

LEBENSDAUERBEOBACHTUNG VON TRIEBWERTKSSCHNELLWECHSELEINHEITEN AM BEISPIEL DES LUFTTURBINENSTARTERMOTORS

D. Giugno*, S. Staudacher**, R. Lück***, W. Berns*

* FTI Engineering Network GmbH
Ludwig-Erhard-Ring 8
15827 Blankenfelde-Mahlow

** Institut für Luftfahrtantriebe
Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 6
70569 Stuttgart

*** Rolls-Royce Deutschland Ltd &
Co KG
Eschenweg 11
15827 Blankenfelde-Mahlow

Zusammenfassung

Die gegenwärtigen Rahmenbedingungen des Luftverkehrsmarktes haben zu einem nahezu stetigen Verfall des Erlöses angebotener Passagiersitzkilometer geführt. Die Luftverkehrsgesellschaften sind daher auf einen präzise planbaren Betriebsablauf angewiesen, mit dem Zweck die Kapitalanlage Flugzeug möglichst optimal auszulasten, um die erzielten Erträge stabil zu halten bzw. nicht weiter zu erodieren. Die Triebwerksanbauteile tragen zu einem wesentlichen Teil der Systemunzuverlässigkeit des Gesamtsystems Flugzeug bei und bilden somit ein nicht vernachlässigbares Risiko für die Planbarkeit des Flugbetriebes.

Das entwickelte Modell, das das reale Ausfallverhalten des Luftturbinenstarters ausreichend genau wiedergibt, ermöglicht es die relevanten Parameter zur Lebensdauerbeobachtung der Komponente zu identifizieren. Dies sind zum einen die Drehzahl-Zeit Kurve während des Anlassvorgangs und zum anderen die Triebwerksöltemperatur als Maß für die Temperatur des Startermotors. Je nach Sekundärmarktstrategie können mittels Beobachtung dieser Parameter und unter der Voraussetzung der Integration von Komponententausch und regelmäßigen Wartungereignissen auf diese Weise die Abfertigungszuverlässigkeit und Verfügbarkeit des Flugzeuges erhöht werden

1. EINFÜHRUNG

Luftverkehrsgesellschaften sind in der derzeitigen Marktsituation mehr denn je auf einen exakt planbaren Betriebsablauf angewiesen. Nur so lassen sich extrem hohe Flugzeugauslastungen von über 12 Stunden pro Tag realisieren [1], die nötig werden, um dem ständigen Erlösverfall [2] angebotener Passagiersitzkilometer entgegen zu wirken. Verursacht wird dieser Verfall unter anderem durch den explosionsartigen Anstieg von Treibstoffkosten mit bisherigen Spitzen von bis zu 180\$/Barrel, was einer ungefähren Verfünnffachung des Preisniveaus im Vergleich zum Jahre 2005 darstellt [3].

Die beträchtlichen Anforderungen an Flugzeugauslastungen seitens der Luftverkehrsgesellschaften setzen eine so hohe Abfertigungszuverlässigkeit des Fluggeräts voraus, dass ungeplante Wartungereignisse wirtschaftlich nahezu untragbar geworden sind. Das Triebwerk als eines der komplexesten und damit teuersten [4] Flugzeugsubsysteme trägt einen nicht zu vernachlässigenden Anteil zur ungeplanten Wartung bei. Nach [5] gehen des Weiteren über 50% der Triebwerksabschaltung während des Fluges ursächlich auf Anbauteile zurück, die damit ein bedeutsames Risiko für die Planbarkeit des Flugbetriebes darstellen, da nach einem solchen Vorfall das Fluggerät in der Regel nicht am im Umlauf geplanten Ort und Zeit zum Einsatz bereit steht. Es ist demzufolge ein logischer Schritt eine konsequente Umsetzung der für die Turbomaschine bereits etablierten Methoden der Lebensdauerbeobachtungssysteme auch für Anbauteile vorzunehmen, um operationelle Störungen weiter zu reduzieren. Bei der Entwicklung solcher Systeme muss eine Vielzahl von Randbedingung berücksichtigt werden sowohl technischer als

auch wirtschaftlicher Natur, da nicht alle technisch möglichen Konzepte auch notwendigerweise wirtschaftlich sinnvoll sind. Generell kann die Rentabilität erhöht werden, indem zusätzlicher Mehraufwand an Triebwerkssensorik vermieden, bestehende Kontrollsysteminfrastuktur genutzt und fehlende oder unvollständige Informationen durch Modelle ergänzt werden. Dies optimiert das Gesamtsystem in dreierlei Hinsicht: Erstens entstehen keine zusätzlichen Kosten für Hardware, zweitens wird das Gesamtgewicht nicht kompromittiert und drittens wird die Gesamtsystemzuverlässigkeit nicht negativ beeinflusst [6]. Am Beispiel des Luftturbinenstartermotors soll im Folgenden demonstriert werden, wie ein ganzheitlicher Ansatz zur modellbasierten prognostischen Lebensdauerbeobachtung einer Triebwerksschnellwechseleinheit ausgelegt werden kann. Dazu werden in einem ersten Schritt typische Fehlermoden der Einheit analysiert, wie bereits in ähnlicher Form von Gilb 1998 [7] für einen Luftturbinenstarter anderer Bauart durchgeführt. Mit den so gewonnenen Erkenntnissen werden die Hauptfehlermoden in zu dem von Trimble 1983 [8] im Zuge der Zuverlässigkeitsvorhersage vorgeschlagenen Ansatz verwandter Art und Weise parametrisch modelliert. Im Gegensatz zu [8] wird allerdings die Lebensdauervorhersage nicht auf einem einzigen äquivalenten Drehmoment basiert, sondern eine Vielzahl operationeller Lastpunkte individuell anhand von Monte Carlo Simulation untersucht. Darüber hinaus wird die Modellqualität durch den Vergleich mit Daten in Dienst stehender bzw. bereits ausgefallenen Komponenten überprüft. Das so entstandene Modell wird anschließend herangezogen, um die zur Lebensdauerbeobachtung relevanten Parameter zu identifizieren und verschiedene Sekundärmarktstrategien zu erarbeiten.

2. MODELLBILDUNG

2.1 Zweck und Anbringung der Komponente

Der am Zubehörgetriebe angebrachte Luftpumpe dient zum Anlassen des Triebwerkes. Betrieben mit verdichteter Luft aus dem Bordaggregat wird von einer Turbine ein Drehmoment erzeugt, das über einen Getriebestrang auf das Hochdrucksystem des Triebwerks übertragen wird bis eine Grenzdrehzahl erreicht ist, ab dem das System ein selbst-erhaltendes Gleichgewicht erreicht hat. Der Motor durchläuft damit einen Lastzyklus pro Triebwerksstart. Eine zulässige Vereinfachung hierbei ist die Annahme, dass pro Start- und Landezyklus des Fluggeräts genau ein Triebwerksstart erfolgt.



BILD 1. Anbringung des Luftpumpenstartermotors¹

2.2 Ausfallursachen

Um ein repräsentatives Bild der Hauptfehlertreiber zu erstellen, wurden zunächst die Daten einer in Dienst stehenden, über 300 Triebwerke umfassenden, Flotte analysiert und Ausfälle des Luftpumpenstartermotors mit einer vorangegangenen Studie [7] eines vergleichbaren Typs gegenübergestellt. Als Ergebnis der Analyse lässt sich feststellen, dass die Hauptfehlerursachen nach [7] und der in Dienst gesammelten Erfahrung einen kohärenten Eindruck ergeben, wie aus BILD 4 zu ersehen ist. Mindestens 55% der Ausfälle können demnach den vier in BILD 3 und BILD 4 markierten Bauteilen zugeschrieben werden. Dabei handelt es sich um die Abtriebswellendichtung (1), die Turbinenwellendichtung (2), das Turbinenwellenkugellager (3) sowie das Planetenradgetriebe. Zufällige Fehlerursachen wie Fremdkörperschäden, nicht primär durch den Luftpumpenstartermotor bewirkte Störungen wie ein Abscheren der Abtriebswelle aufgrund eines verklemmten Hochdrucksystems, insignifikante Fehlermoden unter 3% Gesamtanteil und unbekannte Ausfallgründe wurden aus der Modellbildung ausgenommen. Es ist allerdings wahrscheinlich, dass insbesondere der Kategorie „Unbekannt“ zugeordnete Versagensgründe zu einem großen Teil ursächlich auf die bereits angeführten vier Bauteile zurückzuführen sind, da diese Kategorie vor allem auch Startermotoren enthält, die beim Ausfall erhebliche Zerstörung erlitten was eine Diagnose und damit Versagensursachenklassifizierung unmöglich macht.

2.3 Parametrische Modellierung

Die folgende Modellierung wurde unter dem Grundsatz durchgeführt in der Praxis im Einsatz befindliche, frei verfügbare Fehlermodelle zu verwenden. Diese Modelle ba-

sieren in der Regel auf empirisch-statistischen Ansätzen, die als Eingang einen Lastparameter benötigen und eine Überlebenswahrscheinlichkeit als Ausgang besitzen. Der gewählte Ansatz bietet den großen Vorteil eines relativ geringen Ressourcenbedarfs sowohl in der Domäne Rechenzeit als auch bei der Fehlermodellerstellung. Nichtsdestoweniger wurde ein modularer Aufbau gewählt, so dass einzelne Fehlermoden leicht durch höherwertige, vollphysische aber ressourcenintensive Verfahren wie zum Beispiel die in [9] beschriebenen ersetzt werden können. Generell wurde zur Modellierung dabei der in BILD 2 veranschaulichte Ansatz gewählt.



BILD 2. Generischer Modellierungsansatz

Zunächst wurden anhand der Schadensmodelle die relevanten Betriebsparameter ermittelt aus denen durch ein Belastungsmodell wiederum die Belastungsparameter abgeleitet wurden. Unter Zu-Hilfenahme eines Belastbarkeitsmodells ergeben sich so Lebensdauer-Betriebszeit Kurven, die mit der linearen Schadensakkumulation nach Palmgren-Langer-Miner [10], wie in (1) beschrieben, zu einer Gesamtlebensdauer kombiniert werden können, wobei dies entweder auf Zyklen- oder Stundenbasis vorgenommen werden kann.

$$(1) \quad \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_n}{N_n} \leq 1$$

Um der statistischen Natur der Belastungs- und Belastbarkeitsparameter gerecht zu werden, wurde die Monte Carlo Methode [11] angewendet, deren Grundprinzip darin besteht, geschlossen-analytisch nicht oder nur schwer zu beschreibende Sachverhalte durch eine große Anzahl diskreter, numerisch zu errechnender Punkte auszudrücken, um somit wiederum Rückschlüsse auf die kontinuierliche Gesamtheit zu erlauben. Es ist offensichtlich, dass eine gegen unendliche strebende Anzahl von Stichproben Lösungen am exaktesten beschreibt. Zieht man die aufzuwendende Rechenzeit hingegen als Bewertungsfaktor hinzu, ist die Stichprobenzahl natürlich limitiert. In der Regel werden daher zwischen 3.000 und 5.000 Stichproben als hinreichend erachtet, da anhand von Musterproblemen ab diesen Werten ausreichende Konvergenz der Methode festgestellt wird.

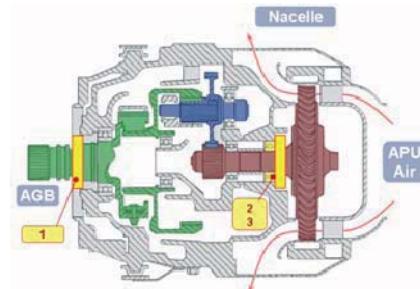


BILD 3. Luftpumpenstarter im Querschnitt²

¹ Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

² Langstons, Air Turbine Starter With Seal Assembly, US Patent 6623238 B2, Honeywell, 2003

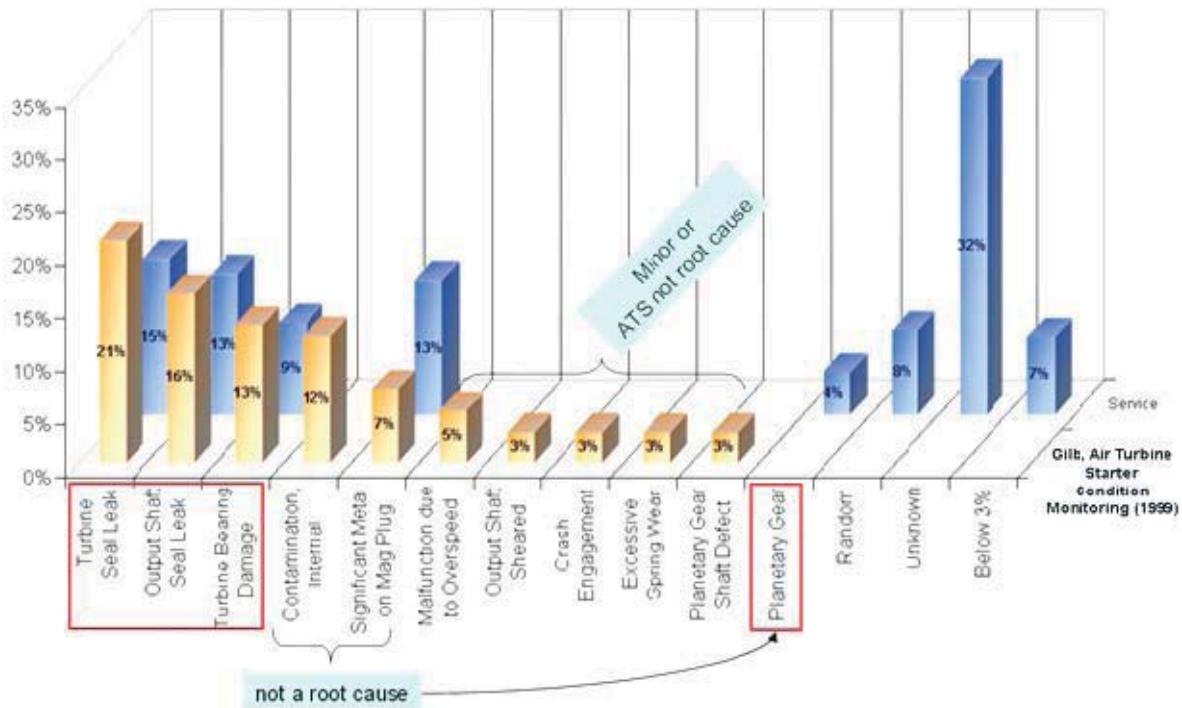


BILD 4. Fehlermodenanalyse

2.3.1 Abtriebswellendichtung

In der untersuchten Startermotorenbauart wird hierzu eine berührungslose Dichtung verwendet, baugleich der in [12] beschrieben. Aufgrund der ebenfalls in [12] getroffenen Annahme, dass diese Dichtungsart keinem Abnutzungsmechanismus, sondern nur zufälligen Fehlermoden unterliegt, wurde eine exponentielle Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion in Abhängigkeit der Gesamtflugstundenzahl gewählt. Die konstante Fehlerrate kann aus [12] abgeleitet werden.

2.3.2 Turbinenwellendichtung

Hierbei kommt eine abhebende Gleitringdichtung zum Einsatz, deren Funktionsprinzip und Fehlermoden in [13] ausführlich diskutiert werden. Aufbauend auf den in [13] gefundenen Ergebnissen kann der Abtrag am Gleitring bei modernen Dichtungen vernachlässigt werden, da die sekundäre O-Ringdichtung in aller Regel zuerst versagt. Diese Aussage wird durch die Datenbasis in [14] weiter erhärtet, da sich mit den angegebenen Abtragsraten im konkreten Anwendungsfall ein Gleitingleben von über einer Million Triebwerksstarts ergibt, was das Entwurfsleben um mindestens eine Größenordnung überschreitet. Die Gesamtlebensdauer der abhebenden Gleitringdichtung wird daher von der Lebensdauer der sekundären O-Ringdichtung dominiert, die nach den Untersuchungen in [15] als Arrheniusfunktion in Abhängigkeit der Temperatur dargestellt werden kann. Diese Abhängigkeit ergibt sich aus der Hauptfehlermode des O-Rings, nämlich der Verhärtung des Materials verursacht durch Polymercracking und -überkreuzvernetzung. Beide Mechanismen werden durch hohe Materialtemperaturen äußerst begünstigt.

Die Temperatur besagter Dichtung wird beim Luftturbinenstarter durch die Temperatur der Komponente selbst vorgegeben, die wiederum im größten Teil des Betriebsbereiches durch die Triebwerksöltemperatur bestimmt wird, da

sich das Zubehörgetriebe und die unmittelbare Umgebung im thermischen Gleichgewicht auf dieser Temperatur befinden. Ein typischer Verlauf von Triebwerksöltemperaturen über der Missionsdauer kann in [16] gefunden werden. Dabei handelt es sich indes bei der in [16] beschriebenen Anwendung um ein militärisches Triebwerk, die aufgrund von abweichender Installation und Leistungszyklus meist höhere Öltemperaturen aufweisen als zivile. Mittels Analyse in Dienst gesammelter Momentaufnahmen der hier untersuchten Flotte wurden die Temperaturspitzenwerte des ansonsten charakteristischen Profils aus [16] um ca. 20% gedämpft. Des Weiteren wurde das vorhandene Profil auf 45, 75 und 120 Minuten Missionsdauer angepasst, wie in BILD 6 dargestellt. Die diskreten Missionsdauern gehen aus den maximalen Wahrscheinlichkeiten der in BILD 5 gezeigten Dichtefunktion, die durch Untersuchung der Umlaufpläne einer Regionaljetflotte einer kontinental-europäischen Nabe-Speiche (Hub and Spokes) Luftfahrtgesellschaft entstand, hervor.

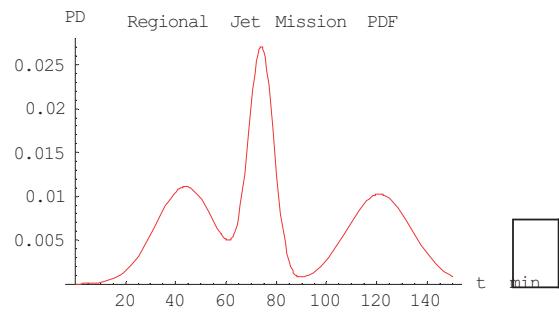


BILD 5. Dichtefunktion der Regional Jet Missionsdauer einer kontinental-europäischen H&S Airline

Des Weiteren wurde eine Flugzeugverweildauer (Turn-Around-Time) zwischen Missionen von 25min unterstellt, was für die konkrete Anwendung einen repräsentativen Wert darstellt. Damit ergibt sich direkt der für den Dichtring relevante Lastparameter der Dichtringtemperatur.

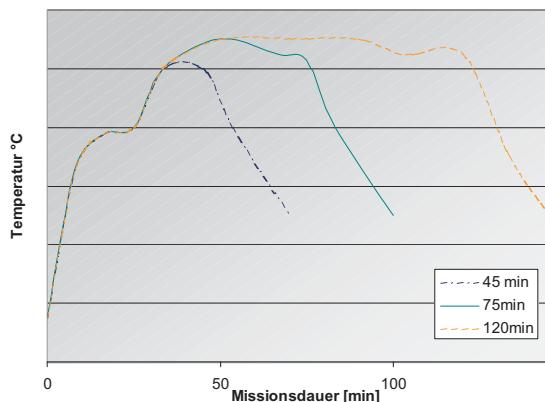


BILD 6. Triebwerksöltemperatur über Missionsdauer

Basierend auf der in [15] durchgeführten Arbeit können Belastbarkeitsmodelle in Form von Arrheniusfunktionen, dargestellt in BILD 7, für 90%, 50% und 10% Überlebenswahrscheinlichkeiten angegeben werden. Es kann so zu jedem Zeitpunkt einer Mission ein Tripel zu erwartender Lebensdauern errechnet werden, die mit (1) zu einer zu erwartenden Gesamtlebensdauer kombiniert werden können, jeweils mit 90%, 50% und 10% Überlebenswahrscheinlichkeit.

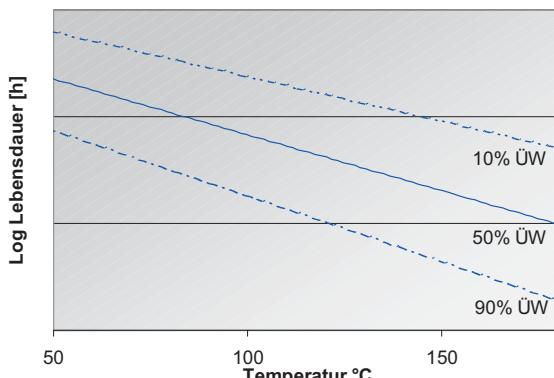


BILD 7. O-Ring Überlebenswahrscheinlichkeit über Temperatur

Nach [17] und [18] kann ein Versagen bedingt durch Belastungsvariation mittels einer kontinuierlichen Logarithmischen Normalverteilung beschrieben werden, die sich aus den Arrheniusfunktionen und den diskreten Überlebenswahrscheinlichkeiten errechnen lässt. Damit ergibt sich eine probabilistische Übertragungsfunktion, die Missionsdauer auf Dichtungsleben abbildet und somit eine Monte Carlo Simulation ermöglicht.

2.3.3 Turbinenwellenkugellager

Das Turbinenwellenkugellager wirkt der von der Turbine erzeugten Schubkraft entgegen und erfährt somit maßgeblich eine Belastung in axialer Richtung. Radiale Komponenten, verursacht durch Unwucht, sind für das Belastungsprofil sekundär und daher für die Beschreibung systematischer Abnutzung zu vernachlässigen. Aufgrund des kleinen Turbinendurchmessers von ca. 10 cm werden sehr

hohe Drehzahlen, typischerweise bis zu 100.000 U/min, nötig, um akzeptable Umfangsgeschwindigkeiten der Befestigung zu erreichen. Nur so kann ein ausreichend hoher Wirkungsgrad erzielt werden.

Die Lebensdauer für Lager kann nach der in [19] ausführlich behandelten und in Gleichung (2) zusammengefassten Methode errechnet werden. Grundannahme hierbei ist, dass die Lagerlebensdauer einer Weibull-Verteilung mit dem charakteristischen Exponenten $\beta=1,5$ gehorcht. Weitere Materialeinflüsse und Betriebsbedingungen, wie zum Beispiel Öltemperatur, Ölsauberkeit und Ölfilmdicke, werden im Faktor a_{23} zusammengefasst. Die Lagerbelastbarkeit findet Eingang im Parameter C, die Belastung selbst in P.

$$(2) \quad L_n = \left(\frac{\text{Log} \left(\frac{100}{100-n} \right)}{\text{Log} \left(\frac{100}{90} \right)} \right)^{\frac{1}{\beta}} a_{23} \left(\frac{C}{P} \right)^p$$

n	= Probability of Failure
β	= Weibull Shape Exponent (1.5 standard per ISO)
a_{23}	= Material and Operating Conditions Factor
C	= dynamic bearing load capacity [kN]
P	= dynamic equivalent load [kN]
p	= Life exponent (3 for ball bearing per ISO)

Während die Lagertragfähigkeit C Datenblättern von Herstellern entnommen werden kann, benötigt man für die sich verändernde Belastung P und den variablen Faktor a_{23} ein Modell, das Ölzustand und wirkende Kräfte über den Nutzungszyklus des Luftturbinenstarters beschreibt. Hierzu wird ein vollständiges Triebwerksstartmodell von Nöten, denn während die Grundlast, hervorgerufen durch das Rotationsträgheitsmoment des Hochdrucksystems sowie der Leistungsentnahme durch andere Anbauteile, als konstant erachtet werden kann, haben die Reibungsverluste in den Triebwerkslagern und der Zustand der verdichteten Luft am Luftturbinenstartereintritt einen maßgeblichen Einfluss auf den Startvorgang und korrelieren selbst stark zum Umgebungszustand der Luft.

Der generelle Aufbau dieses Modells ist in BILD 8 dargestellt und folgt dem in [20] beschriebenen, zeitdiskreten Triebwerks-Assistenz-Resistenz Modellierungsansatz: Grundprinzip des Models ist es, zu beliebig vielen Zeitpunkten während des Startvorgangs durch eine Momenanbilanz das beschleunigende Moment zu errechnen, woraus unter Einbeziehung der Trägheit des Systems eine Beschleunigung formuliert werden kann. Mittels numerischer Integration der Beschleunigungswerte kann so die in BILD 9 dargestellte Drehzahl über Zeit Kurve ermittelt werden. Der Luftturbinenstarter wird in diesem Modell anhand einer reduzierten Drehmomenten-Drehzahl Charakteristik abgebildet, was es ermöglicht die axiale Turbinenlast unter zu Hilfenahme der Turbomaschinenauslegungsrechnung als lineare Funktion der Drehzahl zu hinterlegen. Die dynamisch äquivalente Belastung P kann damit nach [19] errechnet werden.

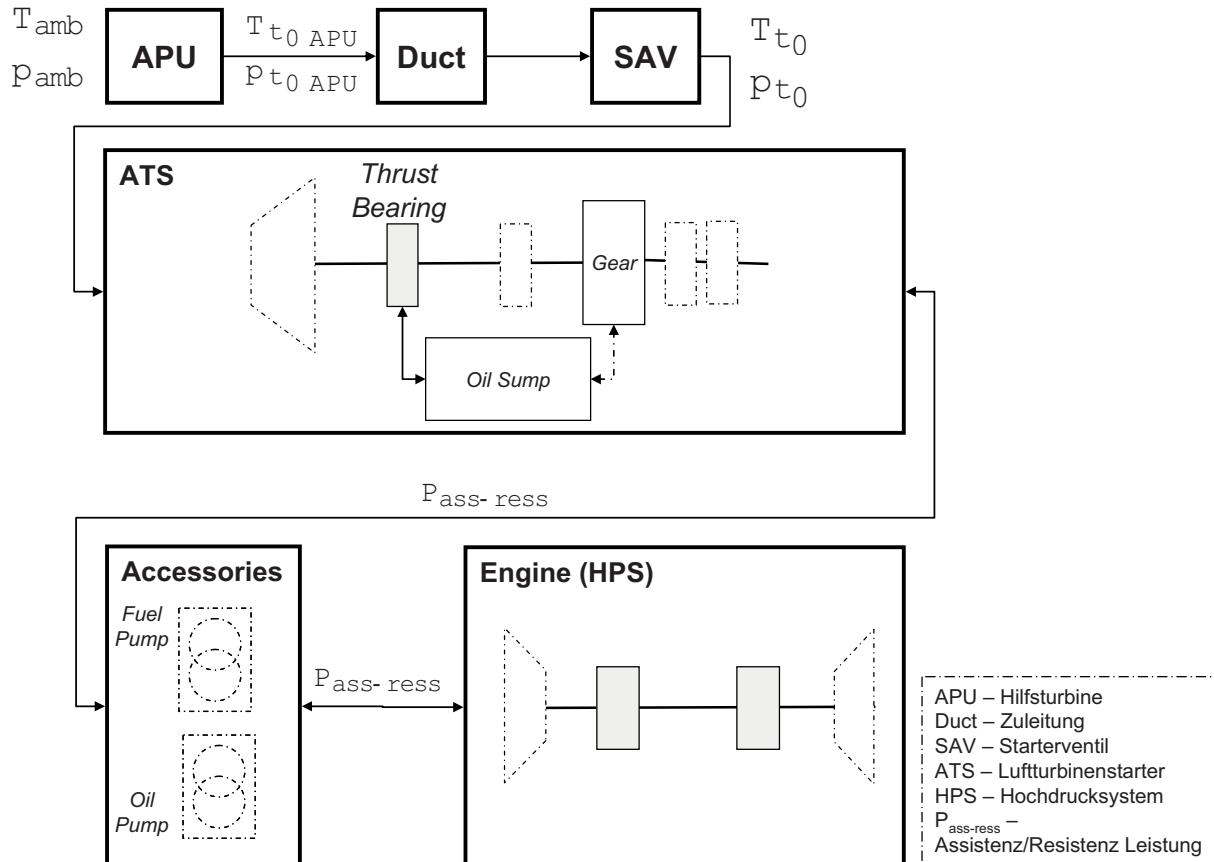


BILD 8. Aufbau des Triebwerksstartmodells

Die Variation im zusätzlich benötigten Faktor a_{23} wird hauptsächlich durch die sich im Startverlauf stark verändernde Luftturbinenstarterölviskosität und Belastungskennzahl hervorgerufen. Erstere kann mit den in [21] beschriebenen Transformationen aus der Öltemperatur abgeleitet werden, während die Belastungskennzahl mit den bereits errechneten Parametern und den Zusammenhängen in [19] bestimmt werden kann. Damit sind alle für die Errechnung der Lagerlebensdauer relevanten Einflussgrößen bekannt.

tur auch wegen ihrem großen Einfluss auf die Starteröltemperatur. Basierend auf Daten in Dienst stehender Triebwerke unterliegt die Umgebungstemperatur beim Triebwerksstart einer dreieckverteilten Dichtefunktion. Damit sind alle nötigen Einflussgrößen hinreichend bekannt, um eine Monte Carlo Simulation durchzuführen.

2.3.4 Das Planetengetriebe

Wie zuvor erwähnt wird es bedingt durch den geringen Durchmesser notwendig das Turbinenrad auf sehr hohe Drehzahlen zu beschleunigen, um akzeptable Wirkungsgrade des einstufigen Turbinengitters zu erreichen. Je nach Getriebestrang- und Leistungszyklusauslegung liegt die Luftstarterturbinendrehzahl typischer Weise um den Faktor 10 bis 15 oberhalb derer des Triebwerkshochdrucksystems, sodass bereits in der Einheit eine starke Unterersetzung vorgenommen werden muss. Aufgrund der kompakten Bauweise, der hohen Leistungsübertragung von über 100 kW und des beschriebenen Drehzahlniveaus bietet sich die Verwendung eines Planetenunterstellungsgetriebes an. Der Aufbau des Getriebes im vorliegenden Anwendungsfall ist aus BILD 3 ersichtlich und stellt einen in [21] behandelten Standardfall dar: Die Turbinenwelle treibt das Sonnenrad, das sich im Eingriff mit drei Planeten befindet (aus Gründen der Übersicht in BILD 3 nur einfach dargestellt). Die Planeten wiederum kämmen über ein Abtriebsrad mit dem Hohlrad, das mit der Abtriebswelle verbunden ist. Es wird so auf engstem Bauraum eine zweistufige Unterersetzung realisiert.

Die Lebensdauer des Getriebes kann nach [22] berechnet werden. Dabei stellen Grübchenbildung verursacht durch

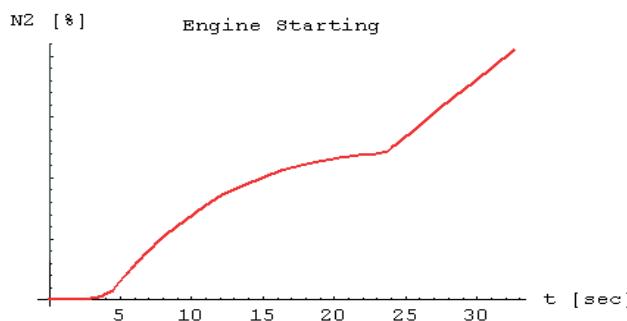


BILD 9. Hochdrucksystemdrehzahl über Zeit

Wie aus BILD 8 leicht zu ersehen, lässt sich das Lagerleben in regulären Betriebsbedingungen aus zwei Betriebsparametern, nämlich Umgebungsdruck und -Temperatur ableiten. Dabei nimmt der Umgebungsdruck nur eine untergeordnete Rolle ein, da die im Bordaggregat integrierte Regelung für ein nahezu konstantes Druckgefälle sorgt. Haupteinflussgröße bleibt somit die Umgebungstempera-

Hertzsche Flankenpressung sowie Risse am Zahnfuß durch Biegebeanspruchung die Hauptermüdungsmechanismen dar. Durch Nachrechnung der einzelnen Zahnräder findet sich, dass für das Gesamtgetriebe Grübchenbildung am Sonnenrad die bei weitem kritischste Fehlermode ist, da es pro Umdrehung durch den Eingriff der drei Planeten drei Lastzyklen erfährt. An dieser Stelle soll daher ausschließlich dieser Schädigungsmechanismus exemplarisch behandelt werden. Eine detailreichere Diskussion eines Planetengetriebes kann [23] entnommen werden. Aufbauend auf [22] kann unter Beachtung zahlreicher Geometriedaten des Getriebes die Hertzsche Flankenpressung σ_H in Abhängigkeit von übertragener Abtriebswellenleistung und -Drehzahl formuliert werden, die beide wiederum aus dem vorhergehend beschriebenen Triebwerksstartmodell entnommen werden können. Mit der zusätzlichen Einrechnung der Materialtragfähigkeit ergibt sich nach (3) die relative Belastung Z_N während eines Anlassvorgangs, siehe dazu auch BILD 10. Die ertragbaren Lastzyklen bis zum Ausfall N lassen sich dann als aus [22] zu entnehmende Funktion von Z_N in Zusammenhang bringen.

$$(3) \quad Z_N = S_H = \left(\frac{\sigma_H}{\sigma_{H\text{Lim}}} \right)$$

$$(4) \quad N = f_{(Z_N)}$$

$$(5) \quad L = \frac{N}{R}$$

S_H	= Safety Factor (=1.2)
$\sigma_{H\text{Avg1}}$	= Compressive stress on tooth face
$\sigma_{H\text{Lim}}$	= Material endurance strength
Z_N	= Stress cycle factor for pitting
N	= Load cycles to failure
L	= Life in engine starts
R	= Rotations of wheel

Da die Anzahl der Rotationen des Getriebes unter Last aus dem Triebwerksstartmodell bekannt sind, kann N leicht in ein zu erwartendes Leben in Anlassvorgängen umgerechnet werden. [22] stellt außerdem Faktoren zur Modifikation von Z_N zur Verfügung, die es ermöglichen das 90/50/10% Überlebenswahrscheinlichkeitstripel zu bestimmen. Für die vorzunehmende Monte Carlo Simulation kann mittels der hergeleiteten Abhängigkeiten abschließend wiederum die Umgebungstemperatur als einziger wesentlicher Betriebsparameter auf ein zu erwartendes Leben abgebildet werden.

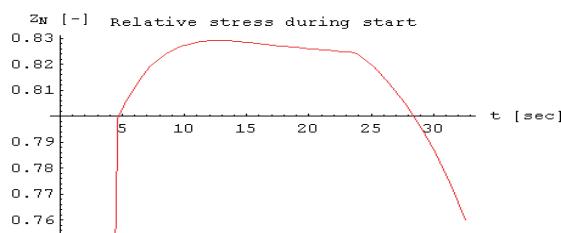


BILD 10. Relative Belastung Z_N während eines Triebwerksanlassvorgangs

3. MONTE CARLO SIMULATION

3.1 Versagensverteilung in Dienst stehender Einheiten

Um die Realitätsnähe der durchgeföhrten Fehlermodellierung und Monte Carlo Simulation zu überprüfen, wird es zunächst notwendig aus der in Dienst gesammelten Erfahrung Versagenswahrscheinlichkeitsverteilungen für die vier in 2.3 benannten Subkomponenten zu erarbeiten. Dazu wurde das folgende Szenario unterstellt:

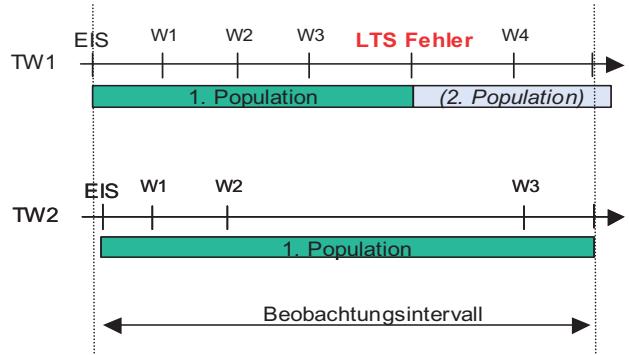


BILD 11. Flottenszenario

- Der Luftturbinenstarter wird zustandsbasiert gewartet (On-Condition Maintenance) und folgt damit keinem festen zeitbasiertem Wartungsplan. Die Einheit verbleibt ergo auch über Werkstattbesuche des Triebwerks hinweg am selbigen (in BILD 11 als W1 bis W4 für Triebwerk TW1 und TW2 gekennzeichnet).
- Es handelt sich um ein nicht-reparierbares System. Diese Annahme wird durch die niedrige Wiederinbetriebnahme von Komponenten nach einem Ereignis gestützt, da nach einem Fehlerfall häufig eine Reparatur wirtschaftlich keinen Sinn macht.
- Wie in BILD 11 illustriert, beschränkt sich die verfügbare Datenbasis auf ein definiertes Beobachtungsintervall. Um Homogenität sicherzustellen, wurde nur die erste in Dienst gestellte Population betrachtet. Naturgemäß ergibt sich so eine rechtsseitig zensierte Verteilungsfunktion, da nicht alle Komponenten am Ende des Beobachtungsintervalls auch eine Fehlfunktion aufwiesen.
- Es ist unwahrscheinlich, dass eine Einheit nach Überschreiten des Flugzeugentwurfslebens im Dienst verbleibt. Dieser Zeitpunkt T_{EOL} , der das Ende des nutzbaren Lebens darstellt, markiert in allen folgenden graphischen Funktionsdarstellungen die rechte Grenze der logarithmischen Abszisse.
- Mittels dieses Szenarios und den in [24] und [25] beschriebenen statistischen Methoden können die Verteilungen in BILD 13 mit 95% Vertrauensbereich angeben werden. Die Verteilungsfunktionen wurden dabei nach TAB 1 bzw. [17] gewählt. Die Wahl der Bezugsgrößen Triebwerksflugstunden oder -zyklen hängt direkt von der entsprechenden Fehlermode ab und wird im folgenden Abschnitt behandelt.

Mechanismus	Beschreibung	Verteilung
Verschleiß	Abtrag von Oberflächenmaterial	Normal or Weibull
Korrosion	Chemische Materialreaktion	Normal
Ermüdung	Versagen durch Lastwechsel	Log-Normal or Weibull
Zufällig	Zufälliges Versagen	Exponential
Gemischt	Kombination	Weibull

TAB 1. Versagensmechanismen und zugehörige Verteilungen [17]

3.2 Die Monte Carlo Simulation

3.2.1 Abtriebswellendichtung

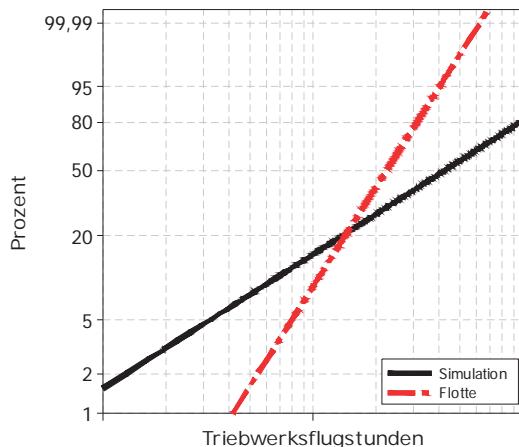


BILD 12. Abtriebswellendichtung Ausfallwahrscheinlichkeit (Weibull)

Die durchgeführte Monte Carlo Simulation resultiert in der in BILD 12 durchgezogen dargestellten Linie. Demgegenüber steht die statistische eingepasste Funktion der in Dienst stehenden Flotte in Form der Strichpunktlinie. Wie zu erkennen, trifft die in [12] getroffene Annahme der rein zufallsgetriebenen Fehlermode nicht zu (Simulation $\beta = 1$), da sich ein Gestaltparameter $\beta > 1$ der Weibullverteilung der Abtriebswellendichtung aus den Daten der Flotte ergibt. Es liegt damit eine klare Zeitabhängigkeit vor. Diskussionen mit Experten resultierten in der Erkenntnis, dass das Versagen der Abtriebswellendichtung von zwei Effekten getrieben wird, nämlich zum Ersten durch Veränderung der für die Hydrodynamik extrem wichtigen Spaltmaße aufgrund von Wellenfluchtungsfehlern, die wiederum auf Abtrag an Lagern und Verzug von Welle und Gehäuse zurückzuführen sind und zum Zweiten durch zusetzen der eingearbeiteten Ausbuchtungen, die ebenfalls einen starken Einfluss auf das hydrodynamische Gleichgewicht ausüben, mit Ölrückständen und Schmutz. Beide Phänomene können derzeit nur über rein statistische Mittel berücksichtigt werden, da parametrische Fehlermodelle bisher nicht verfügbar sind. Unterdessen ist die Einflussstärke der individuellen Faktoren nicht bekannt und es wurde die auf Erfahrung beruhende Annahme getroffen, dass Ölrückstände und Verschmutzung wesentlich dominanter zum Versagen beitragen als Fluchtungsfehler. Eine Korrelation zur Triebwerksflugstundenzahl ist damit wahrscheinlich. In BILD 12 wird außerdem ersichtlich, dass die Simulation mit konstanter Fehlerrate im niederen Flugstundenbereich pessimistischere Ergebnisse liefert als die Weibullfunktion der Flotte.

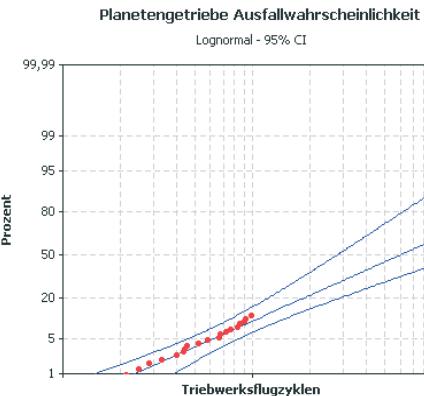
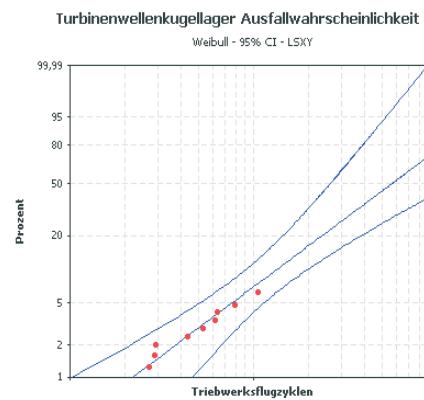
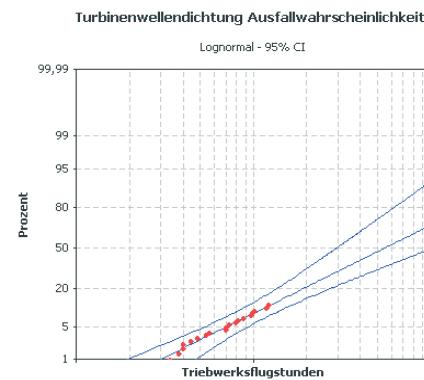
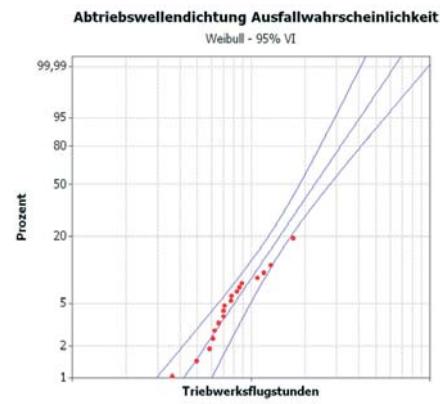


BILD 13. Ausfallwahrscheinlichkeit nach Fehlermode

Diese Tendenz wandelt sich indes ab dem Erreichen von ca. 15% T_{EOL} ins Gegenteil, sodass bei T_{EOL} eine Abweichung von ca. 19% besteht. Die Annahme einer konstanten Fehlerrate liefert damit Ergebnisse, die grundsätzlich durch das Heranziehen der gefundenen Weibullverteilung verbessert werden könnten. Dennoch sind beide Ansätze ungeeignet um Fehlermoden parametrisch abzubilden, weshalb auf diesem Wege keine für das Versagen relevante Betriebsparameter außer der Flugstundenzahl identifiziert werden können.

3.2.2 Turbinenwellendichtung

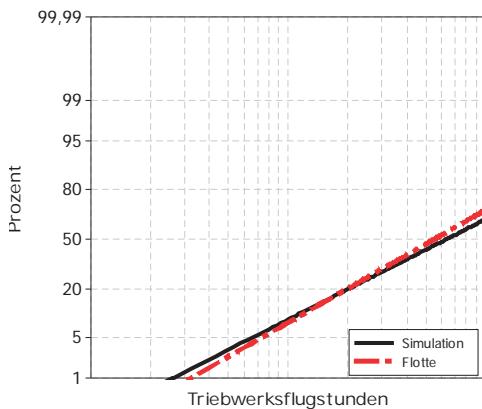


BILD 14. Turbinenwellendichtung Ausfallwahrscheinlichkeit (Lognormal)

Aus BILD 14 wird deutlich, dass der für die Turbinenwellendichtung gewählte Ansatz mit der Flottenerfahrung gut konvergiert. Zum Zeitpunkt T_{EOL} besteht lediglich eine Abweichung von ca. 5%. Die Wahl der Flugstundenzahl als Referenz erfolgte basierend auf dem bereits erörterten Fehlermechanismus der Polymerverhärtung, der durch bei hohen Temperaturen verbrachte Zeit stark lebensdauer-verkürzend wirkt.

Als Ergebnis lässt sich festhalten, dass sich der für die Turbinenwellendichtungslebensdauer signifikante Parameter als die Temperatur der Dichtung ergibt, die wiederum maßgeblich von der Öltemperatur des Luftturbinenstarters getrieben wird.

3.2.3 Turbinenwellenkugellager

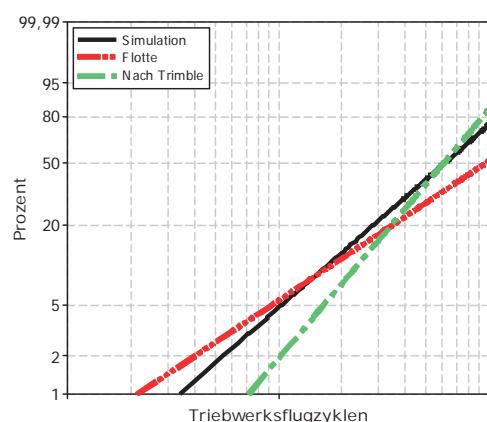


BILD 15. Turbinenwellenkugellager Ausfallwahrscheinlichkeit (Weibull)

Auch beim Turbinenwellenkugellager erreicht die parametrische Simulation brauchbare Übereinstimmung sowohl mit der Flotte als auch den Angaben in [8]. Nach [19] beträgt der Gestaltparameter der Simulation $\beta = 1,5$ und ist damit in Bereich der Abnutzung geringfügig konservativer als die Flottenfunktion bei vergleichbarem charakteristischem Leben und etwas optimistischer als [8], was auf den Tragfähigkeitsunterschied des eingesetzten Lagers zurückzuführen ist. Bei T_{EOL} ergibt sich so eine Abweichung von unter 20% zwischen Flotte und Simulation und unter 10% zwischen Simulation und [8]. Nach der oben beschriebenen Fehlermodellierung ist es ersichtlich, dass die Lebensdauer des Turbinenwellenlagers zu der Anzahl der Anlassvorgänge, also Lastzyklen, in Beziehung steht.

Für die Lebensdauer des Turbinenwellenlagers relevant ist einerseits eine Drehzahl-Zeit Kurve und andererseits die Öltemperatur des Luftturbinenstarters beim Anlassvorgang.

3.2.4 Planetengetriebe

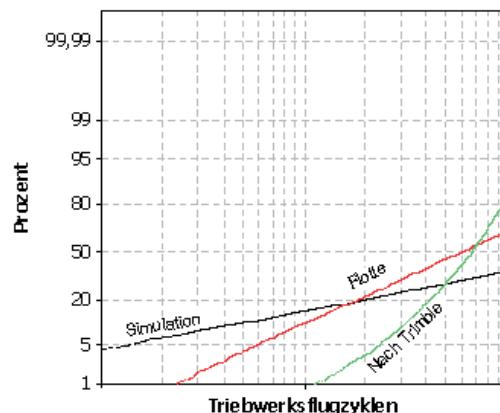


BILD 16. Planetengetriebe Ausfallwahrscheinlichkeit (Lognormal)

Aus BILD 16 lässt sich ableiten, dass bis ca. 15% T_{EOL} die Simulation höhere Ausfallwahrscheinlichkeiten angibt als die in 3.1 eingepasste Funktion der Flotte. Zum Zeitpunkt T_{EOL} hat sich dieser Trend umgekehrt und die Simulation resultiert in ca. 28% geringerer Ausfall. Die in [8] vorgeschlagene Funktion folgt dagegen einer Weibullverteilung mit Gestaltparameter $\beta = 2,5$ und ist damit sehr stark durch Abnutzungseinflüsse geprägt. Dies lässt sich durch die eingesetzten Materialien erklären, da moderne Werkstoffe eine wesentlich höhere Resistenz gegen Ermüdung aufweisen und die Funktion nach [8] damit nicht repräsentativ für die vorliegende Einheit ist. In Anbetracht der Ausfallmodellierung nach dem schwächsten Glied (Sonnenrad) und den extrem hohen involvierten Lastwechselspielen reflektiert die Simulation ausreichend genau das Verhalten der Komponente. Wie für das Turbinenwellenkugellager ist auch hierbei eine bessere Korrelation zu der Anzahl der Anlassvorgänge denn zur Flugstundenzahl zu erwarten.

Die für die Lebensdauer interessanten Parameter unterscheiden sich nicht von denen des Turbinenwellenkugellagers und wurden in 3.2.3 abgeleitet.

3.2.5 Diskussion der Ergebnisse der einzelnen Fehlermoden

Mit den Ergebnissen des gewählten Modellansatzes konnten die zur Lebensdauerbeobachtung der Einheit notwendigen Betriebsparameter hinreichend genau identifiziert werden. Im Bereich der Aussageschärfe bietet sich dennoch weiteres Optimierungspotential. Dabei gilt es allerdings zu beachten, dass die in Abschnitt 3.2 vorgenommene Beurteilung der Genauigkeit durch Angabe der Differenz zwischen Simulation und statistischer Verteilungsfunktion am Lebensende der Einheit auf der Datenbasis einer relativ jungen Flotte beruht. Die älteste Komponente der Flotte erreichte innerhalb des Beobachtungsintervalls nur ca. 20% T_{EOL} und es besteht die grundsätzliche Möglichkeit von Veränderungen der eingepassten Funktionen über den weiteren Betrieb. Ein anderer in 2.2 bereits erwähnter Aspekt ist, dass im entwickelten Modell ausschließlich Abnutzungerscheinungen berücksichtigt wurden, es aber aufgrund des Datenerfassungssystems nicht restlos ausgeschlossen werden kann, dass die Flottendaten auch andere Fehlermoden enthalten könnten, wie zum Beispiel das Versagen eines Getriebes durch Materialfehler oder unbeherrschte Herstellungsprozesse. Überdies ist die angenommene Dreiecksverteilung der Umgebungstemperatur beim Triebwerksstart zwar für die Gesamtflotte repräsentativ, einzelne Komponenten können dennoch der großen globalen Einsatzbandbreite wegen anderen Verteilungen gehorchen.

3.2.6 Kombinierte Komponentenlebensdauer

Die einzelnen Fehlermoden können abschließend nach Gleichung (6) kombiniert werden, die das Zuverlässigkeitsgesetz eines nicht redundanten Systems, bei dem der Ausfall einer einzelnen Teilkomponente zum Systemausfall führt, beschreibt.

$$(6) \quad R_{S(t)} = \prod_{i=1}^n R_{i(t)}$$

Die Ergebnisse können BILD 17 entnommen werden.

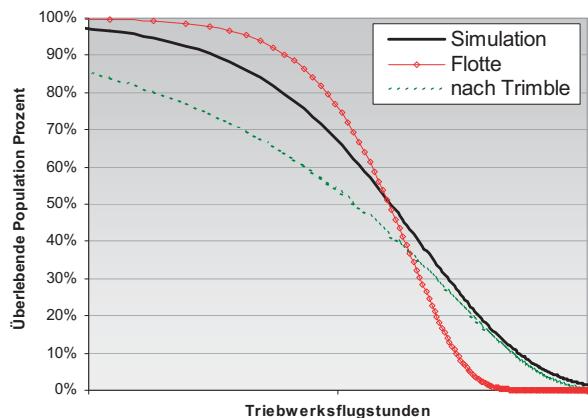


BILD 17. Lebensdauer des Luftturbinenstarters

Es ist dabei zu erkennen, dass generell Simulation und Flotte gut übereinstimmen, mit einer maximalen Abweichung von ca. 20% kurz vor erreichen von T_{EOL} . Indes ist die Simulation im unteren und mittleren Flugstundenbereich konservativer als die Flotte, ein Trend der sich im oberen Bereich umkehrt, wo die sich aus Simulation erge-

bende Funktion gegen die aus [8] läuft, die ihrerseits im niederen Flugstundenbereich zu konservativ erscheint. Dies wird unter anderem bedingt durch Weiterentwicklung von Material und Fertigungstechnik innerhalb der letzten ein bis zwei Dekaden.

4. LEBENDAUERBEOBACHTUNGSSYSTEME

Aus Kapitel 3 ergeben sich die für Lebensdauerbeobachtung des Luftturbinenstarters wichtigen Größen zu:

- der Drehzahl-Zeit Kurve des Anlassers beim Triebwerksstartvorgang
- der Öltemperatur des Luftturbinenstarters
- den Nutzungsdaten der Einheit in Triebwerksflugstunden und -Zyklen

Damit eröffnen sich mehrere, in der Komplexität abgestufte Optionen der Ausführung der Lebensdauerbeobachtung, die vor allem nach wirtschaftlichen Erwägungen selektiert werden können aber als aufeinander aufbauend zu betrachten sind:

4.1 Stufe 1: Betrieb bis zur Fehlfunktion

Diese heute für Anbauteile übliche Strategie setzt keinerlei differenzierte Datenerfassung voraus. In der Regel werden zum Zwecke der Zuverlässigkeitstatistik nur Ausfälle erfasst, nicht die zugehörigen Nutzungsdaten und Fehlerursachen. Es handelt sich dabei dementsprechend um ein einfache zu implementierendes und kostengünstiges Prinzip bei dem man aber in Kauf nimmt, nicht das maximal mögliche Wissen über das Verhalten der Komponenten in Dienst abzugreifen und daraus für künftige Applikationen Verbesserungen zu erarbeiten. Während es derzeit akzeptabel erscheint in dieser Art und Weise zu agieren, sollte man berücksichtigen, dass die Erwartungshaltung an Triebwerksentwicklungsprogramme ständig kürzere Entwicklungszeiten, sinkende Kosten und steigende Zuverlässigkeit diktieren. Eine realistische Umsetzung dieser ehrgeizigen Ziele wird in Zukunft zunehmend nur dann zu erreichen sein, wenn ein maximales Verständnis der die Unzuverlässigkeit treibenden Faktoren erreicht wird und Fehlermoden entweder eliminiert, reduziert oder prognostisch überwacht werden können.

4.2 Stufe 2: Betrieb bis zur Fehlfunktion mit Überwachung von Nutzungsdaten und Fehlerursachenerforschung

Die wesentlichen Unterschiede zu 4.1 bestehen hierbei in einer zusätzlichen Aufzeichnung der Nutzungsdaten in Form von Flugstunden und Flugzyklen der Komponente sowie eines robusten, über die gesamte Zulieferkette hinweg vollständig implementierten Fehlerursachendiagnoseprozesses. Dieser Schritt mag zunächst trivial erscheinen, dennoch wird zusätzlicher Aufwand an EDV Infrastruktur notwendig, um die Datenerfassung weitestgehend zu automatisieren und in geeigneter Software abzubilden. Ferner muss eine Anpassung von Wartungsprozessen vorgenommen werden, um sicherzustellen, dass beim Austausch einer am Triebwerk angebrachten Komponente gegen eine Einheit aus dem Ersatzteilvorrat (zum Beispiel im Zuge von Fehlerdiagnosen) die Nutzungsdaten konsistent bleiben. Die so ermittelten Daten können dann jedoch im Falle eines Versagens eines Luftturbinenstarters zusammen mit der Fehlerursachendiagnose herangezo-

gen werden, um Ausfallmodelle zu verbessern und über Verbesserungspotential der Zuverlässigkeit durch Modifikation der Einheit zu entscheiden.

4.3 Stufe 3: Betrieb bis zum Lebenslimit

Ein Lebenslimit bietet die Möglichkeit eines pro-aktiveren Umgangs mit der Unzuverlässigkeit des Luftpumpeinesters. Im einfachsten Fall kann diese durch das Setzen eines für die gesamte Flotte geltenden Lebenslimits beeinflusst werden, bei dessen Erreichen die Einheit entweder im Linienbetrieb oder beim nächsten routinemäßigen Werkstattbesuch ausgetauscht wird. Während dieses Vorgehen nicht die maximal mögliche Nutzung der Komponente garantiert, lässt sich so die Abfertigungszuverlässigkeit des Luftfahrzeugs erhöhen.

4.4 Stufe 4: Individuelle Lebensdauerbeobachtung

Eine *Betrieb bis zum Lebenslimit* Strategie erlaubt aktiveren Umgang mit Zuverlässigkeitsanforderungen, es besteht aber eine hohe Wahrscheinlichkeit, dass eine Untermenge von Einheiten wesentlich anders belastet wird als die Gesamtheit der Flotte. Zu einem robusten Management der Komponentenzuverlässigkeit ist es daher unabdingbar, individuelle Lebensdauerbeobachtung durchzuführen. Mit den bisher erarbeiteten Erkenntnissen kann dies auf verschiedene Arten durchgeführt werden: Basierend auf den entwickelten Modellen mit den zu überwachenden Größen Missionsdauer und Umgebungstemperatur oder mit dem genaueren (aber aufwendigeren) Ansatz den Triebwerksanlassvorgang zeitdiskret aufzuzeichnen und somit die Drehzahl-Zeit Kurve sowie die Triebwerksöltemperatur als Messwerte zu erhalten. So kann eine Ebene unscharfer Annahmen, nämlich die der Belastungsparameter, entbehrlich gemacht werden, womit sich die Aussageschärfe direkt erhöhen lässt.

FAZIT

Mit Hilfe des in Kapitel 2 entwickelten und in Kapitel 3 getesteten Modells, das das reale Ausfallverhalten des Luftpumpeinesters ausreichend genau wiedergibt, wurden die relevanten Parameter zur Lebensdauerbeobachtung und -Prognostik der Komponente abgeleitet. Dies sind zum einen die Drehzahl-Zeit Kurve und zum anderen die Triebwerksöltemperatur als Maß für die Temperatur des Startermotors. Mittels dieser Parameter, ergänzt um das Wissen aus den Sachverhalt wiedergebenden Modellen, kann so je nach Geschäftsmodell vom *Betrieb bis zur Fehlfunktion* bis hin zur individuellen Lebensdauerbeobachtung, die es ermöglicht Komponentenzuverlässigkeit aktiv zu managen, die optimale Sekundärmarktstrategie implementiert werden. Unter der Voraussetzung der Integration von Einheitentausch und regelmäßigen Wartungserignissen können auf diese Weise die Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit des Flugzeuges erhöht werden.

LITERATUR

- [1] Cranfield University: "Analysis of the EU air transport industry - Final Report 2005", Cranfield University, abrufbar über ec.europa.eu/transport/air_portal/observatory/doc/annual_reports/annual_report_%202005.pdf [27.09.2008]
- [2] Rupprecht, K.: "Prozessorientiertes Verkehrsmanagement einer global agierenden Airline am Hub-Flughafen Frankfurt/Main", Springer Berlin Heidelberg, 2008
- [3] International Air Transport Association: "Fuel Price Monitor", IATA, abrufbar über www.iata.org/whatwedo/economics/fuel_monitor/price_development.htm [27.09.2008]
- [4] Rupp, O.: "Instandhaltungskosten bei zivilen Strahltriebwerken", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DGLR-JT2001-008, 2001
- [5] Hendricks, R.C.: "Turbomachine Sealing and Secondary Flows", NASA, Glenn Research Center, 2004
- [6] Tanner, G.F.: "An Integrated Engine Health Monitoring System for Gas Turbine Aero-engines", IEEE, Aircraft Airborne Condition Monitoring Seminar, 2003
- [7] Gilb, D.: "Air Turbine Starter Condition Monitoring", Aerospace Power Systems Conference, 1999-01-1379, Society of Automotive Engineers, 1999
- [8] Trimble, S.W.: "Designing Reliability Into An Air Turbine Starter", SAE Technical Paper Series, 831541, www.sae.org, 1983
- [9] Kacprzynski, G.J.: "Enhancement of Physics-of-Failure Prognostic Models with System Level Features", IEEE, Aerospace Conference Proceedings, 2002
- [10] Oswald, F.B.: "Probabilistic Analysis of Space Shuttle Body Flap Actuator Ball Bearings", NASA, TM-2008-215057, 2008
- [11] Rubinstein, R.: "Simulation and the Monte Carlo Method", Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey, USA, 2008
- [12] Giesler W. L.: "Field Reliability of Oil/Air Clearance Seal for Air Turbine Starters", Society of Automotive Engineers, 1999-01-1377, 1999
- [13] Zheng, X.: "Design and Test of Long-Life Non Contacting Bellows Face Seal", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2003-4696, 2003
- [14] McNickle A. D.: "Improved Main Shaft Seal Life in Gas Turbines using Laser Surface Texturing", 2001 NASA Seal Workshop, 2001
- [15] Richter, B.: „Das Langzeitverhalten von O-Ring Dichtungen – qualitative und quantitative Beschreibung des Zeitverhaltens funktionswichtiger Einflussfaktoren“ abrufbar über http://www.o-ring-prueflabor.de/download/Langzeitverhalten_von_O_Ringen.pdf [19.10.2008]
- [16] Pfoertner H.: "RB199 Engine Oil System Failure Diagnostics by Comparison of Measured and Calculated Oil Consumption Using the OLMOS On-Board Monitoring System", 16th Symposium IMS, Munich, Germany, 1991
- [17] Eichler, C.: "Instandhaltungstechnik", Verlag Technik GmbH, Berlin, Deutschland, 2000
- [18] Wiedemann, J.: "Leichtbau", Springer Verlag, Berlin, Deutschland, 1996
- [19] Deutsche Industrie Norm: "Wälzlager; Dynamische Tragzahlen und nominelle Lebensdauer", DIN ISO 281, Beuth Verlag, 1993
- [20] Walsh, P.: "Gas Turbine Performance", Wiley-Blackwell, Malden, USA, 1998
- [21] Dubbel, H.: "Taschenbuch für den Maschinenbau", 21. Auflage, Springer Verlag, Berlin, Deutschland, 2004
- [22] American National Standard: "Fundamental Rating Factors and Calculation Methods for Involute Spur and Helical Gear Teeth", ANSI/AGMA 2001-D04, AGMA Standard, Alexandria, USA, 2001
- [23] Delonga, M.: „Zuverlässigkeitssmanagementsystem auf Basis von Felddaten“, Dissertationsschrift, Institut für Maschinenelemente der Universität Stuttgart, Stuttgart, Deutschland, 2006
- [24] D'Agostino, R.: "Goodness-of-fit-techniques", Marcel Dekker Inc., New York, USA, 1986
- [25] Hinton, P.R.: "Statistics Explained", Routledge, Hove, UK, 2004