

1. EINLEITUNG

In der Luftfahrtindustrie erwarten die Fluglinien von den Triebwerksherstellern heutzutage immer größere Leistung bei einer höheren Zuverlässigkeit der Antriebe. Um dies erreichen zu können, ist ein besseres Verständnis der Triebwerksalterung über dessen Lebensdauer notwendig. Da auch durch den zukünftigen Ausbau des Sensorsystems nicht davon ausgegangen werden kann, dass eine vollständige Beobachtbarkeit des Triebwerks erzielt werden wird, muss die Triebwerksüberwachung durch Alterungsmodelle unterstützt werden.

Im Rahmen einer Vorgängerarbeit [1] am Institut für Luftfahrtantriebe wurde ein Modell entwickelt, welches auf Basis einer Vielzahl von Merkmalszuständen wie beispielsweise der Schaufellänge oder der Oberflächenrauigkeit die Streuung von Leistungsparametern beim Abnahmelauf von Turboflugtriebwerken erklären und modellieren kann. Mit Hilfe von Verläufen dieser Merkmale über der Zeit lassen sich neben der genannten Produktionsstreuung auch die Streuungen der Leistungsparameter über der Anzahl der Flugzyklen bestimmen. Dieses Modell wurde bislang für zwei Triebwerke entwickelt und validiert [2] [3].

Da Umwelt- und Betriebsbedingungen einen bedeutenden Einfluss auf die Alterung eines Flugtriebwerks haben, liegt es nahe das Modell dahingehend zu erweitern, dass betreiberspezifische Faktoren wie Umgebungstemperatur und Partikelkonzentration berücksichtigt werden können. Insbesondere durch die Entwicklung der Triebwerkshersteller von reinen Produktherstellern zu integrierten Dienstleistern [4] ist die Bedeutung dieser spezifizierten Vorhersagefähigkeit gestiegen. Die anfallenden Kosten und das damit verbundene Risiko des Herstellers können durch eine solche modellbasierte Vorhersage direkt für eine bestimmte Fluglinie kalkuliert werden.

Der hier vorgestellten Alterungsmodellierung ist demzufolge die Kopplung der Umwelt- und Betriebsbedingungen mit der merkmalsbasierten Modellierung der Leistungsverschlechterung als Ziel gesetzt. Sowohl die Abbildung eines individuellen Triebwerks als auch das Widerspiegeln einer ganzen Triebwerksflotte soll damit für ausgewählte Betreiber möglich sein.

2. ALTERUNGSMODELL

Basis des Alterungsmodells bildet die von Spieler [2] vorgestellte Modellierung der Produktionsschwankungen und der Leistungsverschlechterung. Aus Änderungen von Bauteilmerkmalen wird mittels Austauschraten Einfluss auf den Wirkungsgrad und den Massenstromparameter genommen. Analog zu den gängigen Leistungsrechnungsprogrammen wird dabei modulweise vorgegangen. Mit Hilfe des Leistungsrechnungsprogramms SAEPP (Sophisticated Aero Engine Performance Program) werden aus den Modulkenngrößen globale Leistungsparameter wie Drehzahlen, Drücke und Temperaturen in den relevanten Ebenen des Triebwerks berechnet. Dieser Kern wird nun um die Objekte „Umwelt & Betrieb“ und „Zyklengewichtung“ erweitert. Diese sind in BILD 1 grau hinterlegt dargestellt und werden nachfolgend detailliert beschrieben.

2.1. Allgemeiner Ablauf

In BILD 1 ist die Modellarchitektur schematisch dargestellt. Zu Beginn wird ein neues und sauberes Triebwerk aus einem zufällig zusammengestellten Satz an Bauteilzuständen erzeugt. Dieser Teil repräsentiert das Objekt „Produktion“. Im neu hinzugekommenen Baustein „Umwelt & Betrieb“ werden für jeden einzelnen Flugzyklus die Umgebungstemperatur, die Schubminderung beim Start (Derate), die Luftfeuchtigkeit, die Partikelkonzentration und der Sulfatgehalt in der Luft ausgewählt. Als Eingabe dienen hier betreiberspezifische Verteilungsfunktionen, welche in Kapitel 2.2 beschrieben werden.

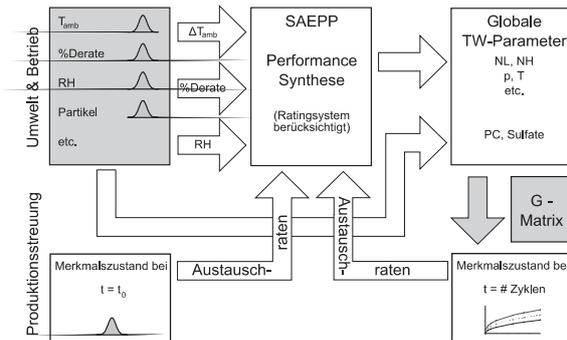


BILD 1. Modellarchitektur

Der Produktionszustand wird über die vorgegebenen Austauschraten an das Leistungsrechnungsprogramm übergeben. Die Eingabegrößen aus „Umwelt & Betrieb“ können großteils durch die Abbildung des Ratingsystems im Leistungsrechnungsprogramm verarbeitet werden. Die Funktionsweise des Ratingsystems und dessen Einfluss auf die Alterung werden in Kapitel 3 beschrieben und analysiert. Die Partikelkonzentration und der Sulfatgehalt werden jedoch am Leistungsrechnungsprogramm vorbeigeführt. Zusammen mit den globalen Triebwerksparametern werden sie als Eingabe für das Objekt „Zyklengewichtung“ verwendet. Die Vorgehensweise bei der Zyklengewichtung ist in Kapitel 2.3 aufgeführt. Durch sie liegt nun der Merkmalszustand infolge der tatsächlich geflogenen Zyklen fest, welcher wiederum über die Austauschraten zwischen Merkmalswert und Modulparameter in die Leistungsrechnung eingeht. Diese Prozedur wird für jeden Flugzyklus wiederholt bis die zu simulierende Anzahl an Starts- und Landungen erreicht ist. Der Produktionszustand wird für jedes Triebwerk nur einmal ermittelt. Zur Simulation einer Flotte aus z Triebwerken wird das Modell z-mal ausgeführt. Dadurch ist sowohl die individuelle Auswertung der Leistungsverschlechterung eines einzelnen Triebwerks als auch eine statistische Auswertung der Leistungsparameter über der Zeit für eine Flotte möglich.

2.2. Berücksichtigung von Umwelt- und Betriebsbedingungen

Um betreiberspezifische Unterschiede bei Modellen der Leistungsverschlechterung von Turboflugtriebwerken darstellen zu können, muss es zunächst möglich sein, die Umwelt- und Betriebsbedingungen der einzelnen Betreiber zu differenzieren. Um dies zu gewährleisten, sind ausschließlich Triebwerke für Kurzstreckenflugzeuge und deren Fluglinien Gegenstand der vorliegenden Analyse. Kurzstreckenflugzeuge werden in geographisch gut eingrenzenden Gebieten betrieben. Erwartet wird daher, dass

für jeden Betreiber individuelle Verteilungsfunktionen aufgestellt werden können.

Für das Objekt „Umwelt & Betrieb“ (siehe BILD 1) werden in einem ersten Schritt beim Startvorgang aufgenommene Engine Health Monitoring (EHM) Daten [6] [7] sowie Angaben in Abhängigkeit der geographischen Lage der Start- und Zielflughäfen für zwei Fluglinien analysiert. Die detaillierten Ergebnisse sind in [5] veröffentlicht. Die Resultate werden im Folgenden kurz zusammengefasst. Exemplarisch werden die Abbildungen für die Umgebungstemperatur und die Partikelkonzentration aufgeführt. Aus Geheimhaltungsgründen sind sowohl die Absolutwerte in der Beschreibung der statistischen Verteilungsfunktionen als auch die Namen der betrachteten Betreiber entfernt worden. Im Folgenden werden diese stattdessen mit Betreiber A und Betreiber B bezeichnet. Alle Vergleiche werden in Prozent oder im Verhältnis zueinander ausgedrückt.

Einige der Verteilungen werden durch die vorgeschlagene Normalverteilung besser beschrieben als andere. Vorab kann jedoch festgehalten werden, dass sich die Ergebnisse durch die Anwendung anderer Funktionen nicht verbessern. Es wird daher davon ausgegangen, dass diese Vereinfachung für die Verwendung im vorliegenden Alterungsmodell akzeptabel ist. Die Bedingung, Umwelt- und Betriebsbedingungen für verschiedene Betreiber unterscheiden zu können, ist erfüllt.

2.2.1. Temperatur und Druckhöhe

Wie BILD 2 entnommen werden kann, ist die Standardabweichung der Umgebungstemperatur an den Start- und Zielflughäfen für Betreiber B um den Faktor 5 kleiner als die des Betreibers A. Auch der zugehörige Mittelwert ist 8,6K höher als der Mittelwert, der für Betreiber A festgestellt werden konnte. Die stets hohen Temperaturen beim Startvorgang von Betreiber B wirken sich durch die höhere thermische Last negativ auf die Gesamtbelastung der Triebwerke aus.

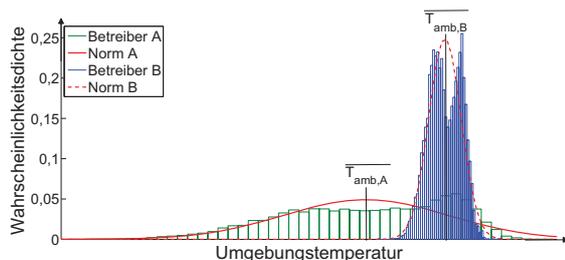


BILD 2. Dichtefunktion der Umgebungstemperatur für zwei verschiedene Betreiber [6][7]

Beim Vergleich der beiden Betreiber kann für die Druckhöhe festgehalten werden, dass Betreiber A für den Take-Off Fall höhere Werte aufweist. Der Mittelwert ist dabei fünfmal so hoch wie bei Betreiber B. Des Weiteren ist auch die Standardabweichung mehr als viermal so groß.

2.2.2. Partikelkonzentration und Feuchte

Für die Leistungsverschlechterung von Turboflugtriebwerken spielen die Partikelkonzentration und der Sulfatgehalt der Luft in Bodennähe eine große Rolle. Wie in BILD 3 dargestellt, streut die Partikelkonzentration im Gebiet, in dem sich Betreiber A aufhält, deutlich weniger als bei

Betreiber B. Die Mittelwerte der beiden Regionen unterscheiden sich um den Faktor 2, während die Standardabweichungen in einem Verhältnis von 1:4,5 zueinander stehen. Für die angeflogenen Flughäfen von Betreiber B ist neben der Partikelkonzentration auch der Mittelwert für den Sulfatgehalt höher als in Gebiet A.

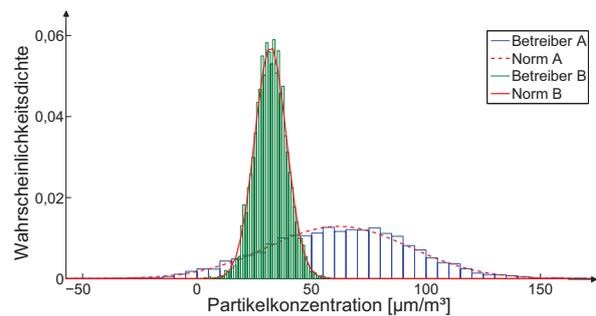


BILD 3. Dichtefunktion der Partikelkonzentration für zwei verschiedene Regionen [8]

Die Triebwerksalterung wird unter anderem durch Ablagerungen im Fan und Verdichter vorangetrieben. Für das Entstehen dieser Ablagerungen hat neben der schon genannten Partikel in der Luft auch die relative Luftfeuchtigkeit einen Einfluss. Aus diesem Grund wurde auch dieser Parameter für die entsprechenden Regionen ermittelt. Die relative Luftfeuchtigkeit weist für beide Betreiber einen Mittelwert von 69% auf. Ein Minimum von 49% und ein Maximum von 89% konnten gefunden werden [9][10].

2.2.3. Betrieb

Für die Betriebsbedingungen werden im vorliegenden Modell neben einer für den Startfall konstanten Machzahl, welche für beide Betreiber mit dem gleichen Wert belegt ist, voneinander verschiedene Derate-Verteilungen vorgegeben. Im Mittel startet Betreiber A mit 17% weniger Schubminderung als Betreiber B. Die Standardabweichungen unterscheiden sich um 50%, d. h. für Betreiber A lässt sich der vorzugebende Schubwert enger eingrenzen [6][7].

2.3. Zyklengewichtung

Vorgabegrößen wie Umgebungstemperatur, Druckhöhe, Machzahl oder Derate können vom verwendeten Leistungsrechnungsprogramm mittels Abbildung des Triebwerksreglers verarbeitet werden. Aus Druckhöhe, Machzahl und Umgebungstemperatur werden entsprechende Schub- bzw. EPR-Werte an das Programm übergeben. Anders ist dies bei der Partikelkonzentration und dem Sulfatgehalt. Hierfür musste eine neue Kopplungsmethode zwischen den Umgebungsbedingungen und dem Alterungsmodell gefunden werden. Da auch die globalen Leistungsparameter selbst den Fortschritt der Alterung beeinflussen, sollen diese Parameter ebenso bei der Kopplung berücksichtigt werden.

Die Verknüpfung der genannten Parameter mit dem Alterungsmodell wird durch eine Zyklengewichtung umgesetzt. Vorhersagen über das Triebwerksverhalten werden basierend auf Nominalzyklen aufgestellt. In der Realität entspricht jedoch nicht jeder geflogene Zyklus diesem Basiszyklus. Um diese Abweichungen zu berücksichtigen, werden im Folgenden für die Vorhersage der Triebwerksalterung

rung, die tatsächlich geflogenen Zyklen anhand der auftretenden Bedingungen gewichtet.

Nach Beendigung eines jeden Flugzyklus wird dessen Intensität bewertet. Die Bewertung des Zyklus erfolgt nicht pauschal für das Gesamtsystem, vielmehr wird die Auswirkung jedes Umwelt- bzw. Leistungsparameters auf jedes einzelne Merkmal herangezogen. Das Merkmal *Oberflächenrauigkeit der ersten Verdichterlaufschaufel* verändert sich beispielsweise durch einen Flug in besonders partikelhaltiger Luft so, als ob schon eine gewisse Anzahl von weiteren Flügen bei Standardbedingungen absolviert wurde. Diese Anzahl an Flügen wird als Bewertungsgröße herangezogen. Sie wird nachfolgend als Gewichtungsfaktor GF bezeichnet. Durch diese auf die Merkmale und Einflussparameter aufgelöste Gewichtung muss für jedes Merkmal aus den einzelnen Gewichtungsfaktoren ein Gesamt-Gewichtungsfaktor berechnet werden. Mit diesem wird die Anzahl der den Belastungen entsprechenden Flugzyklen ermittelt.

Zur Bewertung eines Flugzyklus werden für die globalen Leistungsparameter sowie für die Umweltparameter zunächst die Abweichungen zu dem vorher definierten Nominalzyklus berechnet. Zur Berechnung der Abweichungen gelten die Gleichungen (1) und (2)

$$(1) \Delta MEP_k = (MEP_{OC} - MEP_{nom})_k \quad \text{für } k = 1 \dots p$$

$$(2) \Delta MPP_l = (MPP_{OC} - MPP_{nom})_l \quad \text{für } l = 1 \dots q,$$

wobei p für die Anzahl der modellierten Umweltparameter (MEP) und q für die Anzahl der betrachteten Leistungsgrößen (MPP) steht.

Anhand der ΔMEP_k bzw. ΔMPP_l werden mittels der in BILD 4 dargestellten Matrix die Gewichtungsanteile für jedes einzelne Merkmal ermittelt.

Umwelt-/Leistungsparameter	Merkmalsänderungen			
	ΔM_1	ΔM_2	...	ΔM_n
ΔMEP_1	$GF_{\Delta MEP_1 - \Delta M_1}$	$GF_{\Delta MEP_1 - \Delta M_2}$...	$GF_{\Delta MEP_1 - \Delta M_n}$
ΔMEP_2	$GF_{\Delta MEP_2 - \Delta M_1}$	$GF_{\Delta MEP_2 - \Delta M_2}$...	$GF_{\Delta MEP_2 - \Delta M_n}$
\vdots	\vdots	\vdots	\vdots	\vdots
ΔMEP_p	$GF_{\Delta MEP_p - \Delta M_1}$	$GF_{\Delta MEP_p - \Delta M_2}$...	$GF_{\Delta MEP_p - \Delta M_n}$
ΔMPP_1	$GF_{\Delta MPP_1 - \Delta M_1}$	$GF_{\Delta MPP_1 - \Delta M_2}$...	$GF_{\Delta MPP_1 - \Delta M_n}$
\vdots	\vdots	\vdots	\vdots	\vdots
ΔMPP_q	$GF_{\Delta MPP_q - \Delta M_1}$	$GF_{\Delta MPP_q - \Delta M_2}$...	$GF_{\Delta MPP_q - \Delta M_n}$

BILD 4. Gewichtungsmatrix (G-Matrix)

In der Gewichtungsmatrix ist jeder Abweichung ΔMEP_k bzw. ΔMPP_l für jedes Merkmal M_i eine Funktion zugeordnet, durch welche die Gewichtungsanteile $GF_{\Delta MEP_k - \Delta M_i}$ bzw. $GF_{\Delta MPP_l - \Delta M_i}$ bestimmt werden. Diese Funktionen sind in den Gleichungen (3) und (4) aufgeführt.

$$(3) GF_{\Delta MEP_k - \Delta M_i} = a_{1,k-i} \cdot (a_{2,k-i}^{\Delta MEP_k} - 1)^{a_{3,k-i}}$$

$$(4) GF_{\Delta MPP_l - \Delta M_i} = a_{1,l-i} \cdot (a_{2,l-i}^{\Delta MPP_l} - 1)^{a_{3,l-i}}$$

Die Funktionskoeffizienten a_1 , a_2 und a_3 sind in einer Datenbank hinterlegt. Zur Ermittlung dieser Parameter, bzw. der Gleichungen an sich, sind zwei Schritte notwendig. Im ersten Schritt wird ein Zusammenhang zwischen den MEP bzw. MPP und einem Merkmal aufgestellt. Diese Zusammenhänge können aus Literaturangaben abgeleitet wer-

den. In [11] wird beispielsweise beschrieben, wie sich die Erosionsrate in Folge einer Temperaturerhöhung bei verschiedenen Materialien verändert. Dies lässt Rückschlüsse zu, in welcher Form die Oberflächenrauigkeit zunimmt, wenn die Umgebungstemperatur bzw. die Temperaturen im Triebwerk im Vergleich zum Nominalzyklus erhöht sind. Analog wird bei der Ermittlung des Zusammenhangs zwischen einer erhöhten Partikelkonzentration und der Oberflächenrauigkeit sowie aller weiterer Verknüpfungen vorgegangen.

Um eine Gewichtung in Zyklen zu erhalten, werden im zweiten Schritt die aus der Literatur abgeleiteten Zusammenhänge nach der Merkmalsänderung ΔM aufgelöst und mit den im Kern des Alterungsmodells hinterlegten Verläufen der Merkmalsänderungen für ein durchschnittliches Triebwerk gleichgesetzt. Diese beiden Schritte sind in BILD 5 grafisch verdeutlicht.

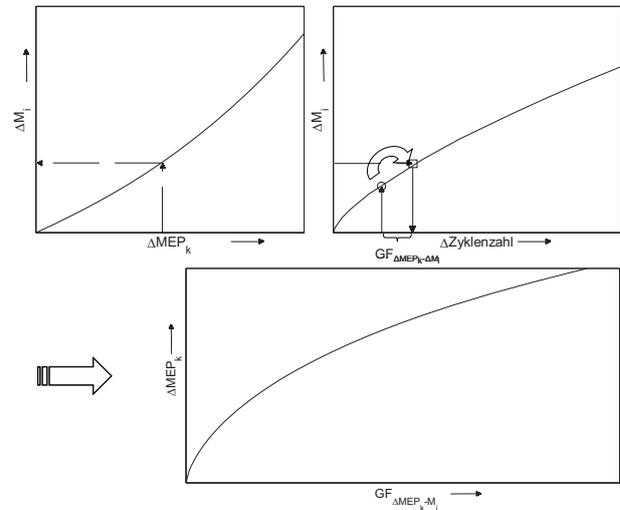


BILD 5. Entwicklung der Funktion zur Zyklengewichtung

Oben links ist der Verlauf der Merkmalsänderung infolge einer Abweichung eines Umweltparameters abgebildet. Aus dem oben rechts abgebildeten Verlauf der Merkmalsänderung über der tatsächlich absolvierten Zyklenzahl kann die Merkmalsänderung (Kreis) zur tatsächlich absolvierten Zyklenzahl sowie die zur vorher ermittelten Merkmalsänderung (Viereck) gehörenden Zyklenzahl abgelesen werden. Die Abweichung zwischen diesen beiden Zyklenzahlen wird durch den Gewichtungsanteil beschrieben. Mathematisch ergibt sich der unten abgebildete Zusammenhang zwischen dem Gewichtungsanteil und der Abweichung des Umweltparameters. Der Gewichtungsanteil kann über diesen Zusammenhang direkt nach der Bestimmung von ΔMEP_k bzw. ΔMPP_l ermittelt werden.

Für jedes Merkmal M_i liegen durch dieses Vorgehen $(p+q)$ Gewichtungsanteile vor, aus welchen der Gesamt-Gewichtungsfaktor $GGF_{\Delta M_i}$ für dieses Merkmal mittels

$$(5) GGF_{\Delta M_i} = \frac{\sum_{k=1}^p GF_{\Delta MEP_k - \Delta M_i} + \sum_{l=1}^q GF_{\Delta MPP_l - \Delta M_i}}{(p_x + q_x)}$$

berechnet wird. Da nicht jeder der Umwelt- und Leistungsparameter einen Einfluss auf jedes Merkmal hat, sind einige der Gewichtungsanteile Null. Dies ist ebenso

der Fall, wenn keine Abweichung zum Nominalzyklus vorliegt. In Gleichung (5) entsprechen p_x und q_x der Anzahl der MEP bzw. MPP, für die der Gewichtungsfaktor von Null verschieden ist.

Um die Zyklengewichtung abzuschließen, werden mit den ermittelten Gesamt-Gewichtungsfaktoren $GGF_{\Delta M_i}$, die äquivalenten Zyklenzahlen der einzelnen Merkmale (EOC_{M_i}) bestimmt. Zu einem Zeitpunkt $t = \text{Anzahl der tatsächlich geflogenen Zyklen}$ erfolgt diese Berechnung nach Gleichung (6).

$$(6) \quad EOC_{M_i,t+1} = EOC_{M_i,t} + 1 + GGF_{\Delta M_i,t}$$

In Bezug auf die tatsächlich geflogenen Zyklen (ROC) lassen sich die äquivalenten Flugzyklen (EOC) durch

$$(7) \quad EOC_{M_i,ROC} = ROC + \sum_{t=0}^{ROC} GGF_{\Delta M_i,t}$$

ausdrücken. Aus Gleichung (6) geht hervor, dass ein konservativer Zusammenhang gewählt wurde, da auch bei einem Gewichtungsfaktor von Null mindestens ein Flugzyklus für das entsprechende Merkmal gezählt wird. Dies bedeutet, dass auch ein Flug, der weniger schädlich ist als der Nominalflug, wie ein nominaler Flugzyklus gewertet wird. Dieser konservative Ansatz wurde gewählt, um stets die Sicherheit des Flugbetriebs gewährleisten zu können.

3. REGELUNGSKONZEPTE

Als weiterer Sicherheitsaspekt ist im verwendeten Leistungsrechnungsprogramm der Triebwerksregler für den Startvorgang eingebunden. Da die Belastung für das Triebwerk beim Start am höchsten ist und in diesem Betriebszustand die Umweltbedingungen eine größere Rolle spielen als im Reiseflug, werden im vorliegenden Modell stets Startvorgänge betrachtet. Auch die Zeit wird daher grundsätzlich in Zyklen, d. h. Anzahl von Startvorgängen, angegeben. Die Dauer eines Fluges wird nicht individuell berücksichtigt. Sie wurde schon bei der Entwicklung der Merkmalsverläufe über der Zyklenzahl einbezogen. Eine der wichtigsten Vorgabegrößen ist der maximale Startschub.

Wie Bartels in [12] detailliert erläutert, ist der maximal zur Verfügung gestellte Schub eines Flugtriebwerks durch die Machzahl, die Flughöhe (hier die Höhe der Startbahn) und die Umgebungstemperatur festgelegt. Begrenzt wird er durch eine repräsentative Temperatur in der Turbine. Für die nachfolgenden Betrachtungen werden die Turbinengasttemperatur (TGT) zwischen der ersten und zweiten Hochdruckturbinenstufe nach Kühlluftzumischung sowie die Temperatur nach dem Stator der ersten Stufe (SOT) benötigt.

Neben dem gängigen Regelungskonzept werden zwei Varianten vorgestellt, anhand derer der Einfluss der Kinkpunkttemperatur auf die Triebwerksalterung untersucht werden soll. Bei diesen Varianten handelt es sich nicht um in der Industrie realisierte Konzepte.

3.1. Gängiges Regelungskonzept

Beim Schubregelungssystem wird zwischen *flat rated* und *full rated* unterschieden. In BILD 6 ist ein *flat rating* sche-

matisch dargestellt. Für eine bestimmte Machzahl ist der Nettoschub über der Umgebungstemperatur aufgetragen. Der Abbildung kann entnommen werden, dass der Nettoschub bis zu einer bestimmten Umgebungstemperatur konstant gehalten wird und erst ab dieser Kinkpunkttemperatur T_{kink} sukzessive gesenkt wird. Dieser Aspekt macht den Unterschied zwischen *full rated* und *flat rated*. Bei einem *full rating* würde auch im niedrigen Temperaturbereich stets der thermisch und mechanisch maximal mögliche Schub zur Verfügung gestellt werden, was sich negativ auf die Lebensdauer der Triebwerke auswirkt. Auch der Einfluss der Höhe auf den Nettoschub ist in BILD 6 abgebildet. Mit zunehmender Höhe sinkt die Dichte der Luft und damit der zulässige Startschub. Um alle den Schub beeinflussenden Größen berücksichtigen zu können, wird für das Triebwerksregelungssystem analog zu [12] eine dreidimensionale Tabelle mit den Druckhöhen, Machzahlen und Temperaturen hinterlegt. Eine dreifache Interpolation wird durchgeführt, wenn die Eingabegrößen zwischen den vorgegebenen Stützstellen liegen. Als Ergebnis wird der entsprechende Schubwert erhalten.

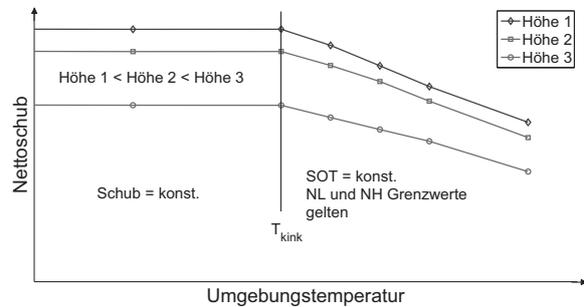


BILD 6. Schematische Darstellung eines gängigen Schubregelungskonzeptes für verschiedene Höhen bei festgehaltener Machzahl

3.2. Variante 1

Für die erste Variante des gängigen Regelungskonzeptes wird die Kinkpunkttemperatur um 5K auf $T_{kink,V1}$ gesenkt. Dazu wird ab $T_{kink,V1}$ die bei $T_{kink,V0}$ herrschende SOT konstant gehalten und der entsprechende Schubverlauf für das Intervall $T_{kink,V1} < T_{amb} < T_{kink,V0}$ berechnet. Für $T_{amb} < T_{kink,V1}$ ist der Schubwert wieder konstant. Der Verlauf des Nettoschubes, aufgetragen über der Umgebungstemperatur, ist in BILD 7 bei festgehaltener Höhe und Machzahl schematisch dargestellt.

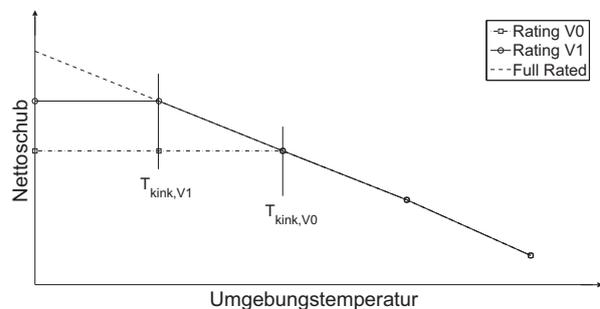


BILD 7. Schematische Darstellung der untersuchten Variante 1 des ursprünglichen Regelungskonzeptes bei festgehaltener Höhe und Machzahl

Für Umgebungstemperaturen unterhalb des alten Kink-

punkts wird im Vergleich zur Standardversion der Regelung ein höherer Maximalschub zugelassen. Im höheren Temperaturbereich ($>T_{\text{kink},V0}$) gibt es keine Änderung.

3.3. Variante 2

In Bezug auf die Triebwerksbelastung ist die zweite Variante kritischer als Variante 1. Die Kinkpunkttemperatur wird in diesem Fall um 5K erhöht. Der Schubwert, der für alle Temperaturen unterhalb von $T_{\text{kink},V0}$ gilt, wird über die ursprünglich leistungsbegrenzende Kurve hinaus bis $T_{\text{kink},V2}$ konstant gehalten. Ab diesem neuen Kinkpunkt wird erneut die zugehörige SOT konstant gehalten. Da mit dem gängigen Regelungskonzept Triebwerke selten auf Grund eines zu geringen Puffers zur maximal erlaubten TGT vom Flügel genommen werden müssen [14], soll die Simulation mit Variante 2 Aufschluss darüber geben, ob und um wie viel sich dieser Puffer durch einen erhöhten Kinkpunkt verändert. In BILD 8 ist das beschriebene Konzept abgebildet.

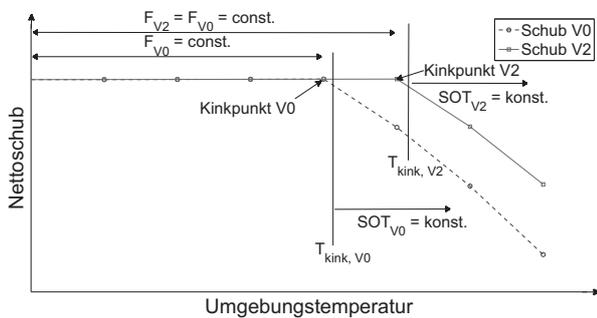


BILD 8. Schematische Darstellung der untersuchten Variante 2 des ursprünglichen Regelungskonzeptes bei festgehaltener Höhe und Machzahl

4. AUSWIRKUNG DER REGELUNG

Die genannten Regelungskonzepte (V0, V1 und V2) werden auf das Alterungsmodell angewandt. Für den Vergleich dieser Konzepte werden alle Umwelt- und Betriebsparameter außer der Umgebungstemperatur konstant gehalten. Die Umgebungstemperatur wird für jeden Flugzyklus aus einer Normalverteilung im Intervall von $[T_{\text{kink},V0} - 15\text{K}; T_{\text{kink},V0} + 30\text{K}]$ ermittelt. Das Intervall wurde so gewählt, dass alle für die Regelungskonzepte relevanten Bereiche abgedeckt sind. Insbesondere für die Analyse von V2 sollten hohe Temperaturen mitberücksichtigt werden. Zusammen mit der konstant gehaltenen Machzahl und der Druckhöhe liegt so der zulässige Startschub fest. Um das Ergebnis nicht durch weitere Einflussgrößen zu stören, wird angenommen, dass bei jedem Start der maximale Schub eingestellt wird. Für jedes Regelungskonzept wird eine Flotte von 300 Triebwerken untersucht. Da nachfolgend stets Mittelwerte der Flotte betrachtet werden, wird zunächst eine Konvergenzbetrachtung durchgeführt, um sicherzustellen, dass die gewählte Flottengröße repräsentative, d.h. stabile, Mittelwerte liefert und die Produktionsstreuung das Ergebnis nicht verfälscht. Anhand von BILD 9 und BILD 10 wird die gewählte Anzahl an Triebwerken als ausreichend erachtet. In BILD 9 ist der Verlauf des Mittelwertes über der Anzahl an simulierten Triebwerken zu drei Zeitpunkten (1 Zyklus, 3000 Zyklen, 6000 Zyklen) aufgetragen. Nach einer Einschwingphase bleibt der TGT-Mittelwert der Flotte annähernd konstant. Deutlicher geht dies aus BILD 10 hervor. Die Änderung

des TGT-Mittelwertes pro weiterem Triebwerk ist ab 300 Triebwerken unter 0,2K und alterniert. Dies ist für die Einflussanalyse der Kinkpunkttemperatur ausreichend.

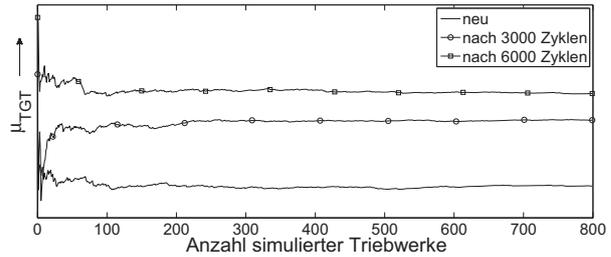


BILD 9. Verlauf des Mittelwertes der TGT über der Anzahl an simulierten Triebwerken

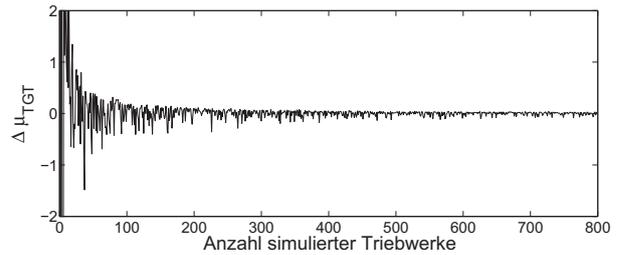


BILD 10. Verlauf der Änderung des Mittelwertes der TGT über der Anzahl an simulierten Triebwerken

Zum Vergleich der drei mit verschiedenen Regelungskonzepten betriebenen Flotten ist in BILD 11 der Verlauf des TGT-Mittelwertes der Flotte (μ_{TGT}) über den geflogenen Zyklen aufgetragen. Für die Standardvariante V0 ist μ_{TGT} deutlich unter den TGT-Werten für V1 und V2. Die Differenz zu V1 beträgt maximal 1,5% und minimal 0,68%, jeweils bezogen auf die Turbinentemperatur, die für V0 geltend ist. Zu V2 sind es 1,13% bzw. 0,3%. Mit V2 als Bezugsgröße beträgt der Unterschied zwischen den TGT-Werten, die zu den Ratingkonzepten V1 und V2 gehören durchgängig 0,38%.

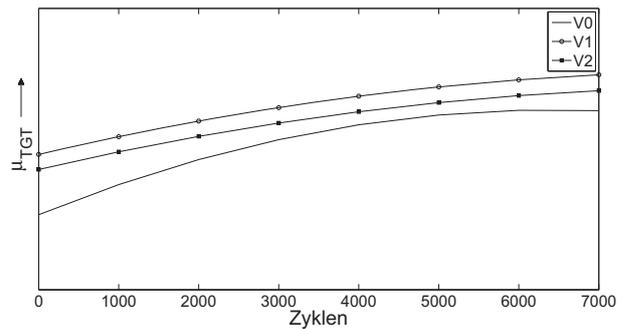


BILD 11. Vergleich der über die Flotte gemittelten TGT-Werte für die verschiedenen Regelungskonzepte

Um diese Werte verringert sich auch der Puffer, den diese TGT-Werte zum maximal zulässigen TGT-Wert haben. Die Konzepte V1 und V2 führen demnach zu einem früheren Wartungszeitpunkt. Die Tatsache, dass eine Erhöhung der Temperatur in der Turbine um 10K die Lebenszeit halbiert [13], betont die Bedeutung der TGT-Analyse. Wenn schon in einer frühen Phase der Triebwerksentwicklung die Auswirkung der Regelung auf die TGT zusammen mit dem Aspekt der Triebwerksalterung betrachtet werden kann, können die Regelungssysteme und unter Umständen

den auch Kühlsysteme und die Beschichtungen der Hochdruckturbinenschaufeln entsprechend angepasst werden. Zusätzlich können die auf Grund der Leistungsdaten anfallenden Wartungsarbeiten besser kalkuliert werden.

Für Kostenkalkulationen wird der spezifische Treibstoffverbrauch betrachtet. Dieser ist bei V1 und V2 um 0,45%-1,27% bzw. 0,22%-1,08% höher als bei V0. V1 und V2 unterscheiden sich um durchschnittlich 0,2%. Diese Werte gelten für den Startfall. Für eine Kostenkalkulation müssen die SFC-Werte für den Reiseflug betrachtet werden, da hier der größte Anteil an Treibstoffkosten verursacht wird. Die hier aufgeführten Ergebnisse zeigen jedoch eine Tendenz des SFC- und damit Kostenverhaltens.

5. ANWENDUNG DES MODELLS MIT DEM SCHWERPUNKT DER ZYKLENGEWICHTUNG

5.1. Individuelles Triebwerk

Zur Analyse eines individuellen Triebwerks hinsichtlich der in Kapitel 2.3 beschriebenen Zyklengewichtung, wird eine Rechnung für ein durchschnittliches Triebwerk durchgeführt. Die Produktionsstreuungen werden dazu auf Null gesetzt, wodurch die Merkmalszustände zu Beginn ihren Nominalwerten entsprechen und eine bessere Vergleichbarkeit erzielt wird.

Aus [2] geht hervor, dass schon wenige Merkmale einen Anteil von über 90% der Schwankungen in den Leistungsdaten erklären können. In [3] konnten damit die Haupteinflussfaktoren auf die Triebwerksalterung hinsichtlich der jeweiligen Leistungsparameter identifiziert werden. Die Zyklengewichtung wird daher jeweils für die ersten fünf dieser Haupteinflussfaktoren durchgeführt. Für die TGT sind dies unter anderem die Oberflächenrauigkeit und Schaufelspitzenpalte im Fan bzw. Hochdruckverdichter.

Um die Auswirkung der Zyklengewichtung zu isolieren, wird bei allen Rechnungen nur die Partikelkonzentration variiert. Alle weiteren Umwelt- und Betriebsbedingungen werden konstant gehalten. Die Umgebungstemperatur wird auf ISA-Temperatur gesetzt, die Höhe wird auf 0m gehalten und es wird davon ausgegangen, dass stets mit einem Derate von 13% gestartet wird. Für die Partikelkonzentration wird eine Normalverteilung angenommen, die der des Gebiets B (vgl. BILD 3) entspricht.

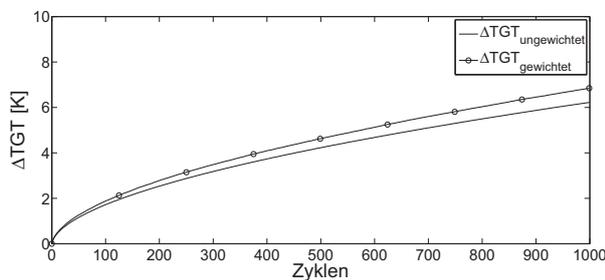


BILD 12. Gewichteteter und ungewichteter TGT-Verlauf über die ersten tausend Flugzyklen

Während die TGT unter den vorgegebenen Bedingungen ohne Zyklengewichtung in den ersten tausend Flugzyklen um 6,2K steigt, erhöht sie sich unter Berücksichtigung der Partikelkonzentration um 6,9K. Die Zyklengewichtung

bewirkt demnach einen Temperaturunterschied von 0,7K. Grafisch verdeutlicht wird dies in BILD 12. Sowohl der gewichtete als auch der ungewichtete Verlauf der TGT über die ersten tausend Flugzyklen ist hier aufgetragen. Im ungewichteten Fall werden weder die Abweichungen der Leistungsparameter noch die der Partikelkonzentration modelliert. Alle Gewichtungsfaktoren sind auf Null gesetzt.

Eine erhöhte Partikelkonzentration wirkt sich über eine Änderung der Oberflächenrauigkeit der Schaufeln insbesondere auf den Wirkungsgrad im Verdichterbereich aus [3]. Daher ist in BILD 13 exemplarisch der Zusammenhang zwischen der vorliegenden Partikelkonzentration und dem Gewichtungsfaktor für das Merkmal *Oberflächenrauigkeit im äußeren Bereich der Fanschaufeln* dargestellt. Über der Zyklenzahl betrachtet, ergibt sich für dieses Merkmal der in BILD 14 aufgetragene Verlauf. Zum Vergleich ist hier auch der Verlauf des Merkmals ohne Zyklengewichtung abgebildet. Durch die Gewichtung verändert sich der Merkmalszustand in den ersten tausend Zyklen um den Faktor 1,46 im Vergleich zum ungewichteten Verlauf. Der EOC-Wert dieses Merkmals beträgt 1784 Zyklen und liegt damit um 784 Zyklen höher als der ROC-Wert.

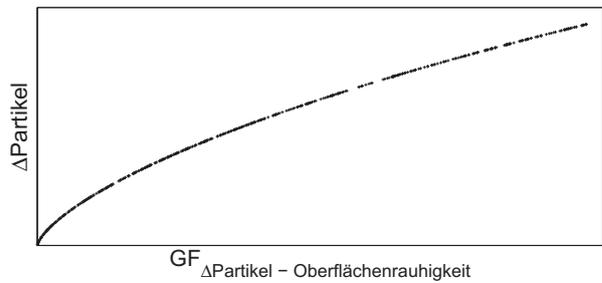


BILD 13. Zusammenhang der Abweichung der Partikelkonzentration und des zugehörigen Gewichtungsanteils auf die Oberflächenrauigkeit

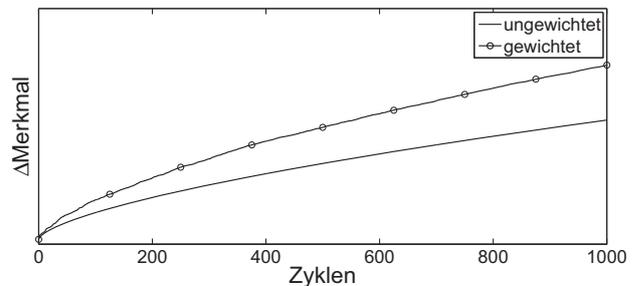


BILD 14. Gewichtete und ungewichtete Merkmalsänderung über der Zyklenzahl

5.2. Triebwerksflotte

Abschließend werden analog zum individuellen Triebwerk Rechnungen für eine Flotte an Triebwerken durchgeführt. Die Flotte besteht wie in Kapitel 4 aus 300 Triebwerken. Bei der Auswertung wird auch hier zwischen gewichtet und ungewichtet unterschieden. Die Ergebnisse der ohne Gewichtung berechneten Flotte können als Ergebnisse angesehen werden, welche für eine Flotte gelten, die in einer Umgebung betrieben wird, in der die Partikelkonzentration unterhalb des in der Verteilungsfunktion vorgegebenen Mittelwertes liegt. Grund hierfür ist der konservative Ansatz der Zyklengewichtung, dass stets mindestens ein Flugzyklus gewertet wird, solange die vorherrschenden

den ΔMPP bzw. ΔMEP unterhalb des zugehörigen Nominalwertes liegen.

In BILD 15 sind zur Veranschaulichung die gewichteten und ungewichteten Temperaturerhöhungen über die ersten tausend Flugzyklen sowie deren Mittelwerte aufgetragen. Der Vergleich hinsichtlich der Turbinengastemperatur führt zu dem Ergebnis, dass sich die Mittelwerte der Temperaturzunahme über die ersten tausend Flugzyklen um 0,9K unterscheiden. Die Flotte, bei der die Partikelkonzentration berücksichtigt wurde, weist neben dem höheren Mittelwert auch eine um 2,28% höhere Standardabweichung der TGT-Änderung auf. Erklärt werden kann die höhere Streuung dadurch, dass infolge der Berücksichtigung der unterschiedlichen Partikelkonzentrationen ein weiterer Schwankungsterm als Eingabeparameter hinzukommt.

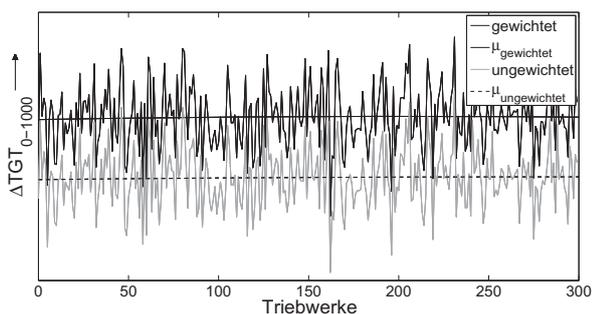


BILD 15. Gewichtete und ungewichtete TGT-Änderung von 300 Triebwerken nach 1000 Flugzyklen

Beim SFC unterscheiden sich die Mittelwerte um 1,6% und die Standardabweichungen um 0,83%. Sowohl die Niederdruckwellendrehzahl als auch die Hochdruckwellendrehzahl weisen im Mittel Unterschiede von 2% auf. Die Streubreiten differieren um 0,9%. Unter den betrachteten Leistungsdaten wird der Einfluss der Partikelkonzentration im Totaldruck am Hochdruckverdichteraustritt am deutlichsten. Während die Totaltemperatur im gewichteten Fall durchschnittlich um 0,9% höher liegt als im ungewichteten Fall, werden 6,3% weniger Druck aufgebaut.

5.3. Plausibilitätskontrolle

Zu den Fällen, auf die das Modell hinsichtlich der Zyklengewichtung angewandt wurde, gibt es keine realen Triebwerksdaten, da es sich um generierte Szenarien handelt. Für die hier präsentierten Ergebnisse wird daher an Stelle einer Validierung eine Plausibilitätskontrolle durchgeführt.

Dazu werden zwei Rechnungen herangezogen. Die erste bei nominaler Umgebungstemperatur mit einer Partikelkonzentration, die für jeden Flugzyklus höher ist als der Nominalwert. Bei der zweiten Rechnung wird eine geringere Umgebungstemperatur eingestellt und die Partikelkonzentration konstant unter dem Nominalwert gehalten. Alle weiteren Einflussgrößen werden in allen Fällen auf den zugehörigen Nominalwert gesetzt. Beide Rechnungen werden sowohl mit Zyklengewichtung als auch ohne jegliche Gewichtung betrachtet.

Für den Nachweis der Plausibilität wird erwartet, dass der gewichtete Fall der ersten Rechnung (R1) die stärkste Triebwerksalterung hervorruft, während der ungewichtete

Fall der nominellen Alterung entspricht. Durch die Vorgabe der niedrigeren Umgebungstemperatur sollten die Kurven der zweiten Rechnung (R2) unterhalb dieser nominellen Verschlechterung liegen. Da die Partikelkonzentration in diesem Fall konstant unter dem Nominalwert gehalten wird und die Umgebungstemperatur direkt und ohne zusätzliche Zyklengewichtung in das Leistungsrechnungsprogramm eingeht, wird auf Grund des konservativen Ansatzes der Modellierung erwartet, dass hier die gewichtete und die ungewichtete Kurve identisch sind.

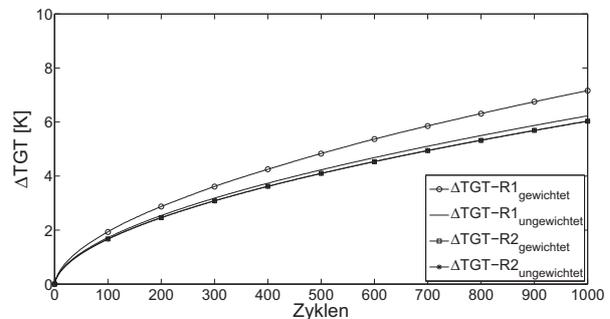


BILD 16. Gewichtete und ungewichtete TGT-Änderung von 300 Triebwerken nach 1000 Flugzyklen

Als Ergebnis der Rechnungen für die Plausibilitätskontrolle sind in BILD 16 die Änderung der TGT über den ersten tausend Flugzyklen aufgetragen. Alle beschriebenen Erwartungen und damit der Nachweis der Plausibilität sind erfüllt.

Für eine Validierung werden zukünftig Umwelt- und Betriebsbedingungen verschiedener Fluglinien vorgegeben, wodurch ein Vergleich mit Engine Health Monitoring Daten möglich wird. Vor diesem Hintergrund soll auch der bisher gewählte konservative Ansatz der Zyklengewichtung geprüft werden.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Für die Weiterentwicklung des allgemeinen Alterungsmodells zum betreiberspezifischen Alterungsmodells wurde eine Analyse der Umwelt- und Betriebsbedingungen von Kurzstreckenflugzeugen durchgeführt. Es konnte gezeigt werden, dass sich die Bedingungen für die einzelnen Betreiber voneinander unterscheiden und durch Normalverteilungen beschreiben lassen. Diese Erkenntnis war Voraussetzung für die Umsetzbarkeit der Betreiberabhängigkeit hinsichtlich der Alterung. Die Ergebnisse der Analyse wurden im Modul „Umwelt- und Betrieb“ umgesetzt.

Für die Kopplung der Umwelt- und Betriebsbedingungen wurde zum einen der Triebwerksregler im Leistungsrechnungsprogramm abgebildet und zum anderen das Modul „Zyklengewichtung“ aufgebaut. Aus der Untersuchung des Einflusses verschiedener Kinkpunkttemperaturen im Regelungskonzept geht hervor, dass die Wahl des Ratings Einfluss hat auf anfallende Kosten durch Treibstoffverbrauch und Wartung infolge einer Grenzwertüberschreitung der Leistungsdaten.

Anhand der Ergebnisse der Beispielfälle ist zu erkennen, dass das Modul „Zyklengewichtung“ erfolgreich im Alte-

rungsmodell implementiert wurde. Das vorgestellte Modell ist nun in der Lage, alle relevanten Umwelt- und Betriebsbedingungen abzubilden. In der vorliegenden Arbeit wurde der Einfluss der Partikelkonzentration in den Vordergrund gestellt.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass durch die vorgestellte Alterungsmodellierung eine gute Grundlage zum besseren Verständnis der Triebwerksalterung geschaffen werden konnte. Auch Vorhersagen bezüglich betreiberspezifischer Alterung sind dadurch schon während der Triebwerksentwicklung denkbar.

DANKSAGUNG

Dieses Modell wurde in Zusammenarbeit mit der Firma Rolls-Royce Deutschland im Rahmen der Projekte Optifer Extension und Holisturb der Luftfahrtforschungsprogramme III & IV entwickelt. Im Kern der Projekte steht das Triebwerks-Monitoring auf Basis einer modellbasierten Alterungsvorhersage. Die Autoren danken der Mithilfe zahlreicher Mitarbeiter der Firma Rolls-Royce Deutschland, die die Entwicklung des vorgestellten betreiberabhängigen Modells erst ermöglicht haben.

REFERENZEN

- [1] Spieler, S., Staudacher, S., Fiola, R., and Sahm, P, „Merkmalsbasierte Modellierung von Produktionsschwankungen bei Flugzeugtriebwerken“, DGLR, Braunschweig, Deutschland, 2006.
- [2] Spieler, S.: „Untersuchungen zur Leistungsver-schlechterung von Turboluftstrahltriebwerken“, Doktorarbeit, Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart, 2009.
- [3] Gräter, F.: „Thermodynamische Beschreibung der Alterungsmechanismen von Gasturbinenbeschauelungen“, Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2007.
- [4] Keller, E.: “Customer Support: Delivering Enhanced Services Through Intelligent Device Management”, Service Business Magazine, 2003
- [5] Gräter, F., Staudacher, S. Weißschuh, M.: “Operator-Specific Engine Trending Using A Feature-Based Model”, ASME GT2010-22496, Glasgow, Schottland, 2010.
- [6] Rolls-Royce Deutschland, Aeromanager, 2008
- [7] Rolls-Royce Deutschland, EHM Data, 2008
- [8] Lauer, A., Hendricks, J., Ackermann, I., Schell, B., Hass, H. and Metzger, S., 2005, “Simulating Aerosol Microphysics with the ECHAM/MADE GCM Part I: Model Description and Comparison with Observations”, Atmospheric Chemistry and Physics, 5, pp. 3251-3276.
- [9] Schönwiese, C.D., „Klimatologie“, UTB, Stuttgart, 3rd edition, October 2008.
- [10] National Climatic Data Center, NOAA, „Comparative Climatic Data“, 2001, <http://ggweather.com/ccd/>.
- [11] Tilly, G.P.: “Erosion Caused by Airborn Particles” , Wear, Vol. 14, S. 63–79, 1969.
- [12] Bartels, M.: „Elektronisches Triebwerksregelungssystem“, EP 1 491 745 B1, 2004.
- [13] Staudacher, S.: „Festigkeitsauslegung von Turboflugtriebwerken“, Universität Stuttgart, WS 2006/2007.
- [14] Kimon, A.-T., Optimierung der Instandhaltungsstrategie für den Betrieb einer Flugtriebwerksflotte“, Diplomarbeit, Universität Berlin, 2006.