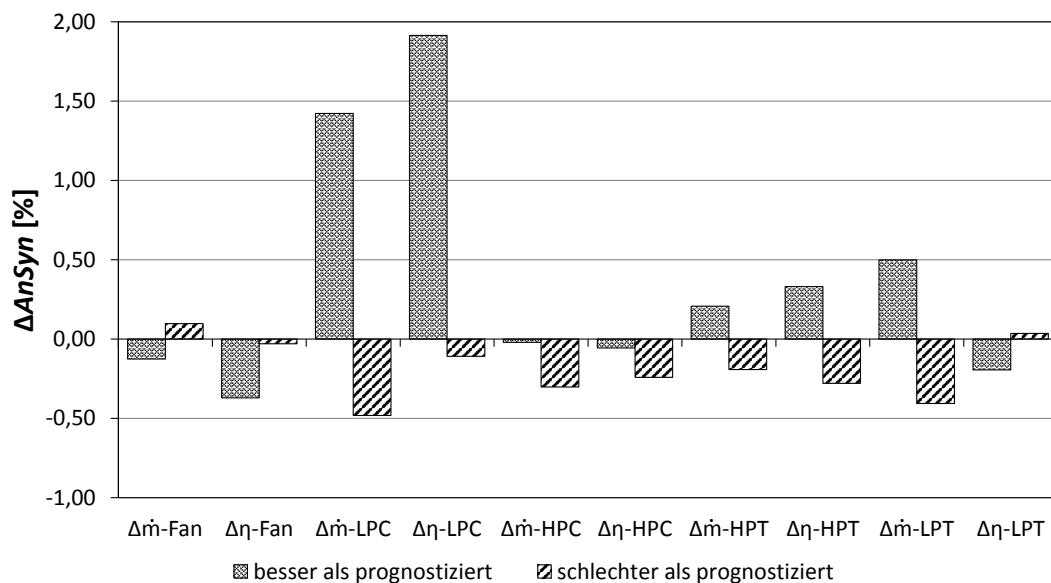


Abbildung 7.4: Abweichung der *AnSyn*-Faktoren der Gruppe „besser und schlechter als prognostiziert“

Nachdem alle obigen Anpassungen durchgeführt wurden, ist die Verteilung der Abweichungen der bereinigten Gruppe mit korrigierten $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor der LPT in Tabelle 7.2 unter Schritt 3 aufgeführt. In Abbildung 7.5 sind die gemittelten Abweichungen aller *AnSyn*-Faktoren zwischen Test und Prognose von den verbleibenden 41 Triebwerken mit Standardabweichungen dargestellt. Außerdem ist der Mittelwert des Betrages der Abweichungen angegeben. Die Abweichungen sind im Mittel bei allen *AnSyn*-Faktoren in etwa null. Dies bedeutet, dass die mittlere Prognose richtig und gut ist, weil die Werte sowohl nach unten als auch nach oben abweichen. Problematisch sind die großen Standardabweichungen, die bis zu 1 % betragen. Die Darstellung der Beträge der Abweichungen bestätigt, dass die Abweichungen pro Triebwerk relativ groß sind, obwohl sie im Mittel null sind. Die Standardabweichungen werden detailliert in Kapitel 7.3 behandelt.

Um abschließend zu bestätigen, dass die Abweichungen zwischen Prognose- und Test-EGT aus den durch die Standardabweichungen falsch vorhergesagten *AnSyn*-Faktoren resultieren, wird eine

weitere Möglichkeit von *Gasturb* genutzt. Mit der *Gasturb*-Software lassen sich lineare Funktionen für die Veränderung von Modifizieren und deren Einfluss auf bestimmte Parameter erstellen. So lässt sich mit dem linearen Modell die Abweichung der EGT zwischen Test und Prognose über die Abweichung der *AnSyn*-Faktoren bestimmen. In den linken Spalten der Tabelle 7.3 sind die Änderung der EGT in K pro ein Prozent Änderung der Modifizierer angegeben. Die Vorgehensweise ist in Abbildung 7.6 dargestellt. Durchgeführt wird dieses Vorgehen mit sechs Triebwerken, die jeweils eine hohe, mittlere und geringe positive und negative Abweichung der EGT aufweisen. Die Ergebnisse sind in den rechten Spalten der Tabelle 7.3 aufgeführt.

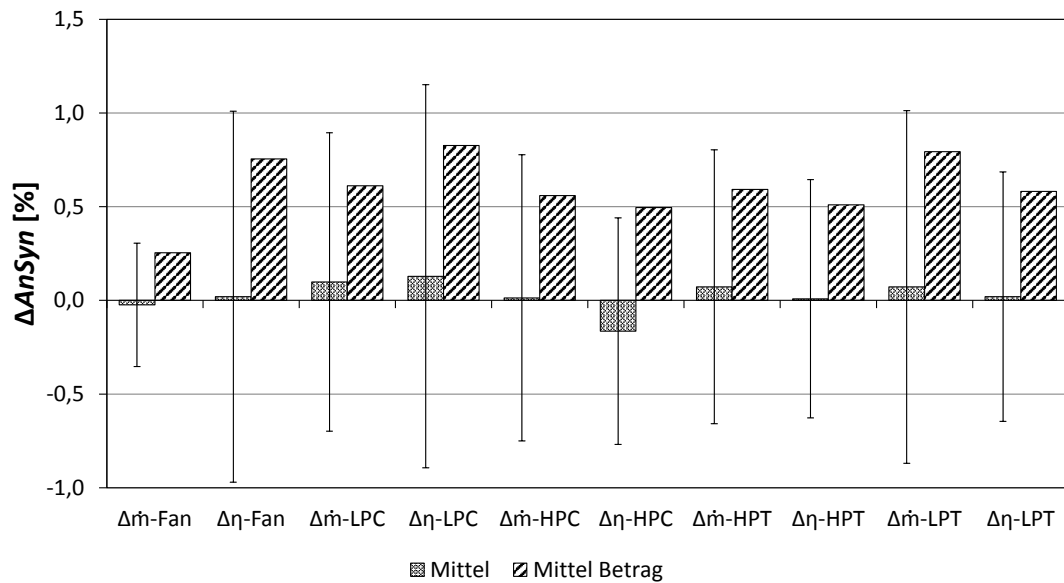


Abbildung 7.5: Generelle Abweichung der *AnSyn*-Faktoren

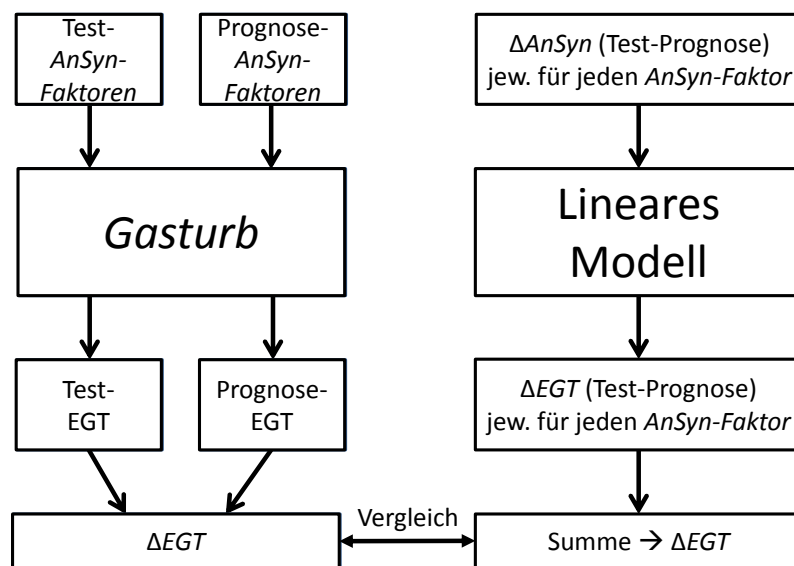


Abbildung 7.6: Vergleich *Gasturb* - lineares Modell

Die Abweichungen zwischen beiden Methoden von bis zu 4 K ergeben sich durch die Vereinfachungen in der Linearisierung, da dort das Zusammenspiel der einzelnen Module nicht richtig abgebildet wird. Außerdem ist zu beachten, dass mit *AnSyn*-Faktoren gerechnet wird. Wie in Kapitel 7.1 beschrieben ist die direkte Übernahme von *AnSyn*-Faktoren als Modifizierer fehlerbehaftet. Trotz der Abweichungen zeigen die Ergebnisse eindeutig an, dass die zum Teil sehr großen Abweichungen bei der Prognose aus den Abweichungen der *AnSyn*-Faktoren resultieren. Eine Verbesserung der Prognosegenauigkeit ist daher nur möglich, wenn die großen Standardabweichungen verkleinert werden können. Zwar konnte im Rahmen der Validierung der mittlere Fehler bei der EGT-Prognose von 8,8 K auf 6,2 K reduziert werden, allerdings ist die Prognose bei einer EGTm im Rahmen von etwa 0-60 K nicht ausreichend genau. Deswegen wird die im LPP ausgegebene EGT um 10 K nach oben korrigiert. So ist die Prognose im Mittel zu schlecht, allerdings steht man mit dieser Angabe auf der sicheren Seite. Sollte die tatsächliche EGT niedriger als prognostiziert ausfallen, so ist dies für den Kunden vorteilhaft. Fällt das Ergebnis hingegen höher aus, so ist dies auf Seiten des MROs kritisch. Auf diese Art und Weise wird die prognostizierte EGT von 87,8 % der 41 Validierungstriebwerke erreicht.

Tabelle 7.3: Vergleich *Gasturb* - lineares Modell

<i>AnSyn</i> Faktor	EGT-Effekt [K/ $\Delta 1\%$]		Δ EGT <i>Gasturb</i>	Δ EGT lin. Modell
$\Delta \dot{m}$ -Fan	17,9	Triebwerk 1	10,4	11,1
$\Delta \eta$ -Fan	-6,1	Triebwerk 2	4,7	5,6
$\Delta \dot{m}$ -LPC	-4,7	Triebwerk 3	0,1	3,1
$\Delta \eta$ -LPC	-4,3	Triebwerk 4	-1,7	-2,3
$\Delta \dot{m}$ -HPC	-0,5	Triebwerk 5	-12,4	-8,4
$\Delta \eta$ -HPC	-6,1	Triebwerk 6	-17,6	-14,2
$\Delta \dot{m}$ -HPT	-0,7			
$\Delta \eta$ -HPT	-7,4			
$\Delta \dot{m}$ -LPT	3			
$\Delta \eta$ -LPT	-8,8			

Im Anschluss an die Validierung des Hauptparameters, der EGT, wird die Prognose des SFC, des N1-Modifiers und des Workscope-Adders betrachtet. Bei diesen Größen wird die Validierung nur verkürzt ausgeführt, da sich das Problem der Prognose bereits bei der Validierung der EGT herausgestellt hat. Eine ausführliche Validierung dieser Parameter ist erst dann notwendig, wenn die Standardabweichungen besser kontrolliert werden können. Es wird lediglich kurz dargestellt, wie die Vorhersagequalität dieser Größen beim jetzigen Stand ist.

Die mittlere Abweichung zwischen prognostiziertem und tatsächlichem SFC beträgt 0,53 % mit einer Standardabweichung von etwa 0,4 %. Die größte Abweichung bei den 41 betrachteten Triebwerken beträgt 1,63 %. Die prognostizierte SFC Margin liegt je nach Workscope zwischen -2,5 und +2,5 %. Die mittlere Abweichung von 0,53 % ist vergleichsweise hoch, eine Vorhersage mit einer Genauigkeit von $\pm 0,2$ % wäre sehr gut. Die prognostizierte SFC Margin zeigt aber trotzdem die richtige Tendenz an. Die Fehler beim SFC sind zu erwarten, da zwei der Ausgabegrößen (Schub und Brennstoffmassenstrom) in die Berechnung mit eingehen und sich negative Effekte überlagern

können. Außerdem sind gerade der Brennstoffmassenstrom und der Schub von den Fehlern, die durch die Übernahme von *AnSyn*-Faktoren als Modifizierer entstehen, betroffen (s. Abbildung 7.1).

Nach der Validierung der EGT, des SFC und den dazugehörigen Anpassungen werden die vom LPP vorgegebenen Werte des Workscope-Adders und des N1-Modifiers mit den Testwerten verglichen. In Abbildung 7.7 ist die Abweichung des N1-Modifier Levels angegeben. Insgesamt gibt es acht Levels (0-7).

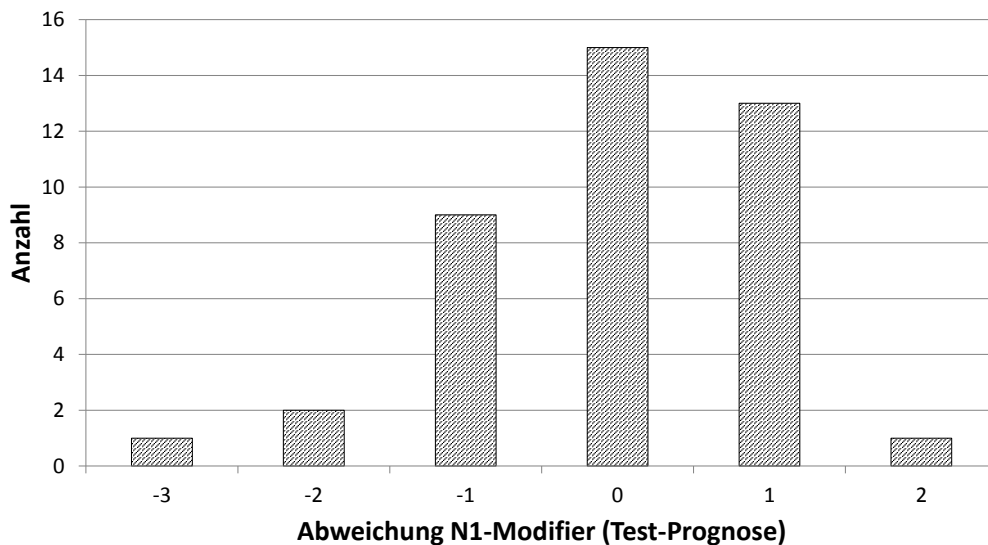


Abbildung 7.7: Abweichung des N1-Modifier Levels

In mehr als 35 % der Fälle wird der N1-Modifier korrekt vorhergesagt. Bei über 90 % der Werte ist die Vorhersage auf bis zu ein Level genau. Beträgt die Abweichung mehr als zwei Level, so ist die Abweichung der prognostizierten von den tatsächlichen *AnSyn*-Faktoren des Fans besonders hoch. Das Problem der Variation des Fans ist demzufolge Ursache für die größeren Abweichungen des N1-Modifier Levels. Die Tatsache, dass über 90 % der Triebwerke auf bis zu ein Level genau vorhergesagt wird, ist als gut anzusehen. Der Fehler, der sich dadurch auf die Berechnung der EGTM ergibt, liegt zwischen 1,37 und 2,24 K und damit im akzeptablen Bereich.

Die Vorhersage des Workscope-Adders trifft den tatsächlichen Wert in fast allen Fällen. Bei Abweichungen liegt dies meist daran, dass die Grenzen des Workscope-Adder Levels nicht ganz klar definiert sind und es Interpretationsspielraum gibt. Auf diese Weise konnten alle Abweichungen beim Workscope-Adder geklärt werden.

Zur abschließenden Einschätzung des LPP sind in Abbildung 7.8 die Abweichungen zwischen der EGTM, die aus der beim Test gemessenen EGT und dem beim Test gemessenen Schub bestimmt wird, und der prognostizierten EGTM dargestellt. Die Abweichung ist über der prognostizierten EGTM aufgetragen. Mit Hilfe der Korrektur der EGT um 10 K nach oben wird die Prognose in 87,8 % der Fälle übertroffen. Wird der Wert nicht erreicht, kann dies daran liegen, dass der N1-Modifier nicht richtig prognostiziert wird oder die EGT-Korrektur um 10 K nicht ausreichend ist. Im Vergleich zu den vorherigen Auswertungen der EGT betrifft dieser Vergleich

die tatsächlich beim Test ausgegebene EGTM, die aus der Messung und nicht wie bei den vorigen EGT Betrachtungen aus dem iterierten Testkreisprozess ermittelt wird. Der Workscope-Adder ist nicht in die Betrachtung einbezogen, um Fehler, die durch den Interpretationsspielraum entstehen, zu vermeiden.

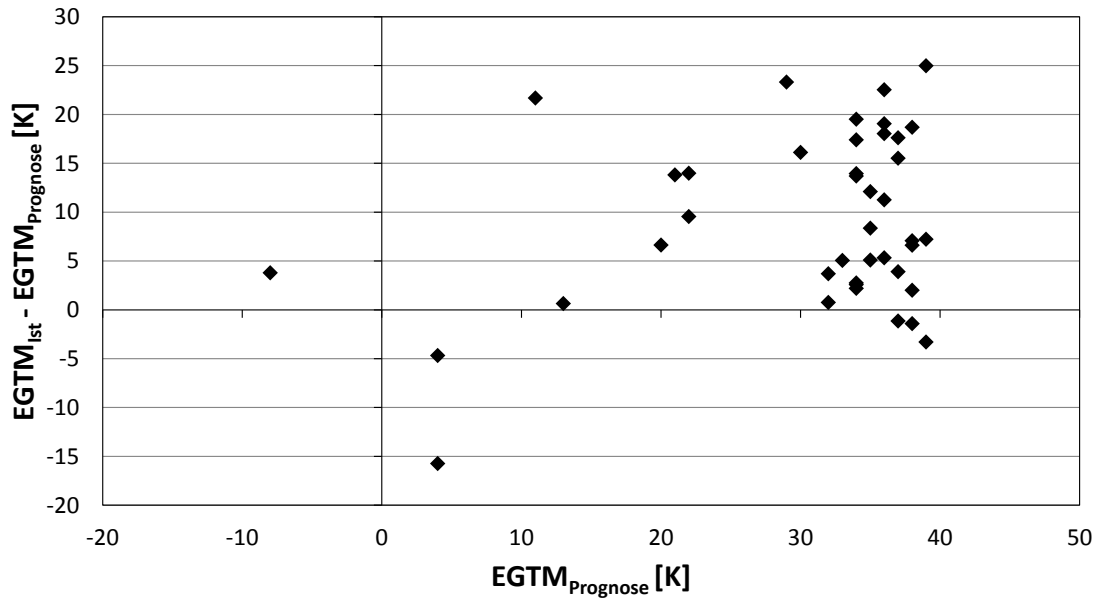


Abbildung 7.8: Abweichung prognostizierte EGTM zu Test-EGTM über prognostizierter EGTM

7.3 Diskussion der Ergebnisse

Wie im vorigen Abschnitt festgestellt wurde, sind die Standardabweichungen bei den prognostizierten *AnSyn*-Faktoren die Ursache für die relativ ungenaue Prognose. Die hohen Standardabweichungen sind durch verschiedene Sachverhalte begründet:

- Unterschiedlicher Bauzustände (Hardware, nach Instandhaltung)
- Unterschiedliche Temperatur-, Druck- und Geschwindigkeitsprofile
- Durch Testumgebungsbedingungen bedingte Messungenauigkeiten
- Wechselwirkungen zwischen einzelnen Modulen
- Auswertung während Erweiterung der Messinstrumentierung.

Im Folgenden werden die einzelnen Punkte beschrieben und bewertet. In der Datenauswertung und bei der Aufstellung der Instandhaltungsfunktionen wurden für jedes betrachtete Merkmal die Stufen „bearbeitet“ und „nicht bearbeitet“ definiert. Problematisch ist hier, dass beim bearbeiteten Zustand Neuteile, reparierte Teile oder Ersatzteile verwendet werden können. Zudem gibt es bei den reparierten Bauteilen je nach Reparaturmethode und -anzahl Unterschiede im Zustand. Die meisten Module verfügen über eine Vielzahl von Stufen, die je aus Stator und Rotor, bestehen. Außerdem kann der Zustand der Bauteile über dem Umfang variieren. Daher kommt

es sowohl vor, dass sich die Unterschiede in Bezug auf die Leistung des Triebwerks ausgleichen, als auch, dass bestimmte Module besonders gut oder schlecht ausfallen. Ein Bauteil, das einen wesentlichen Einfluss hat, ist die NGV, da über ihre Kapazität der Massenstrom des Primärkreises berechnet wird und so die anderen Module im Primärkreis beeinflusst werden. Außerdem wurde das betrachtete Triebwerksmuster mehrmals weiterentwickelt, so dass es verschiedene Versionen gibt, die in Aufbau und Leistung unterschiedlich sind. In die Auswertung wurden verschiedene Versionen mit einbezogen, da die Datenbasis sonst zu gering gewesen wäre.

Zudem beeinflusst der Zustand der Bauteile die Temperatur-, Druck- und Geschwindigkeitsprofile im Triebwerk. So hat jedes Triebwerk charakteristische Profile, die die Messungen, die meist nur an vereinzelt Positionen abgenommen werden können, beeinflussen. Dieser Zusammenhang führt dazu, dass verschiedene Triebwerke, die etwa den gleichen Leistungszustand haben, durch unterschiedliche Profilverteilungen abweichende Messwerte aufweisen können, die zu Abweichungen in den *AnSyn*-Faktoren führen. Dass die Temperaturprofile einzelner Triebwerke zum Teil stark variieren, bestätigt die Messung der T5, die radial und axial an verschiedenen Positionen abgenommen wird. Die Wiederholbarkeit bei einem Triebwerk ist sehr gut. In Tabelle 7.4 sind die *AnSyn*-Faktoren zweier Triebwerke aufgelistet, die zweimal an verschiedenen Tagen getestet wurden. Der HPT $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor wurde hier als konstant angenommen, da an der NGV keine Anpassungen vorgenommen wurden und damit die Querschnittsfläche unverändert bleibt. Die maximalen Abweichungen zwischen zwei Prüfläufen betragen 0,33 %. Die mittlere Abweichung liegt bei 0,11 %. Im Vergleich zur Höhe der Standardabweichungen sind diese Werte niedrig. Dies bestätigt die Annahme, dass jedes Triebwerk seinen eigenen Bauzustand und sein jeweils eigenes Temperatur-, Druck- und Geschwindigkeitsprofil hat und so Fehler bei der Abbildung des instand gesetzten Zustands entstehen können.

Tabelle 7.4: Darstellung der Wiederholbarkeit

<i>AnSyn</i> Faktor	Triebwerk 1 Prüflauf 1	Triebwerk 1 Prüflauf 2	Triebwerk 2 Prüflauf 1	Triebwerk 2 Prüflauf 2
$\Delta\dot{m}$ -Fan	1,1002	1,1009	1,1103	1,1106
$\Delta\eta$ -Fan	1,1205	1,1189	1,1163	1,1177
$\Delta\dot{m}$ -LPC	1,1078	1,1095	1,1100	1,1111
$\Delta\eta$ -LPC	1,1179	1,1143	1,1114	1,1108
$\Delta\dot{m}$ -HPC	1,0679	1,0708	1,1020	1,1040
$\Delta\eta$ -HPC	1,0715	1,0706	1,0956	1,0966
$\Delta\dot{m}$ -HPT	1,1111	1,1111	1,1111	1,1111
$\Delta\eta$ -HPT	1,1198	1,1210	1,1142	1,1148
$\Delta\dot{m}$ -LPT	1,1033	1,1024	1,1097	1,1099
$\Delta\eta$ -LPT	1,0725	1,0737	1,0990	1,0983

Ein weiterer Punkt, der die Standardabweichungen erhöht und die Prognose erschwert, sind Einflüsse der Umgebungsbedingungen während eines Prüflaufs. So kann es bei starkem Regen dazu kommen, dass sich an den Druckmessstellen im LPC Wasser abgelagert und in den Druckabnahmeschlauch gelangt und das Ergebnis verfälscht wird. Zurzeit wird bei der *LHT* Aufwand betrieben, um solche Fehler frühzeitig zu erkennen. So beschäftigte sich [Nig14] mit der

automatischen Identifikation von Messfehlern direkt nach dem Prüflauf. Ein weiterer Effekt, der beim LPC betrachtet werden konnte, ist, dass bei Temperaturen unter 0°C der Massendurchsatz erhöht ist. Ein Erklärungsansatz ist, dass sich durch die niedrigen Temperaturen und die dadurch niedrigere tatsächliche Drehzahl (die über die Temperatur reduzierte Drehzahl bleibt konstant) die Verformungen und Spaltmaße im LPC verändern und so der Massendurchsatz beeinflusst wird. Zudem könnte es sein, dass der LPC in der dichteren kalten Luft besser arbeitet. Weitere Einflüsse der Umgebungsbedingungen wurden in [Kra12] ausgewertet. Ein Triebwerk wurde fünfmal bei trockenen Bedingungen und fünfmal bei Regen getestet. In Abbildung 7.9 ist dargestellt, wie sich der $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor des Fans bei Regen verhält. Es ist zu erkennen, dass der Wert des $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor des Fans mit zunehmenden Niederschlag um bis zu 2,5 % abnimmt. Zudem kann festgestellt werden, dass die Reproduzierbarkeit bei trockenen Bedingungen unabhängig von der Luftfeuchtigkeit gut ist [Kra12]. Hier handelt es sich vermutlich nicht um eine wirkliche Verschlechterung des Fans, sondern um durch Wetter bedingte Fehlmessungen (z.B. Wasserfilm durch Regen auf Thermoelementen).

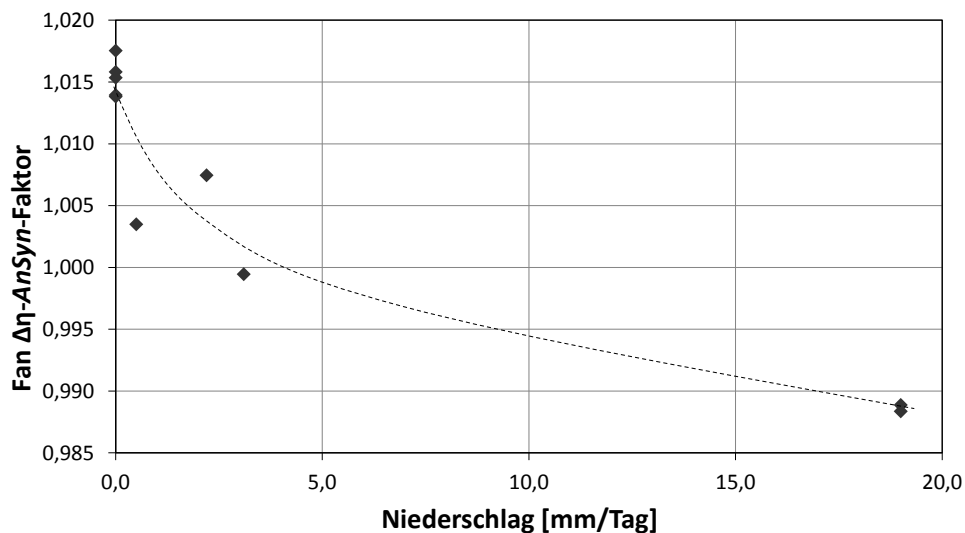


Abbildung 7.9: Zusammenhang zwischen Fan $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktoren und Niederschlag [Kra12]

Außerdem entstehen weitere Verfälschungen der *AnSyn*-Faktoren durch die Berechnungsmethode des *Gasturb*-Modells. Da die LPT über ein Leistungsgleichgewicht mit Fan und LPC berechnet wird, beeinflussen sich die beiden Faktoren gegenseitig. In Abbildung 7.10 ist der $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor der LPT über dem des Fans aufgetragen. Der Versuch den unkontrollierten *AnSyn*-Faktor des Fans über den Prognosewert der LPT anzupassen, führte allerdings wegen der Standardabweichung der LPT-Prognose zu keiner Verbesserung der Abweichungen des Fans. Eine weitere Maßnahme, die zur Beseitigung gegenseitiger Beeinflussungen in den letzten Jahren bei der *LHT* eingeführt wurde, ist die Kontrolle des Verhältnisses der Querschnittsflächen am HPT und LPT Eintritt, um ein Verschieben des HPT-Betriebspunktes zu vermeiden.

Darüber hinaus wurde die Messinstrumentierung am Triebwerksprüfstand seit 2010 kontinuierlich erweitert. Wegen des geringen Umfangs der Datenbasis mussten allerdings alle Prüfläufe seit 2010 mit in die Auswertung mit einbezogen werden. Die Qualität des iterierten Testkreisprozesses und

damit der *AnSyn*-Faktoren nimmt mit der Erweiterung der Messinstrumentierung zu. So können bei anderen Triebwerksmustern, bei denen bereits mehrere Prüfläufe mit neuer Instrumentierung durchgeführt wurden, Abhängigkeiten zwischen Bearbeitungszustand und Fan-*AnSyn*-Faktoren feststellen [Kra14].

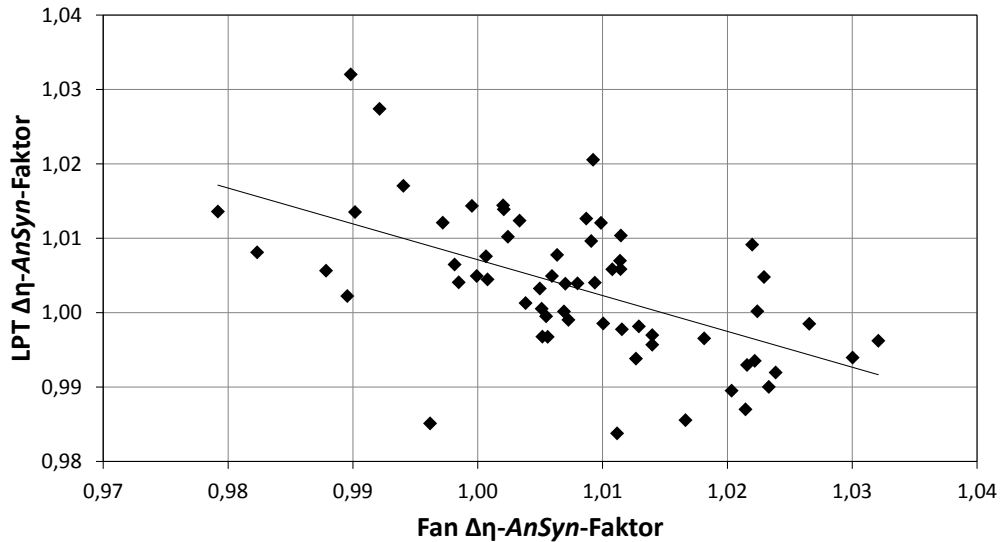


Abbildung 7.10: Zusammenhang zwischen Fan und LPT $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktoren

Im folgenden Abschnitt werden die Abweichungen der einzelnen Module bewertet. Wie zuvor erwähnt können die Abweichungen beim Fan in Zukunft durch eine Auswertung der Ergebnisse mit vollständiger Messinstrumentierung verbessert werden. Zurzeit ist die Datenlage dafür zu gering. Der weitere Einfluss durch Niederschlag (Abbildung 7.9) kann in die Prognose nicht mit aufgenommen werden, da nicht klar ist, wie die Werte ohne Niederschlag ausgefallen wären. Eine Auswertung ohne Prüfläufe mit Niederschlag kann bei einer größeren Datenmenge in Betracht gezogen werden. Abweichungen von der Prognose können im Nachhinein dann damit erklärt werden, dass es während des Tests zu Niederschlag kam. Die Standardabweichungen beim $\Delta\dot{m}$ -*AnSyn*-Faktor des Fans sind relativ gering (s. Abbildung 7.5 auch nachfolgende Module), allerdings hat die Änderung dieses Faktors einen erheblichen Einfluss auf die EGT (s. Tabelle 7.3 auch nachfolgende Module). Beim $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor ist der Effekt auf die EGT geringer, dafür sind die Standardabweichungen entsprechend höher. Beim LPC haben beide *AnSyn*-Faktoren einen mittelgroßen Einfluss und sehr hohe Standardabweichungen. Die oben erwähnten Messfehler und Verfälschungen bei niedrigen Temperaturen führen zu diesen Standardabweichungen, zum anderen wird der Betriebspunkt des LPC durch den Zustand des HPC bestimmt, da der HPC den LPC drosseln kann. Die Abweichungen beim HPC sind weniger kritisch. Der Massendurchsatz hat nur einen geringen Effekt auf die EGT und die Standardabweichungen beim $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor sind relativ gering. Wie beim HPC spielt der Massendurchsatz der HPT eine geringe Rolle bei der Veränderung der EGT. Einen deutlich größeren Effekt hat der $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor, dessen Standardabweichungen zu hoch sind. Die hohen Standardabweichungen bei der HPT sind zu erwarten, da die HPT indirekt über viele Messgrößen berechnet wird. Messungenauigkeiten können sich überlagern und zum Teil vergrößern. Zudem beeinflussen der Zustand der Brennkammer [KB01], der hier nicht erfasst werden konnte, sowie die Luftzufuhr

durch die Kühlung und die Spaltmaßkontrolle den Wirkungsgrad [Kra14]. Beim $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor der LPT ist problematisch, dass die Wechselwirkungen mit dem Fan $\Delta\eta$ -*AnSyn*-Faktor bestehen. Die Standardabweichungen sind im Verhältnis nicht so groß, dafür haben kleine Effekte schon einen recht großen Einfluss. Der LPT Massendurchsatz hat nur einen geringen Einfluss auf die EGT, ist aber nicht kontrollierbar.

Aus diesen Erkenntnissen folgt, dass zunächst eine bessere Kontrolle des Fans durch eine Auswertung neuerer Daten, sobald solche in ausreichendem Umfang vorhanden sind, durchgeführt werden sollte. Dies kann zudem zu einer besseren Kontrolle der Wechselwirkungen zwischen Fan und LPT Wirkungsgrad führen, so dass die Prognose des LPT Wirkungsgrades verbessert werden kann. Außerdem ist die Verbesserung der Prognose des LPC von Bedeutung, da hier hohe Standardabweichungen mit relativ starken EGT-Effekten gekoppelt sind. Gleiches gilt für den HPT Wirkungsgrad. Die *AnSyn*-Faktoren des HPCs und die der Massendurchsätze der LPT und HPT können nachgelagert näher betrachtet werden, da die Einflüsse bzw. die Standardabweichungen relativ gering sind. Die Standardabweichungen dieser Größen können zudem vermutlich durch eine genauere Untersuchung und gegebenenfalls durch Vorgabe der Querschnittsfläche der NGV nach der Reparatur verbessert werden.

8 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde eine integrierte Lösung zur thermodynamischen Bewertung geplanter Instandhaltungsumfänge von Triebwerken entwickelt. Dafür wurde zunächst die Alterung von Triebwerken recherchiert. Verschiedene Alterungsmechanismen und einige Alterungsmodelle wurden vorgestellt und die Verlustmechanismen behandelt. Daraufhin wurden die einzelnen Triebwerksmodule und deren Schadensmechanismen und Reparaturen analysiert. Anhand dieser Erkenntnisse wurden für die einzelnen Module typische Bearbeitungsmuster herausgestellt und auf dieser Basis Ausgangsprüfläufe ausgewertet und Modifiziererfunktionen für verschiedene Instandhaltungstiefen der einzelnen Module entwickelt. Mit diesen Funktionen lässt sich der Zustand der einzelnen Module je nach Instandhaltungstiefe prognostizieren. Für die Module, die in einem Workscope nicht bearbeitet worden, wurden aus drei verschiedenen Datenquellen (Flugdaten, Eingangs- und Ausgangsprüfläufe) Alterungsfunktionen in Abhängigkeit der Flugzyklenanzahl des jeweiligen Moduls aufgestellt.

Für die Entwicklung des LPPs wurde die bereits vorhandene Workscope-Eingabemaske modifiziert, so dass alle leistungsrelevanten Reparaturen, je nach gewähltem Workscope, eindeutig ausgewählt werden können. Diese Reparaturauswahl ist die Eingangsgröße für die Instandhaltungs- und Alterungsfunktionen, die die Größen der Modifizierer angeben. In einem weiteren Schritt wurde *Gasturb* in die Workscope-Eingabemaske integriert. *Gasturb* berechnet anhand der eingegebenen Modifizierer den nach dem Instandhaltungsereignis prognostizierten Kreisprozess. Aus dem Kreisprozess werden die für den Planungsingenieur wichtigen Kernparameter auf der Benutzeroberfläche ausgegeben.

Anpassungen der Modifiziererfunktionen lassen sich ohne Schwierigkeiten in das bestehende LPP integrieren. Bei einer Nutzung für andere Triebwerksmuster müssen zunächst die Modifiziererfunktionen entwickelt, die leistungsrelevanten Reparaturen definiert und die Eingabeabfragen angepasst werden. Das *Gasturb*-Triebwerksmodell kann einfach ausgetauscht werden.

Abschließend wurde die Funktionsfähigkeit des LPPs in einer Verifizierung überprüft. In einer Validierung wurde die Qualität der Prognose analysiert und abschließend die Problematik der hohen Standardabweichungen diskutiert. Das LPP liefert nach allen Anpassungen eine minimale erwartete EGT, die bei 36 der 41 validierten Triebwerke erreicht wird. Die Abweichungen bei den weiteren Prognoseparametern sind im Vergleich zur EGT akzeptabel.

Für eine Verbesserung der Prognose gibt es drei verschiedene Probleme, die in Zukunft gelöst werden müssen. Zum einen gibt es die in der Verifizierung festgestellten Probleme bei der Übernahme von *AnSyn*-Faktoren als Modifizierer. Dieser programmbedingte Fehler verhindert, dass selbst bei exakter Prognose der *AnSyn*-Faktoren der Testkreisprozess genau getroffen wird. Zum anderen besteht die Problematik der hohen Standardabweichungen, die zum Teil nur mit erheblichem Aufwand in den Griff zu bekommen ist. Ferner ist problematisch, dass bei einer Betrachtung von einer größeren Anzahl an Parametern bei der Auswertung die Datenbasis entsprechend umfangreicher sein muss. Die Datenbasis (in der Regel ein Ausgangsprüflauf pro Instandhaltungsereignis) wächst allerdings nur begrenzt. Eventuell können zur Unterstützung CFD-Modelle zur Analyse

und Beschreibung unterschiedlicher Bauteilzustände zur Hilfe genommen werden. In einigen Jahren sollte sich die Prognose durch eine größere Datenbasis mit genauer Messinstrumentierung und weiterer Kontrolle der Bauteilzustände, z.B. durch Reparaturvorgaben, verbessern lassen.

Beim jetzigen Stand der Prognose müssen die zuständigen Ingenieure und Verantwortlichen entscheiden, inwiefern das LPP in der Instandhaltungspraxis genutzt werden kann. Außerdem sollte das LPP stets bei jedem Ausgangsprüflauf weiter validiert werden. Zudem kann bei der Betrachtung einzelner Triebwerke im Nachhinein genauer gesagt werden, wodurch die Abweichungen entstanden sind.

Literatur

- [Abu11] Jutta Abulawi. *Systems Engineering - Von der Sytemgestaltung bis zur Entsorgung*. Vorlesungsskript: HAW Hamburg, 2011.
- [Air14] Aircraft Commerce Hg. "CFM56-5B maintenance management & reserves". In: *Aircraft Commerce* 92 (2014), S. 26–36.
- [BKO05] A. Boschetti, E.Y Kawachi und M. A. S. Oliveira. "Corrosion Studies of High and Low Pressure Compressor Blades of a Gas Turbine". In: *ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air* GT2005-68819 (2005).
- [Boe14] Barry W. Boehm. *Guidelines for Verifying and Validating Software Requirements and Design Specifications*. Redondo Beach und USA, 1979. Zuletzt geprüft am 31.07.2014. URL: <http://csse.usc.edu/csse/TECHRPTS/1979/usccse79-501/usccse79-501.pdf>.
- [Brä09] Willy J. G. Bräunling. *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. 3. Aufl. Heidelberg: Springer Dordrecht, 2009. ISBN: 978-3-540-76370-3.
- [Bus11] Clemens Buske. *Effects of Blade Degradation on the Performance and Efficiency of Turbines*. Hrsg. von German Aerospace Center (DLR). 2011.
- [CFM] CFM International. *CFM56-5C Powerplant Airflow*. Hrsg. von CFM International.
- [CFM14a] CFM International. *Flight Ops Support*. Dezember 2005. Zuletzt geprüft am 23.05.2014. URL: http://www.smartcockpit.com/download.php?path=docs/%5C&file=CFM_Flight_Ops_Support_B737.pdf%5C%5C&ei=mjN_U9vEG5CA7QbHt4CYCA%5C%5C&usg=AFQjCNGYx695beRIi_QBo14f8Dem_Nc0cw.
- [CFM14b] CFMI S.A. C/O SNECMA COMM. *CFM56-5C4 Engine Shop Manual*. Hrsg. von CFMI S.A. C/O SNECMA COMM. 2014.
- [Dec14] Martin Deckner. "Eigenschaften kombinierter Labyrinth- Bürstendichtungen für Turbomaschinen". Diss. München: Technische Universität München, 2009. Zuletzt geprüft am 27.05.2014. URL: <http://mediatum.ub.tum.de/doc/734992/document.pdf>.
- [DIN95] DIN EN ISO 8402. *Qualitätsmanagement - Begriffe*. Hrsg. von Beuth Verlag GmbH. 1995.
- [GE 14] GE Aviation. *The GENx Engine*. 2014. Zuletzt geprüft am 30.07.2014. URL: <http://www.geaviation.com/commercial/engines/genx/>.
- [Hail14] Johannes Hain. *Varianzanalyse -ANOVA*. 2014. Zuletzt geprüft am 30.07.2014. URL: http://www.statistik-mathematik.uni-wuerzburg.de/fileadmin/10040800/user_upload/hain/SPSS/ANOVA.pdf.
- [HAS13] Sebastian Hohenstein, Jens Aschenbruck und Jörg Seume. "Einfluss betriebs- und regenerationsbedingter Varianzen von Turbinenschaufeln". In: *VGB PowerTech* 11 (2013), S. 51–57.
- [HF83] A. Hamed und S. Fowler. "Erosion Pattern of Twisted Blades by Particle Laden Flows". In: *Journal of Engineering Power* Vol. 105 (1983), S. 839–843.

- [Kam14] Alois Kammerl. *Management in der Produktentwicklung*. Vorlesungsmanuskript: HAW Hamburg, 2014.
- [KB01] R. Kurz und K. Brun. “Degradation in Gas Turbine Systems”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* Vol. 123 (2001), S. 70–77.
- [KB07] R. Kurz und K. Brun. “Gas Turbine Tutorial - Maintenance and Operating Practices Effects on Degradation and Life”. In: *Proceedings of the 36th Turbomachinery Symposium* (2007), S. 173–186.
- [Kra12] Jörn Kraft. “Optimisation of Aero Gas Turbine Maintenance, Repair and Overhaul using Advanced Simulation and Diagnostic Techniques”. Diss. Cranfield: Cranfield University, 2012.
- [Kra14] Jörn Kraft. *Persönliche Informationen*. Empfänger: Lennart Mou. März-September 2014.
- [Kun12] Stefan Kuntzagk. *CFM56-5C HPC - Auswirkungen von Erosion*. Hamburg, 2012.
- [Kur14a] Joachim Kurzke. *GasTurb: The gas turbine performance simulation software*. Aachen, 2007. Zuletzt geprüft am 30.07.2014. URL: <http://www.gasturb.de/>.
- [Kur14b] Joachim Kurzke. *Gasturb 12: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. 2012. Zuletzt geprüft am 26.05.2014. URL: <http://www.gasturb.de/manual.html>.
- [LBM94] A. N. Lakshminarasimha, M. P. Boyce und C.B Meher-Homji. “Modelling and Analysis of Gas Turbine Performance Deterioration”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* Vol. 116 (1994), S. 46–52.
- [MCM01] Cyrus B. Meher-Homji, Mustapha A. Chaker und Hatim M. Motiwala. “Gas Turbine Performance Deterioration”. In: *Proceedings of the 30th Turbomachinery Symposium* (2001), S. 139–176.
- [Min14] Minitab Inc. *Minitab*. 2010. Zuletzt geprüft am 31.07.2014. URL: <http://www.minitab.com/>.
- [MTL92] J.D MacLeod, V. Taylor und J.C.G Laflamme. “Implanted Component Faults and Their Effects on Gas Turbine Engine Performance”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* Vol. 114 (1992), S. 174–179.
- [MTU14] MTU Aero Engines. *Service und Instandhaltung: Die Lebensdauer eines Triebwerks*. 2014. Zuletzt geprüft am 31.07.2014. URL: <http://www.mtu.de/twkVita/de/triebwerksvita.html#/category4/question17/sorting0/>.
- [Mül+10] Matthias Müller u. a. “Probabilistic Engine Maintenance Modeling for Varying Environmental and Operating Conditions”. In: *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air* GT2010-22548 (2010).
- [Mül13] Matthias Müller. “Untersuchungen zum Einfluss der Betriebsbedingungen auf die Schädigung und Instandhaltung von Turboluftstrahltriebwerken”. Diss. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2013.
- [Nig14] Tim Oliver Niggemann. *Entwicklung eines Verfahrens zur Überprüfung der Messwerte an einem Triebwerksprüfstand*. Diplomarbeit: Technische Hochschule Aachen, 2014.

- [Ols14] W.J Olsson. *JT9D Engine Diagnostics Program*. Cleveland und Ohio, 1981. Zuletzt geprüft am 27.05.2014. URL: <http://hdl.handle.net/2060/19810022654>.
- [Rol14] Rolls-Royce. *Tren XWB infographic*. 2014. Zuletzt geprüft am 30.07.2014. URL: http://www.rolls-royce.com/civil/products/largeaircraft/trent_xwb/trent_xwb_infographic/index.jsp.
- [Sch13] Friederike Schirmeister. “Untersuchungen zum Einfluss der Betriebsbedingungen auf die Leistungsver schlechterung von Turboluftstrahltriebwerken”. Diss. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2013.
- [SFB14] SFB 871 Hg. *Forschungsprogramm: Regeneration komplexer Investitionsgüter*. 2014. Zuletzt geprüft am 23.05.2014. URL: <http://www.sfb871.de/forschungsprogramm/202010-2014.html>.
- [Spi+08] Stefan Spieler u. a. “Probabilistic Engine Performance Scatter and Deterioration Modeling”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* Vol. 130 (2008), pages.
- [Spi09] Stefan Spieler. “Untersuchungen zur Leistungsver schlechterung von Turboluftstrahltriebwerken”. Diss. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2009.
- [SS07] Dominik Surek und Silke Stempin. *Angewandte Strömungsmechanik: für Praxis und Studium*. 1. Aufl. Wiesbaden: Teubner Verlag, 2007. ISBN: 9783835101180.
- [Tar+98] A. P. Tarabin u. a. “An Analysis of Axial Compressor Fouling and a Blade Cleaning Method”. In: *Journal of Turbomachinery* Vol. 120 (1998), S. 256–261.
- [THS98] W. Tabakoff, A. Hamed und D. Singh. “Modeling of Compressor Performance Deterioration due to Erosion”. In: *International Journal of Rotating Machinery* Vol. 4 (1998), S. 243–248.
- [TUI14] TUIfly. *TUIfly und CFMI erreichen On-Wing Flugstunden Weltrekord mit Triebwerk CFM 56-7B*. 2014. Zuletzt geprüft am 31.07.2014. URL: http://www.tuifly.com/downloads/TUIfly_Pressemeldung_-_Rekordtriebwerk.pdf.
- [Wen+11] Tobias Wensky u. a. “Evaluation of Total Engine Performance Degradation Based on Modular Efficiencies”. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011 GT2011-45839* (2011).
- [ZBK98] A. V. Zaita, G. Buley und G. Karlsons. “Performance Deterioration Modelling in Aircraft Gas Turbine Engines”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* Vol. 120 (1998), S. 344–349.
- [Zsc14] Marc Zschieschank. *Alterung von Triebwerken: Untersuchung von Methoden zur Ermittlung der Belastung eines Flugtriebwerkes in Abhängigkeit der betrieblichen Randbedingungen*. Masterarbeit: HAW Hamburg, 2014.

Anhang A

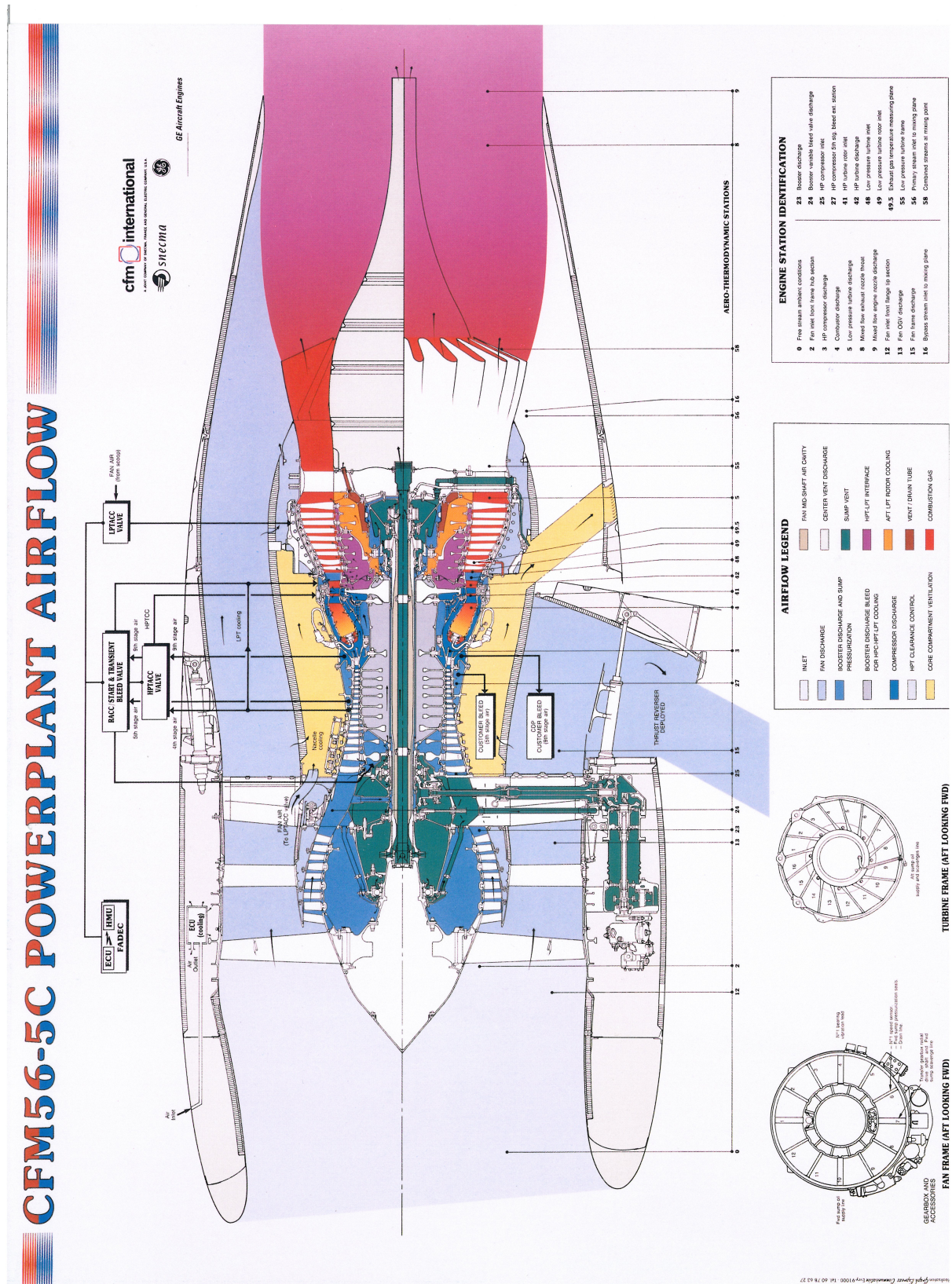
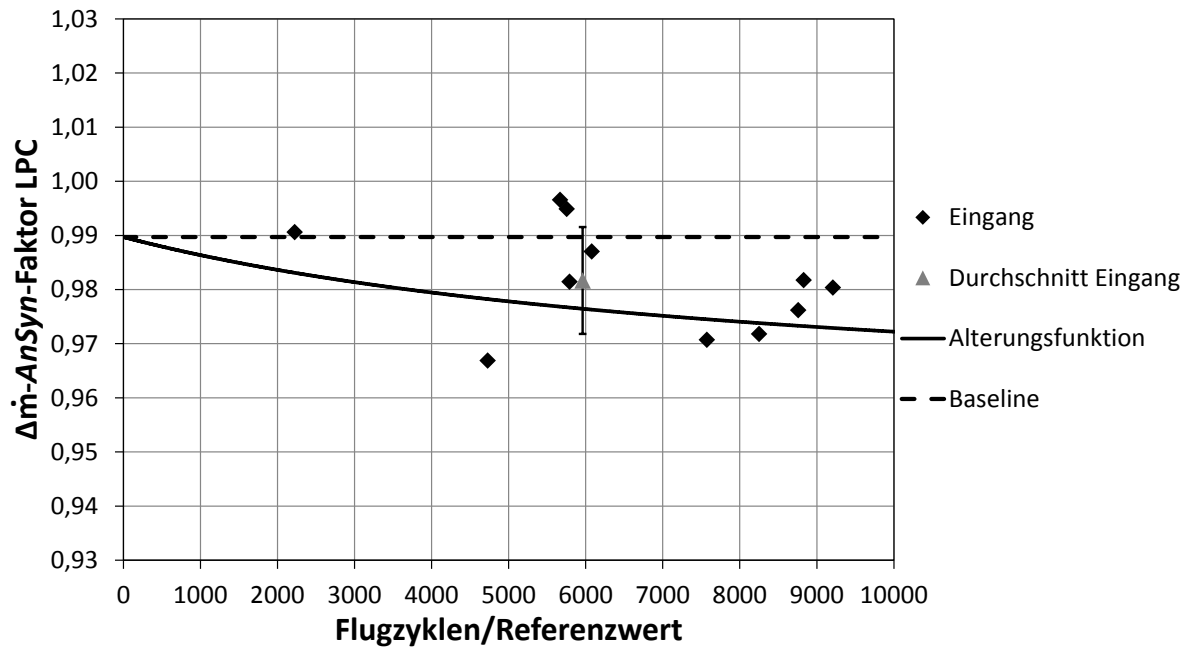
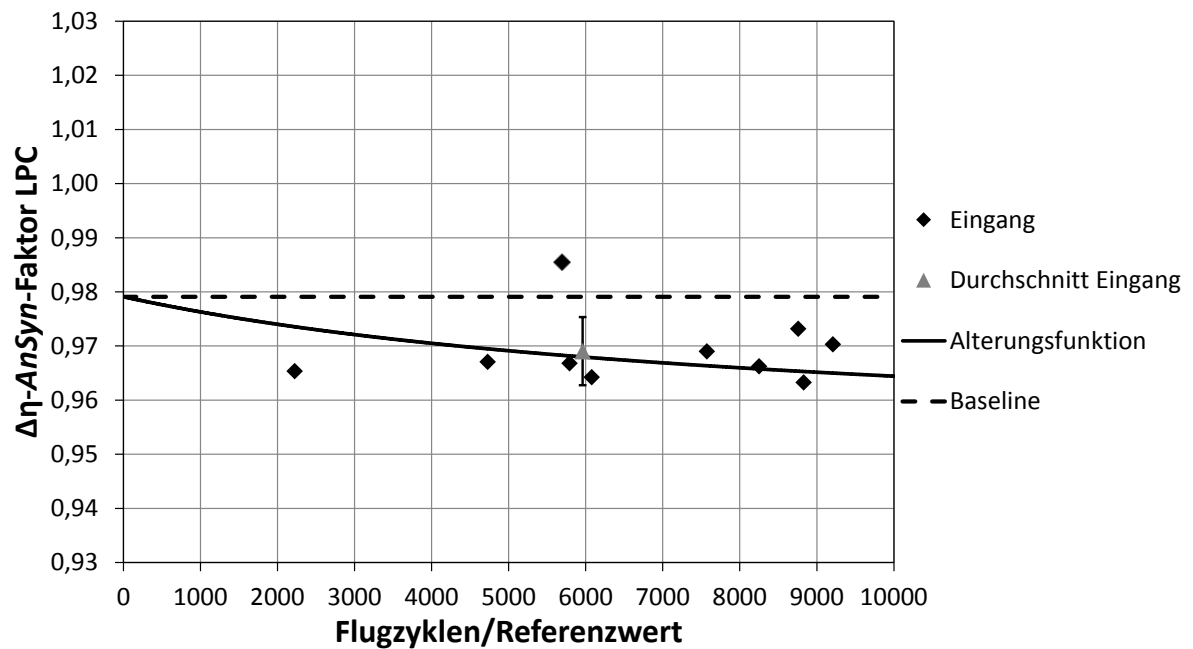


Abbildung A.1: Darstellung des Luftsystems des CFM56-5C [CFM]

Anhang B - Alterungsfunktionen

Abbildung A.2: Alterungsfunktion des LPC $\Delta m\text{-AnSyn}$ -Faktors und Werte der EingangsläufeAbbildung A.3: Alterungsfunktion des LPC $\Delta \eta\text{-AnSyn}$ -Faktors und Werte der Eingangsläufe

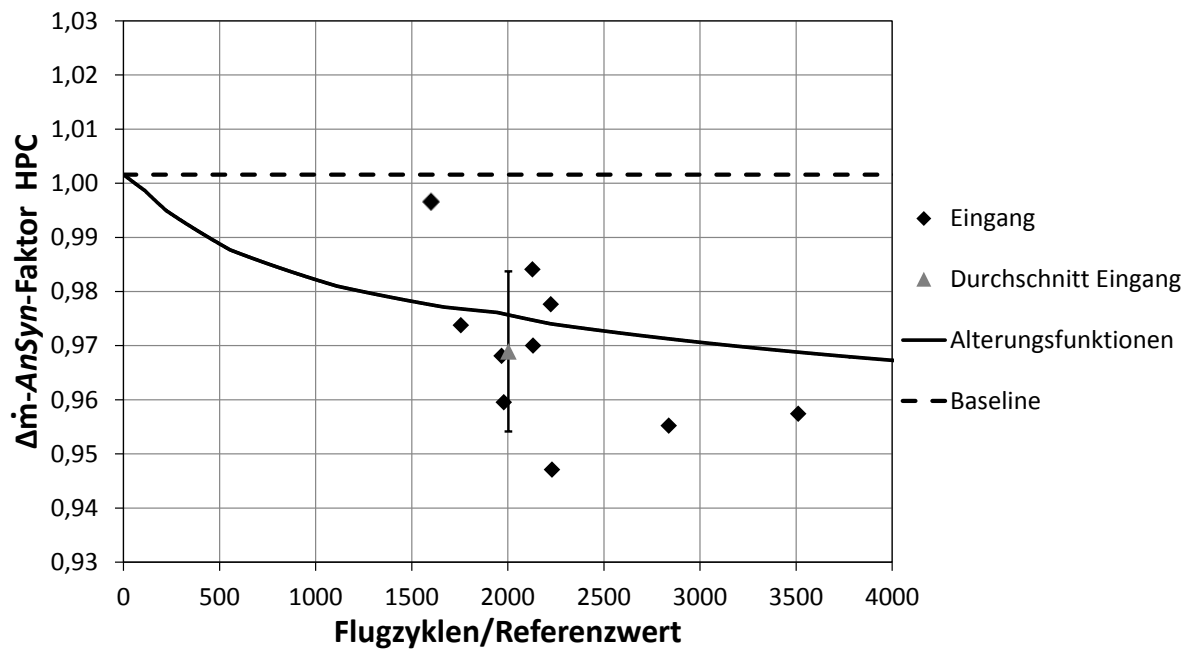


Abbildung A.4: Alterungsfunktion des HPC $\Delta \dot{m}$ -AnSyn-Faktors und Werte der Eingangsläufe

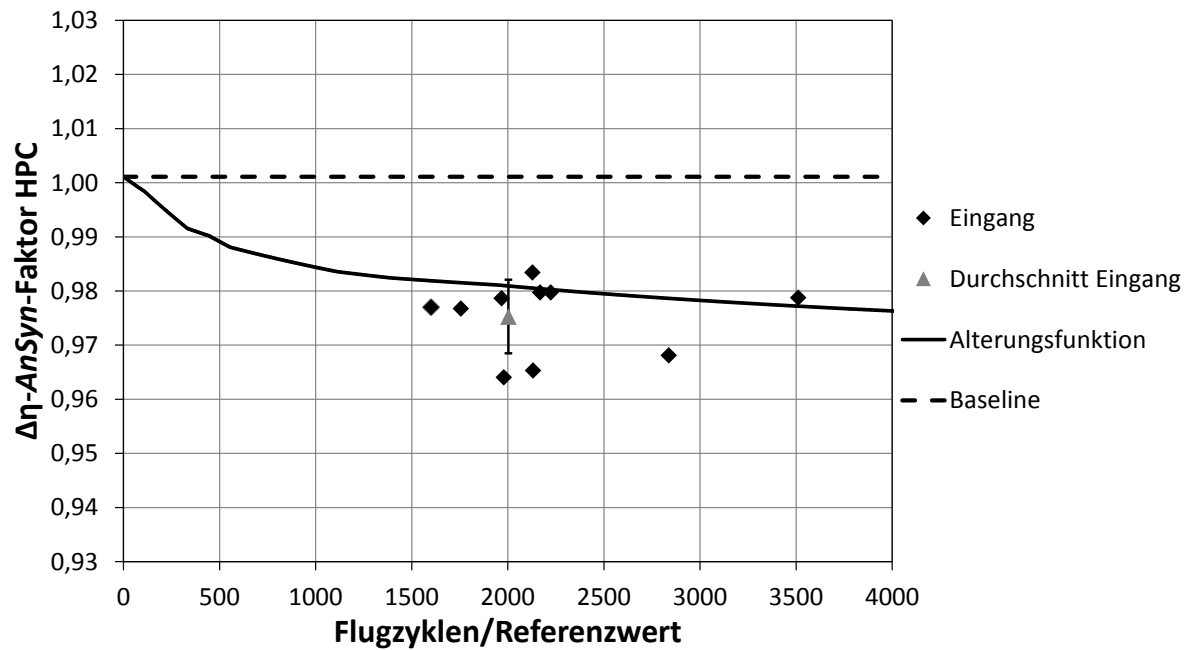


Abbildung A.5: Alterungsfunktion des HPC $\Delta \eta$ -AnSyn-Faktors und Werte der Eingangsläufe

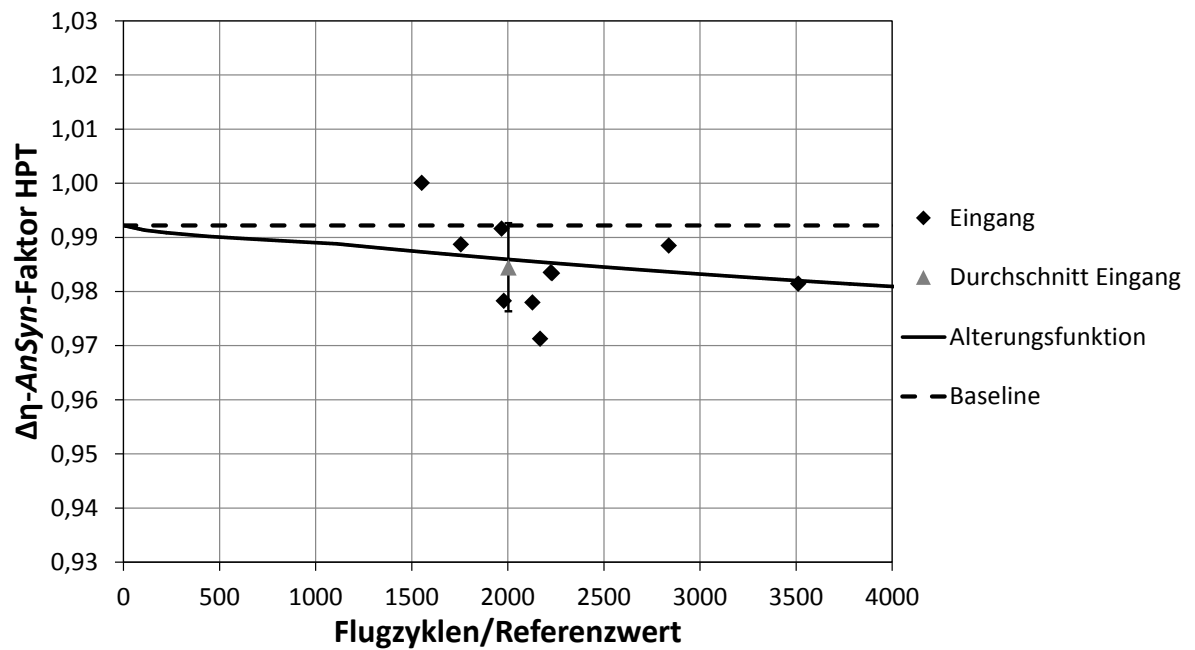


Abbildung A.6: Alterungsfunktion des HPT $\Delta\eta$ -AnSyn-Faktors und Werte der Eingangsläufe

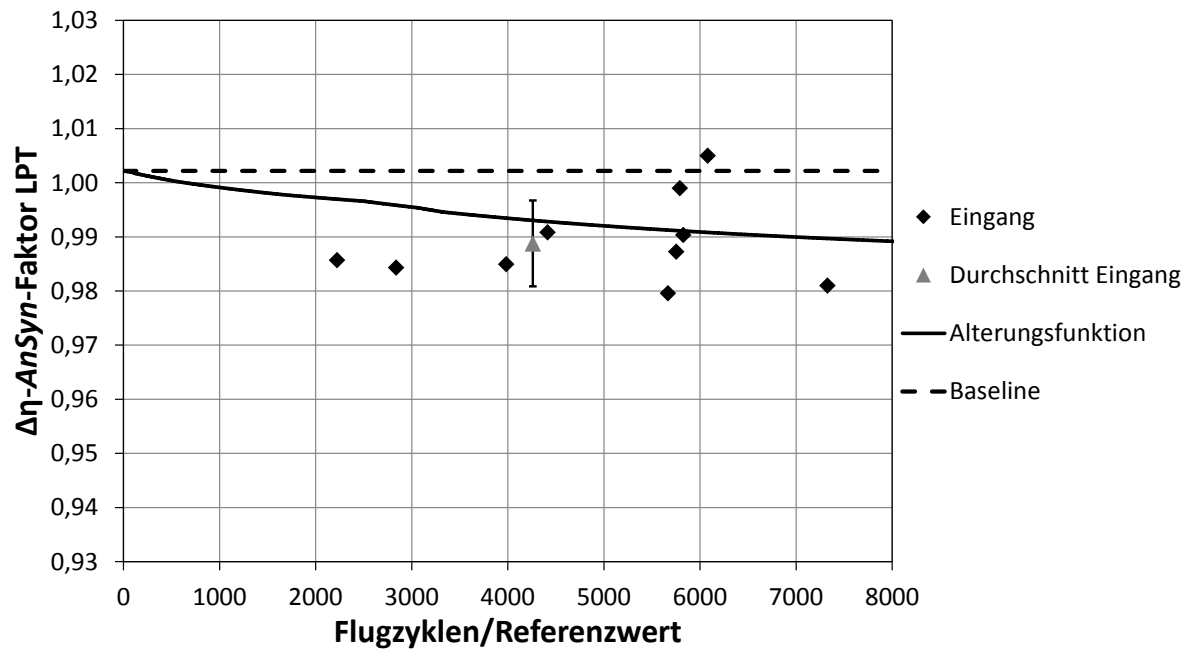


Abbildung A.7: Alterungsfunktion des LPT $\Delta\eta$ -AnSyn-Faktors und Werte der Eingangsläufe