

Ein Bewertungsansatz zur Analyse von  
Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen unter  
Berücksichtigung neuer Instandhaltungskonzepte

Vom Promotionsausschuss der  
Technischen Universität Hamburg  
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von  
Nico Björn Hölzel

aus  
Hamburg

2018

1. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Volker Gollnick  
2. Gutachter: Prof. Dr. rer. pol. Dr. h. c. Wolfgang Kersten

Vorsitzender des Prüfungsausschusses: Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke

Tag der mündlichen Prüfung: 17.12.2018

# Danksagung

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeiten als wissenschaftlicher Mitarbeiter in der Abteilung Systemanalyse Lufttransport der Einrichtung Lufttransportsysteme des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) und am Institut für Lufttransportsysteme der Technischen Universität Hamburg (TUHH).

Zuallererst möchte ich mich bei meinem Doktorvater, Herrn Prof. Dr. Volker Gollnick, für die Betreuung meiner Arbeit sowie die stetige und wohlwollende Unterstützung meines Promotionsvorhabens bedanken. Auch danke ich Herrn Prof. Dr. Wolfgang Kersten für die Begutachtung meiner Arbeit und Herrn Prof. Dr. Frank Thielecke für die Übernahme des Vorsitzes des Prüfungsausschusses. Weiterer Dank gilt meinen früheren Abteilungsleitern Prof. Dr. Eike Stumpf und Oliver Pape für die Unterstützung des Vorhabens.

Die erfolgreiche Bewältigung der von mir gewählten, durch ausgeprägte Multidisziplinarität gekennzeichneten Themenstellung wäre ohne intensiven Austausch und die Zusammenarbeit mit Experten der jeweiligen Fachdisziplinen sowohl in der Wissenschaft als auch der Industrie kaum möglich gewesen. Daher gilt ein großer Dank dem DLR, der TUHH, dem BMWi, der Lufthansa Technik AG, und den jeweiligen Partnern und Mitarbeitern in den Forschungsprojekten ProReB und OMAHA, im Rahmen derer ich wesentliche Grundlagen dieser Arbeit entwickeln konnte.

Ganz besonders danke ich meinen damaligen Kollegen aus der Abteilung Systemanalyse Lufttransport und den Kolleginnen und Kollegen der Einrichtung Lufttransportsysteme für deren fachliche und moralische Unterstützung auf dem Weg zur Promotion. In diesem Zusammenhang möchte ich mich besonders bei Dr. Kai Wicke, Dr. Marco Weiss, Thomas Schilling, Peter Nolte, Dr. Arno Apffelstaedt, Dr. Stephan Langhans, Dr. Malte Niklaß, Dr. Robin Ghosh und Henrik Meyer für die wertvollen fachlichen (und auch die nicht fachbezogenen) Diskussionen innerhalb und außerhalb des Instituts bedanken.

Der Prozess bis zur Fertigstellung dieser Arbeit war ein längerer, mit Höhen und manchen Tiefen gesäumter Weg. Dass ich diesen Weg erfolgreich bis zum Ende gegangen bin, ist auch das Verdienst meiner Familie, allen voran meiner Eltern, sowie meiner Freunde und natürlich von Dir, liebe Anja. Ich danke Euch sehr für das unablässige Verständnis und den positiven Zuspruch während dieser Zeit.

Hamburg, im Juli 2019

Nico B. Hölzel



# Übersicht

Starker Wettbewerb und hoher Kostendruck in der Luftfahrt zwingen Flugzeughersteller und -betreiber zu immer weitergehenden Effizienzverbesserungen der Flugzeuge sowie der Betriebs- und Instandhaltungsprozesse. Neben der Reduktion der direkten Betriebskosten besteht ein Ziel darin, die Verfügbarkeit und Betriebszuverlässigkeit von Verkehrsflugzeugen in der Zukunft signifikant zu erhöhen. Einen wichtigen Beitrag könnte ein integriertes Zustandsmanagementsystem mit Prognosefähigkeiten leisten. Die Zustandsprognose soll bevorstehende Ausfälle von Komponenten oder Systemen erkennen und die verbleibende Nutzungsdauer (*remaining useful life*, RUL) bis zu ihrem Ausfall abschätzen können.

In dieser Arbeit soll ein Bewertungsansatz zur Analyse von Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen vorgestellt und dessen Eignung in einem Anwendungsfall demonstriert werden. Im Unterschied zu bisherigen Arbeiten erfolgt die Bewertung auf Gesamtflugzeug- bzw. Flottenebene und umfasst den gesamten Betriebslebenszyklus. Die Analyse berücksichtigt Unvollkommenheiten von Zustandsdiagnose- und Prognoseansätzen und bindet Einflüsse neuer Instandhaltungskonzepte ein. Damit soll der entwickelte Bewertungsansatz realistische Abschätzungen des wirtschaftlichen Potenzials von Zustandsmanagementsystemen aus der Perspektive eines Flugzeugbetreibers ermöglichen.

Dazu werden zunächst die technologischen Grundlagen der Diagnose- und Prognoseansätze sowie die durch Flugzeugbetrieb und Instandhaltung heute bestehenden Randbedingungen ermittelt. Ausgehend davon werden die relevanten Einflüsse von Prognosesystemen identifiziert. Für die anschließende Modellierung und Bewertung kommt ein Lebenszyklus-Kosten-Nutzen-Ansatz zum Einsatz, der geeignet ist, betriebliche und wirtschaftliche Auswirkungen neuer Technologien auf den Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs zu analysieren. Die Grundlage der Modellierung ist eine diskrete ereignisorientierte Simulation des Flugzeugbetriebs und der Instandhaltung. Die anschließende wirtschaftliche Bewertung der Simulationsergebnisse erfolgt, basierend auf den Zahlungsströmen im Betriebslebenszyklus, in einer dynamischen Investitionsrechnung aus der Perspektive einer Fluggesellschaft.

Der Schwerpunkt der Modellierungen liegt auf der Instandhaltung, die sich in geplante und ungeplante Instandhaltungsereignisse unterteilt. Die ungeplante Instandhaltung ist auf Basis ermittelter Ausfallverteilungsfunktionen auf Subsystem bzw. Komponentenebene und unter Berücksichtigung der Mindestausrüstungsliste des Flugzeugs modelliert. Die geplante Instandhaltung kann durch (traditionelle) Block-Checks oder durch aufgabenorientierte Instandhaltungsereignisse beschrieben werden. Der Modellierungsansatz bildet die relevanten

Einflüsse eines Zustandsmanagementkonzepts auf geplante und ungeplante Instandhaltung ab und berücksichtigt zentrale Leistungsparameter (z. B. Grad der Prognosedurchdringung in einem Subsystem) und mögliche Unvollkommenheiten (d. h. Prognosefehler) der Prognosesysteme.

Die Degradierung von technischen Bauteilen hängt stets von ihrer Belastung, bereits vorhandenen Vorschädigungen und den herrschenden Umweltbedingungen ab. Dementsprechend können sich die RUL-Schätzungen eines Prognosesystems u. a. in Abhängigkeit des Flugzeugeinsatzes im Zeitverlauf verändern. Um Kosten und Stillstandszeiten eines Flugzeugs im Lebenszyklus zu minimieren, ist ein Betreiber einerseits versucht, die RUL jeder einzelnen Komponente möglichst gut auszunutzen, dabei aber andererseits bestrebt, aus Effizienzgründen mehrere Instandhaltungstätigkeiten während einer Bodenzeit zu bündeln. Es ergibt sich damit ein dynamisches Planungsproblem für die optimale Terminierung der resultierenden zustandsorientierten Instandhaltungsaufgaben. Da (aus technologischer und wirtschaftlicher Sicht) nicht mit einer vollständigen Prognosedurchdringung aller Flugzeugsysteme und -bauteile zu rechnen ist, wird ein Nebeneinander von prädiktiven und periodisch präventiven Instandhaltungstätigkeiten existieren.

In der Arbeit wird ein integrierter Ansatz für eine dynamische Instandhaltungsplanung vorgeschlagen, welcher prädiktive und periodisch präventive Aufgaben zu Ereignissen pakettiert und diese terminiert. Der eingesetzte Optimierungsansatz minimiert die Instandhaltungskosten im Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs bei Gewährleistung des geplanten Flugbetriebs und unter Berücksichtigung begrenzter Instandhaltungskapazitäten.

In einem abschließenden Anwendungsfall wird das wirtschaftliche Potenzial von Prognosesystemen auf Flugzeugebene unter Einbindung einer zustandsorientierten Instandhaltungsplanung untersucht. Für die Analyse wird zunächst ein konventionelles Referenzsystem definiert, welches einem Flugzeug mit installiertem Prognosesystem und zustandsorientiertem Instandhaltungsprogramm gegenübergestellt wird. Da zukünftig erreichbare Leistungsparameter von Prognosesystemen heute noch unsicher sind und die Variablen des Flugzeugbetriebs betreiberspezifisch sind, werden Parametervariationen zentraler Einflussfaktoren auf die Wirkung der Zustandsmanagementkonzepte durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Parametervariationen ermöglichen es, technische und wirtschaftliche Anforderungen an zukünftige Prognosesysteme und zustandsorientierte Instandhaltungskonzepte abzuleiten.

Mit dem in dieser Arbeit entwickelten Ansatz steht ein Bewertungsmodell bereit, welches eine ganzheitliche Kosten-Nutzen-Analyse von Zustandsmanagementkonzepten auf Flugzeug- und Flottenebene ermöglicht. Es kann gezeigt werden, dass die Implementierung von Prognosesystemen einen signifikanten wirtschaftlichen Nutzen im Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs leisten kann. Der vorgestellte Ansatz kann zukünftig als Entscheidungsunterstützung und zur Ableitung technischer und wirtschaftlicher Anforderungen bei einer möglichen Implementierung von Prognose- und Zustandsmanagementkonzepten in neue oder existierende Flugzeugtypen dienen.

# Abstract

Strong competition and high cost pressure in aviation are forcing aircraft manufacturers and operators to constantly improve the efficiency of their aircraft, as well as their operating and maintenance processes. In addition to reducing direct operating costs, one goal is to significantly increase the availability and operational reliability of commercial aircraft in the future. An important contribution could be made by an integrated health management system with prognostic capabilities. The health prognosis is intended to detect impending failures of components or systems and to estimate the remaining useful life (RUL) up to their failure.

In this work an evaluation approach for the analysis of health management systems in commercial aircraft is presented and its feasibility will be demonstrated in a case of application. In contrast to previous works, the assessment is carried out at aircraft and fleet level and covers the entire operating life cycle. The analysis takes into account imperfections of condition diagnosis and prognosis approaches and incorporates influences of new maintenance concepts. The purpose of this evaluation approach is to enable realistic estimates of the economic potential of health management systems from the perspective of an aircraft operator.

First of all, the technological foundations of diagnosis and prognosis approaches as well as the present boundary conditions through aircraft operation and maintenance are determined. Based on this, the relevant influences of prognostic systems are identified. The subsequent modeling and evaluation uses a life cycle cost-benefit approach that is capable of analyzing the operational and economic impacts of new technologies on the operating life cycle of an aircraft. The basis of modeling is a discrete event simulation of aircraft operation and maintenance. The economic evaluation of the simulation results is conducted in a dynamic investment calculation based on the cash flows over the operating life cycle and from the perspective of an airline.

The focus of the modeling is on the maintenance, which is divided into scheduled and unscheduled maintenance events. The unscheduled maintenance is modeled on the basis of determined failure distribution functions at subsystem or component level and taking into account the minimum equipment list of the aircraft. The scheduled maintenance can be described by (traditional) block checks or by task-oriented maintenance events. The modeling approach represents the relevant influences of a health management concept on scheduled and unscheduled maintenance and takes into account crucial performance parameters (e. g.

degree of prognosis coverage in a subsystem) and potential imperfections (i. e. prognostic errors) of the prognostic system.

The degradation of technical items always depends on their load, pre-existing damage and prevailing environmental conditions. Accordingly, the RUL estimates by a prognostic system may change, among other things, depending on aircraft usage over time. In order to minimize the costs and downtime of an aircraft in the life cycle, an operator on the one hand tries to make the highest possible utilization of the RUL of each individual component, but on the other hand to bundle multiple maintenance activities during a single ground time. This results in a dynamic planning problem for the optimal scheduling of the resulting condition-based (predictive) maintenance tasks. Since (from a technological and economical point of view) a complete prognostic coverage of all aircraft systems and components can not be expected, condition-based maintenance activities will coexist with periodic preventive maintenance tasks.

The work proposes an integrated approach to dynamic maintenance planning that packages predictive and periodic preventive tasks to events and that schedules these events. The optimization approach used minimizes the maintenance costs in the operating life cycle of an aircraft while ensuring planned flight operations and taking into account limited maintenance capacities.

In a final case of application, the economic potential of prognostic systems at aircraft level is analyzed with the aid of condition-based maintenance planning. For the analysis, a conventional reference system is first defined, which is compared to an aircraft equipped with an prognostic system and a condition-based maintenance program. Since future achievable performance parameters of prognostic systems are still uncertain and the variables of aircraft operation are operator-specific, parameter variations of crucial influencing factors on the effect of the condition management concepts are carried out. The results of these parameter variations make it possible to derive technical and economic requirements for future prognostic systems and condition-based maintenance concepts.

With the approach developed in this work, an evaluation model is available, which enables a holistic cost-benefit analysis of health management concepts at aircraft and fleet level. It can be shown that the implementation of prognostic systems can provide significant economic benefits in the operating life cycle of an aircraft. In the future, the presented approach can serve as decision support and for the derivation of technical and economic requirements for a possible implementation of prognostics and health management concepts in new or existing aircraft types.



# Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	ix
Nomenklatur	xi
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Ausgangssituation und Problemstellung . . . . .	1
1.2 Zielsetzung . . . . .	12
1.3 Aufbau der Arbeit . . . . .	14
<b>2 Instandhaltung in der zivilen Luftfahrt</b>	<b>17</b>
2.1 Grundlagen der Instandhaltung . . . . .	17
2.1.1 Degradation und Ausfallverhalten technischer Systeme . . . . .	18
2.1.2 Definitionen und Begriffsabgrenzungen . . . . .	23
2.1.3 Instandhaltungsstrategien und -konzepte . . . . .	27
2.2 Instandhaltungsprogramme für zivile Transportflugzeuge . . . . .	34
2.2.1 Gesetzlicher und regulatorischer Rahmen . . . . .	35
2.2.2 Entwicklung eines Instandhaltungsprogramms . . . . .	41
2.2.3 Betriebliche Organisation . . . . .	44
2.3 Potenziale und Grenzen der heutigen Instandhaltungskonzepte . . . . .	48
<b>3 Technologien und Konzepte für eine zustandsorientierte Flugzeuginstandhaltung</b>	<b>55</b>
3.1 Grundlagen des Zustandsmanagements . . . . .	56
3.1.1 Diagnose- und Prognoseansätze für Systeme . . . . .	59
3.1.2 <i>Structural Health Monitoring</i> -Ansätze . . . . .	68
3.1.3 Zustandsmanagement in heutigen Verkehrsflugzeugen . . . . .	71
3.1.4 Grenzen der heutigen Zustandsmanagementsysteme . . . . .	73
3.2 Konzept für ein <i>Integrated Vehicle Health Management</i> mit Prognosefähigkeiten	74
3.2.1 Ziele und Einflüsse . . . . .	74
3.2.2 Gesamtarchitektur und ihre Elemente . . . . .	79
3.2.3 Entwicklungs- und Zertifizierungsprozess . . . . .	83
3.3 Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung . . . . .	90
3.3.1 Anforderungen an eine zukünftige Instandhaltungsplanung . . . . .	91
3.3.2 Modellierungs- und Lösungskonzepte . . . . .	92

3.4	Erkenntnisse und Schlussfolgerungen für das Simulations- und Bewertungsmodell . . . . .	96
<b>4</b>	<b>Technologiebewertung im Lufttransportsystem</b>	<b>99</b>
4.1	Definition und Zielsetzung . . . . .	99
4.2	Allgemeines Verfahrensschema . . . . .	101
4.3	Ökonomische Technologiebewertung im Lufttransportsystem . . . . .	103
4.3.1	Definition des Lufttransportsystems . . . . .	103
4.3.2	Flugzeuglebenszyklus . . . . .	104
4.3.3	Anforderungen an eine Technologiebewertung im Lufttransportsystem	105
4.3.4	Ökonomische Bewertungs- und Modellierungsansätze . . . . .	108
<b>5</b>	<b>Modell für die ökonomische Lebenszyklusanalyse von IVHM-Konzepten</b>	<b>115</b>
5.1	Entwurf des Modellierungs- und Bewertungskonzepts . . . . .	115
5.1.1	Spezifikation des Bewertungsmodells . . . . .	115
5.1.2	Modellarchitektur Betreiberlebenszyklus . . . . .	120
5.1.3	Diskret-Ereignis-Simulation . . . . .	121
5.1.4	Probabilistische Analysen . . . . .	121
5.1.5	Parametervariationen . . . . .	122
5.2	Modellierung des Flugzeugbetriebs . . . . .	124
5.3	Modellierung des Ausfallverhaltens von Komponenten und Systemen . . . . .	126
5.3.1	Ausfallwahrscheinlichkeitsdichtefunktionen . . . . .	126
5.3.2	Erzeugung von Lebenszeiten . . . . .	127
5.3.3	Aggregation zu Flugzeugsystemen . . . . .	130
5.4	Modellierung der Flugzeuginstandhaltung . . . . .	131
5.4.1	G geplante Instandhaltungsereignisse . . . . .	132
5.4.2	U ungeplante Instandhaltungsereignisse . . . . .	135
5.4.2.1	Simulation des Flugzeugbetriebs und der Ausfälle . . . . .	137
5.4.2.2	Ausfallfolgen und Mindestausrüstungsliste . . . . .	138
5.4.3	Zustandsdiagnose und -prognose . . . . .	141
5.4.4	Integrierte dynamische Instandhaltungsplanung . . . . .	144
5.4.4.1	Konzept und Integration des Optimierungsansatzes . . . . .	144
5.4.4.2	Optimierungsproblem der Instandhaltungsplanung . . . . .	149
5.4.4.3	Optimierungsalgorithmus . . . . .	154
5.5	Modellierung des ökonomischen Flugzeuglebenszyklus . . . . .	156
5.5.1	Kapital- und Betriebskostenelemente . . . . .	157
5.5.2	Betriebliche Erlöse . . . . .	165
5.5.3	Flugzeugrestwert . . . . .	166
5.5.4	Technologiefaktoren . . . . .	169
5.5.5	Cashflow-Analyse und Leistungsindikatoren . . . . .	169
5.6	Verifizierung und Validierung . . . . .	170
<b>6</b>	<b>Anwendung des Modellierungs- und Bewertungsansatzes</b>	<b>179</b>
6.1	Zielsetzungen und Annahmen . . . . .	179
6.2	Analyseprozess . . . . .	181
6.3	Referenzsystem . . . . .	182

6.3.1	Flugzeugtyp und ökonomische Rahmenbedingungen . . . . .	183
6.3.2	Flugzeugbetrieb . . . . .	185
6.3.3	Instandhaltung . . . . .	185
6.3.3.1	Geplante Instandhaltung . . . . .	186
6.3.3.2	Ungeplante Instandhaltung . . . . .	192
6.3.4	Kalibrierung und Analyse des Referenzsystems . . . . .	195
6.4	Technologiealternativen der Analyse . . . . .	197
6.4.1	IVHM-System . . . . .	197
6.4.2	Parameterraum der Analyse . . . . .	198
6.5	Analyseergebnisse und Diskussion . . . . .	199
6.5.1	Schlussfolgerungen und Empfehlungen . . . . .	206
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>209</b>
<b>A</b>	<b>Ergänzungen zum Stand der Technik</b>	<b>215</b>
A.1	Erweiterte Begriffsdefinitionen und -erläuterungen . . . . .	215
A.2	Typische Ausfallmuster im Flugzeug . . . . .	220
A.3	Planungsgrundsätze der Instandhaltung . . . . .	221
A.4	Instandhaltungs- und Zertifizierungsaspekte . . . . .	222
A.4.1	Betriebs- und Instandhaltungsdokumentation . . . . .	222
A.4.2	Effektivitäts- und Effizienzmetriken in der Instandhaltung . . . . .	222
A.4.3	Genehmigungsumfänge in der Instandhaltung . . . . .	226
A.5	Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanforderungen . . . . .	227
A.5.1	Konstruktionsprinzipien und Auslegungskriterien gegen Ermüdung . . . . .	228
A.5.2	Verkehrszulassung . . . . .	230
A.5.3	Ausfallklassen und -konsequenzen . . . . .	230
A.5.4	MSG-3 Logikdiagramme . . . . .	232
A.6	Zustandsmanagementsysteme . . . . .	236
<b>B</b>	<b>Modellentwicklungen</b>	<b>239</b>
B.1	Durchführung von Parametervariationen . . . . .	239
B.2	Flight Schedule Builder Modul . . . . .	240
B.3	Maintenance Schedule Builder Modul . . . . .	241
B.4	Lifecycle Cost Benefit Modul . . . . .	243
B.5	Verifizierung und Validierung der Modellierungen . . . . .	245
B.5.1	Verifizierung der Verspätungs- und Annullierungsmodelle . . . . .	245
B.5.2	Verifizierung des Planungsansatzes in AIRMAP . . . . .	246
<b>C</b>	<b>Anwendungsfall</b>	<b>249</b>
C.1	Referenzflugzeugbeschreibung . . . . .	249
C.1.1	Geplante Instandhaltung . . . . .	249
C.1.2	Ungeplante Instandhaltung . . . . .	253
C.2	Ergänzende Analyseergebnisse . . . . .	255
C.2.1	Einfluss der <i>Task Redundancy</i> und <i>Interval Escalation</i> . . . . .	255
C.2.2	Ergebnisstreuungen . . . . .	256
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>258</b>



# Abbildungsverzeichnis

1.1	Profitabilität der Fluggesellschaften über die letzten 40 Jahre . . . . .	3
1.2	Aufgliederung der Flugzeuglebenszykluskosten aus Sicht eines Betreibers . . .	4
1.3	Kostenaufschlüsselungen im Flugzeugbetrieb für das Jahr 2014 . . . . .	5
1.4	Operative Anforderungen . . . . .	7
1.5	Aufbau der Arbeit . . . . .	14
2.1	Typen von Ausfallmechanismen . . . . .	19
2.2	Badewannenkurve der Ausfallrate . . . . .	22
2.3	Grundmaßnahmen der Instandhaltung . . . . .	24
2.4	Strukturierung der Instandsetzungsmaßnahmen . . . . .	25
2.5	Das PF-Intervall . . . . .	30
2.6	Auswirkungen der unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien auf Betriebs- und Stillstandszeiten . . . . .	33
2.7	Grundstruktur des EASA-Regelwerks für die Lufttüchtigkeit . . . . .	36
2.8	Aufteilung des technischen Bereichs einer Luftverkehrsgesellschaft . . . . .	38
2.9	Prozess der Instandhaltungsprogrammentwicklung . . . . .	43
2.10	Typischer Aufbau eines Instandhaltungsbetriebs . . . . .	46
2.11	Der Komponentenkreislauf in der Flugzeuginstandhaltung . . . . .	47
2.12	Technik- bzw. instandhaltungsbezogene Ursachen von verspäteten Flugab- fertigungen . . . . .	50
2.13	Treiber für die operationelle Zuverlässigkeit . . . . .	51
3.1	Funktionale Architektur eines IVHM-Systems . . . . .	57
3.2	Kategorien der Diagnoseansätze . . . . .	61
3.3	Architektur eines Prognoseansatzes . . . . .	61
3.4	Einordnung von technischen Prognoseansätzen . . . . .	63
3.5	Hybrider Prognoseansatz aus einem physikalisch-basierten Modell und einem datengetriebenen Ansatz . . . . .	67
3.6	Strukturbild eines CMCs der aktuellen Generation . . . . .	73
3.7	Nutzen von Diagnose und Prognose in Bezug auf die Wirtschaftlichkeit und Sicherheit . . . . .	77
3.8	IVHM-Architektur mit Zuordnung zu den OSA-CBM Schichten . . . . .	81
3.9	Auswahlprozess für ein Prognosekonzept . . . . .	84
3.10	IVHM Entwicklungsprozess . . . . .	85
3.11	Beispiel eines bewerteten Graphen mit kürzester Strecke . . . . .	94
3.12	Lösungsbaum . . . . .	95
3.13	Einfluss der Auswahlregel auf die Reihenfolge des Durchsuchens einer Baum- struktur . . . . .	95

4.1	Idealtypische Untersuchungselemente einer Technologiebewertung . . . . .	102
4.2	Interessengruppen im Lufttransportsystem . . . . .	104
4.3	Festlegung und Anfall der Kosten, Wissen und Änderungsleichtigkeit im Produktlebenszyklus . . . . .	105
4.4	Determinanten der Technologiebewertung im Lufttransportsystem . . . . .	106
5.1	Spezifikation des Modellierungs- und Bewertungsansatzes . . . . .	116
5.2	Schematische Architektur des Lebenszyklus-Kosten-Nutzen-Modells . . . . .	118
5.3	Modulare Programmstruktur von AIRTOBS . . . . .	121
5.4	Strukturdarstellung der Parametervariationen in AIRTOBS . . . . .	123
5.5	Logik zur Berechnung der verfügbaren Zeit für den (geplanten) Flugbetrieb .	125
5.6	Ausschnitt eines Basisflugplans in AIRTOBS . . . . .	125
5.7	Ziehen einer Lebenszeit aus einer kumulativen Ausfall-PDF . . . . .	128
5.8	Algorithmus zur Erzeugung von Lebenszeiten . . . . .	129
5.9	Erzeugung von Lebenszeiten für mehrere Einheiten . . . . .	129
5.10	Modellierung von NFF-Ereignissen (für eine Einheit) . . . . .	130
5.11	Prinzip der Aggregation von Einzelkomponenten zu (Sub-) Systemen . . . . .	131
5.12	Funktionsmodell der Flugzeuginstandhaltung (MSB-Modul) . . . . .	133
5.13	Ereignismatrizen der geplanten Instandhaltungschecks . . . . .	134
5.14	Funktionsmodell der ungeplanten Instandhaltung (ohne IVHM-System) . . .	136
5.15	Modellierung von Betriebsunterbrechungen mit Berücksichtigung der MMEL	139
5.16	Funktionsmodell der ungeplanten Instandhaltung (mit PHM-System) . . . .	142
5.17	Modellierung von Betriebsunterbrechungen mit Berücksichtigung der Prognosefunktion . . . . .	144
5.18	Konzepte der periodenorientierten Planung . . . . .	145
5.19	Konzept der periodenweisen Paketierung und Planung von Instandhaltungsereignissen . . . . .	146
5.20	Programmablauf von AIRMAP . . . . .	148
5.21	Programmablauf des Optimierungsalgorithmus in AIRMAP . . . . .	155
5.22	Funktionsmodell der ökonomischen Flugzeublebenszyklusanalyse . . . . .	156
5.23	Modellierter Flugzeugzeitwert über den Lebenszyklus . . . . .	168
5.24	Kosten, Erlöse und Nettobarwert über den Flugzeublebenszyklus . . . . .	170
5.25	Vergleich der gezogenen Lebenszeiten mit Ausfall-PDF . . . . .	172
5.26	Verifizierung des MMEL-Einflusses . . . . .	173
5.27	Überprüfung der Modellierung der Prognosesysteme . . . . .	174
5.28	Überprüfung der Modellierung von Prognosefehlern (für $r_{\text{NOGO}} = 1$ und $T_{\text{MTTR}} = 3 \text{ h}$ ) . . . . .	175
6.1	Analyseprozess für den Anwendungsfall . . . . .	183
6.2	Prozess zur Erstellung des Referenzinstandhaltungsprogramms . . . . .	187
6.3	Ermittelte Verteilung der Mannstunden nach Aufgabenschlüssel innerhalb einer 12-Jahresperiode . . . . .	188
6.4	Ausfallverhalten eines Subsystems . . . . .	193
6.5	Kosten, Erlöse und Nettobarwert über den Lebenszyklus des Referenzflugzeugs	196
6.6	DOC-Anteile des Referenzflugzeugs (nicht-eskalierte Kosten) . . . . .	197
6.7	Ungeplante Komponentenwechsel und resultierende Verspätungen . . . . .	200
6.8	Flugzeugnutzung (absolvierte Flugzyklen im Lebenszyklus) . . . . .	201

6.9	Direkte Instandhaltungskosten je Flugstunde . . . . .	202
6.10	Aufgabenorientierte, geplante Instandhaltung . . . . .	203
6.11	Verlagerung von Kosten durch PHM-Einsatz (für $p_{Cov,TR} = 0$ , $p_{Cov,IE} = 0$ ) . . . . .	204
6.12	Gesamtinstandhaltungskosten im Lebenszyklus . . . . .	204
6.13	Betreiber-NPV in Abhängigkeit der PHM-Durchdringung . . . . .	205
6.14	Betreiber-NPV in Abhängigkeit der <i>Task Redundancy</i> und <i>Interval Escalation</i> . . . . .	206
A.1	Geltungsbereiche von MEL und FCOM . . . . .	232
A.2	MSG-3 Logik Level 1 Analyse – Ausfallkategorien . . . . .	233
A.3	MSG-3 Logik Level 2 Analyse – offensichtliche Ausfälle . . . . .	234
A.4	MSG-3 Logik Level 2 Analyse – versteckte Ausfälle . . . . .	235
B.1	Alterungsbedingte Entwicklung der Instandhaltungskosten . . . . .	244
B.2	Poisson-Verteilung – Wahrscheinlichkeit für das Auftreten von $k$ Ereignissen in einem Zeitintervall bei einem Erwartungswert $E_{EB}$ . . . . .	245
B.3	AIRMAP-Planungsergebnis für eine Planungsperiode . . . . .	247
C.1	Verteilung der Mannstunden über die Aufgabenschlüssel in Abhängigkeit der Intervalllänge innerhalb einer 12-Jahresperiode . . . . .	249
C.2	Einfluss von $p_{Cov,TR}$ und $p_{Cov,IE}$ auf den Betreiber-NPV . . . . .	255
C.3	Streuung der Simulationsergebnisse in Bezug auf die ungeplanten Kompo- nentenwechsel und die Instandhaltungskosten . . . . .	256
C.4	Varianz der Simulationsergebnisse in Bezug auf den NPV . . . . .	257





# Tabellenverzeichnis

1.1	Vergleich existierender Bewertungsansätze für PHM/IVHM . . . . .	11
2.1	Beispiele für Beanspruchungen . . . . .	19
2.2	Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien . . . . .	31
2.3	Definition der <i>Maintenance Task Codes</i> . . . . .	43
2.4	Typische Einteilung der Instandhaltungsereignisse . . . . .	45
2.5	Mögliche Merkmale von Komponentenausbauten . . . . .	52
3.1	Eignung und erforderliche Informationen von Prognoseansätzen . . . . .	68
3.2	Potenzieller Nutzen einer Einführung von IVHM/PHM in Luftfahrzeugen . . . . .	76
3.3	Konfusionsmatrix der Ausfallvorhersage . . . . .	88
5.1	Berücksichtigte Fälle in der modellierten MMEL-Entscheidungslogik . . . . .	138
5.2	MMEL – Mögliche Konsequenzen für den Flugbetrieb . . . . .	140
5.3	Überblick über die modellierten Kostenelemente . . . . .	157
5.4	Zertifizierte Lebensdauern des AIRBUS A320 . . . . .	167
5.5	Berechnete betriebswirtschaftliche Kennzahlen (Auswahl) . . . . .	170
5.6	Daten der Testkomponente . . . . .	171
5.7	Vergleich der modellierten Lebensdauern mit dem Erwartungswert . . . . .	172
5.8	Vergleich der modellierten NFF-Ereignisse mit dem Erwartungswert . . . . .	172
5.9	Vergleich der besten AIRMAP-Lösungen mit den optimalen Lösungen . . . . .	177
6.1	Für den Anwendungsfall getroffene Annahmen und Einschränkungen . . . . .	181
6.2	Ausgewählte technische Daten des Referenzsystems . . . . .	184
6.3	Ökonomische und betriebliche Daten des Referenzsystems . . . . .	184
6.4	Angenommener Flugzeugbetrieb . . . . .	185
6.5	Übernachtungsstationen auf 7-tägigem Flugzeugumlauf . . . . .	185
6.6	Instandhaltungskapazitäten des Anwendungsfalls . . . . .	186
6.7	Definition von Task Code Gruppen und dem potenziellen IVHM-Einfluss . . . . .	188
6.8	Geplantes Instandhaltungsprogramm A320 . . . . .	190
6.9	Referenzinstandhaltungsprogramm – kurze und mittlere Intervalle . . . . .	191
6.10	Referenzinstandhaltungsprogramm – Block Checks . . . . .	191
6.11	Ungeplante Instandhaltung des Referenzflugzeugs im Lebenszyklus . . . . .	194
6.12	Eingabe- und Konfigurationsparameter für die Ersatzteilbevorratung . . . . .	195
6.13	Kalibrierung der Instandhaltungsaufwände . . . . .	196
6.14	Analyseergebnisse des Referenzsystems (Ausschnitt) . . . . .	197
6.15	Parameterraum für die Analyse . . . . .	200

A.1	Begriffsdefinitionen in der Instandhaltung . . . . .	216
A.2	Typische Ausfallmuster . . . . .	220
A.3	Instandhaltungsstrategien und ihre Planungsgrundsätze . . . . .	221
A.4	Typische Betriebs- und Instandhaltungsdokumentation . . . . .	222
A.5	Genehmigungsumfänge für die Instandhaltung . . . . .	227
A.6	Ausfallklassifizierung und Sicherheitsvorgaben . . . . .	228
A.7	Ausfallklassen und -konsequenzen . . . . .	231
A.8	Rektifikationsintervalle . . . . .	232
A.9	Entwicklung von Zustandsmanagementsystemen in der kommerziellen Luft- fahrt . . . . .	236
A.10	Zertifizierungsbasis für IVHM . . . . .	237
A.11	Nachweisverfahren in einem Zertifizierungsprogramm . . . . .	238
B.1	Konfiguration von Parametervariationen im MSB-Modul . . . . .	239
B.2	Konfiguration von Parametervariationen im LC2B-Modul . . . . .	240
B.3	Konfiguration des LC2B-Wrappers . . . . .	240
B.4	Vergleich der modellierten Verspätungsdauern mit den Erwartungswerten . .	245
B.5	Vergleich der modellierten Annullierungen mit den Erwartungswerten . . . .	245
B.6	Fällige Aufgaben in ausgewählter Planungsperiode . . . . .	246
C.1	Geplanter Instandhaltungsaufwand A320 in 12-Jahresperiode bei angenom- menem Flugbetrieb . . . . .	250
C.2	Kalibrierungsergebnis für kurze Intervalle . . . . .	250
C.3	Kalibrierungsergebnis für mittlere Intervalle . . . . .	250
C.4	Präventive, periodische Instandhaltungsaufgaben (Arbeitspakete) des Refe- renzflugzeugs . . . . .	250
C.5	Verwendete Kennwerte der modellierten 25 Flugzeugsysteme . . . . .	254

# Nomenklatur

## Akronyme

ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
ACMF	Airplane Condition Monitoring Function
ACMS	Aircraft Condition Monitoring System
AD	Airworthiness Directive
AFTA	Akademie für Technikfolgenabschätzung in Baden-Württemberg
AG	Advisory Generation
AHM	Airplane Health Management
AI	Air Interruption
AIMS	Airplane Information Management System
AIRMAN	Aircraft Maintenance Analysis
AIRMAP	Aircraft Maintenance Planning
AiRTHM	Aircraft Real Time Health Monitoring
AIRTOBS	Aircraft Technology and Operations Benchmark System
ALS	Airworthiness Limitation Section
AMC	Acceptable Means of Compliance
AMM	Aircraft Maintenance Manual
AMPP	Aircraft Maintenance Planning Problem
APU	Auxiliary Power Unit
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated
ASK	Available Seat-Kilometers (angebotene Sitzkilometer)
ATA	Air Transport Association of America
ATRA	Advanced Technology Research Aircraft
B&B	Branch & Bound
BC	Business Class
BH	Blockstunde ( <i>block hour</i> )
BITE	Build-in-Test Equipment
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation
CBA	Kosten-Nutzen-Analyse ( <i>cost-benefit analysis</i> )
CBM	zustandsorientierte Instandhaltung ( <i>condition-based maintenance</i> )

---

CBR	Case-based Reasoning
CCA	Common Cause Analysis
CER	cost estimation relationships
CFDS	Centralized Fault Display System
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CM	korrektive Instandhaltung ( <i>corrective maintenance</i> )
CMC	Centralized Maintenance Computer
CMCF	Central Maintenance Computing Function
CMM	Component Maintenance Manual
CMS	Centralized Maintenance System
COC	Cash Operating Cost
CRCO	Central Route Charges Office
CSV	Comma-separated Values
DA	Data Acquisition
DAL	Development Assurance Level
DCF	Discounted Cash Flow
DES	Diskret-Ereignis-Simulation ( <i>discrete-event simulation</i> )
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DM	Data Manipulation
DMC	Direkte Instandhaltungskosten ( <i>direct maintenance cost</i> )
DOC	Direkte Betriebskosten ( <i>direct operating cost</i> )
DoD	U. S. Department of Defense
DoE	Design of Experiments
DoT	U. S. Department of Transportation
DR	Abfertigungszuverlässigkeit ( <i>dispatch reliability</i> )
EASA	European Aviation Safety Agency
EC	Economy Class
EIS	Entry-Into-Service
EM	Engine Manual
EU	Europäische Union
EU ETS	European Union Emissions Trading System
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FC	Flugzyklen ( <i>flight cycles</i> )
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FH	Flugstunden ( <i>flight hours</i> )
FHA	Functional Hazard Assessment
FMEA	Failure Modes and Effects Analysis
FMECA	Failure Mode, Effects and Criticality Analysis
FSB	Flight Schedule Builder

---

GI	Ground Interruption
GM	Guidance Material
HA	Health Assessment
HMV	Heavy Maintenance Visit
HUMS	Health and Usage Monitoring System
IATA	International Air Transport Association
IE	Interval Escalation
IFE	Inflight Entertainment
IMA	Integrated Modular Avionics
IOC	Indirekte Betriebskosten ( <i>indirect operating cost</i> )
IRR	Internal Rate of Return
ISC	Industry Steering Committee
ISHM	Integrated System Health Management
IVHM	Integrated Vehicle Health Management
JAR	Joint Aviation Requirements
KI	künstliche Intelligenz
KPA	Key Performance Area
KPI	Key Performance Indicator
LC2B	Life-Cycle Cost Benefit
LCC	Lebenszykluskosten ( <i>life cycle cost</i> )
LIFO	Last In - First Out
LP	Lineares Programm
LRM	Line Replaceable Module
LRU	Line Replaceable Unit
LT	Lebenszeiten ( <i>lifetimes</i> )
LTS	Lufttransportsystem
LVG	Luftverkehrsgesellschaft
MCC	Maintenance Control Center
MCDP	Maintenance Control and Display Panel
MCS	Monte-Carlo-Simulation
MDT	Mittlere Stillstandszeit ( <i>mean down time</i> )
MEL	Minimum Equipment List
MMEL	Master Minimum Equipment List
MPD	Maintenance Planning Document
MRB	Maintenance Review Board
MRO	Maintenance, Repair, Overhaul
MS	Maintenance System
MSB	Maintenance Schedule Builder
MSG	Maintenance Steering Group
MTBF	Mean Time Between Failures

---

MTBR	Mean Time Between Removals
MTBUR	Mean Time Between Unscheduled Removals
MTOW	Maximale Abflugmasse
MTTF	Mean Time To Failure
MTTR	Mean Time To Repair
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDT	Non-Destructive Testing
NFF	No Fault Found
NN	Neuronales Netz
NP	nichtdeterministische Polynomialzeit
NPV	Nettobarwert
OAMP	Operator Approved Maintenance Program
OCC	Operations Control Center
OI	Operational Interruption
OMAHA	Overall Management Architecture for Health Analysis
OMS	On-Board Maintenance System
Opp	Instandhaltungsmöglichkeit
OR	Operational Reliability
OSA-CBM	Open System Architecture for Condition-Based Maintenance
OSA-EAI	Open System Architecture for Enterprise Application Integration
PA	Prognosis Assessment
PDF	Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion ( <i>probability density function</i> )
PdM	prädiktive Instandhaltung ( <i>predictive maintenance</i> )
PF	Potential-to-Failure
PHM	Prognostics and Health Management
PM	präventive Instandhaltung ( <i>preventive maintenance</i> )
ProReB	Prognosekonzepte zur Reduktion von Betriebskosten im Lufttransport
PSSA	Preliminary System Safety Assessment
RCM	Reliability-Centered Maintenance
ROI	Return-on-Invest
RPK	Revenue Passenger-Kilometers
RTK	Revenue Tonne-Kilometers
RUL	verbleibende Restlebensdauer ( <i>remaining useful life</i> )
SB	Service Bulletin
SCAMT	Subcontracted Continuing Airworthiness Management Tasks
SD	State Detection
SE	Systems Engineering
SHM	Structural Health Monitoring
SRM	Structure Repair Manual
SSA	System Safety Assessment

STC	Supplemental Type Certificate
TA	Technology Assessment
TAT	Turn-around Time
TC	Type Certificate
TCG	Task Code Gruppe
TCL	Task Cost List
TCM	Trajectory Calculation Module
TCO	Total Cost of Ownership
TL	Task List
TOC	Gesamtbetriebskosten ( <i>total operating cost</i> )
TR	Task Redundancy
TUHH	Technische Universität Hamburg
UEP	Unscheduled Event Prevention
V&V	Verifikation und Validierung
XML	Extensible Markup Language

## Griechische Formelzeichen

Symbol	Einheit	Beschreibung
$\alpha$	[1]	Verteilungsparameter einer Weibullverteilung
$\beta$	[1]	Formparameter einer Weibullverteilung
$\lambda$	[1/h]	Zeitabhängige Ausfallrate
$\mu_{AP,MTOW}$	[US\$/t]	Landegebühren an Flughafen $AP$ je Tonne MTOW
$\sigma$	[1]	Standardabweichung

## Lateinische Formelzeichen

Symbol	Einheit	Beschreibung
$AN$	[US\$]	Annuität
$AT_p$	[d]	Verwaltungszeit an Lager $p$
$b_{I_i}$	[1]	Binäre Variable MMEL Go-If von Komponente $i$
$b_{N_i}$	[1]	Binäre Variable MMEL No-Go von Komponente $i$
$b_{RV}$	[1]	Formfaktor der Restwertfunktion
$C$	[US\$]	Kosten
$CF$	[US\$]	Cashflow
$CR_{\text{delay}}$	[US\$/min]	Verspätungskostensatz pro Minute pro Passagier
$Cycles$	[FC]	Flugzyklen
$dc$	[%]	Preisnachlass
$d_{k,i}$	[h]	Durchführungsdauer der Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$
$d_{k,j}$	[h]	Länge der Instandhaltungsmöglichkeit $j$ von Flugzeug $k$
$D_R$	[km]	Missionslänge der geflogenen Route
$E_{\text{canx}}$	[1]	Zu erwartende Flugannullierungen
$E_{\text{delay}}$	[h]	Erwartungswert einer Verspätungsdauer

Symbol	Einheit	Beschreibung
$E_{EB}$	[1/a]	Ersatzteilbedarf pro Jahr
$E_{NFF,i}$	[1]	Anzahl zu erwartender NFF-Ereignisse der Einheit $i$
$E_{totaldelay}$	[h]	Zu erwartende Gesamtverspätungsdauer
$F$	[1]	Kumulative Verteilungsfunktion
$f$	[1]	Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion
$f_{IR}$	[1]	Internalisierungsrate des Emissionshandelssystems
$f_{maturity}$	[1]	Alterungsfaktor der Instandhaltungskosten
$f_{RPE}$	[1]	Anzahl von Komponentenwechseln pro Ereignis
$f_{VR}$	[1]	Wertaufholungsfaktor
$I_0$	[US\$]	Anfangsinvestition
$I_k^{due}$	[1]	Menge der in der aktuellen Planungsperiode an Flugzeug $k$ durchzuführenden Instandhaltungsaufgaben
$J$	[1]	Menge der Instandhaltungsmöglichkeiten für alle Flugzeuge innerhalb der aktuellen Planungsperiode
$K$	[1]	Menge der Flugzeuge in der Flotte
$L$	[US\$]	Liquidationserlös
$LCC$	[US\$]	Lebenszykluskosten
$LF_{Cl}$	[1]	Sitzladefaktor in Klasse $Cl$
$l_{k,j,o}$	[1]	Binärer Parameter Instandhaltungsmöglichkeit $j$ von Flugzeug $k$ an Station $o$
$LR_{maint}$	[US\$/h]	Personalstundensatz Instandhaltung
$LT_p$	[d]	Beschaffungszeit an Lager $p$
$LV$	[US\$]	Wertverlust
$M_{BlockFuel}$	[kg]	Blockkraftstoffmenge
$M_{cargo}$	[kg]	Gewicht der transportierten Fracht
$MH_{maint}$	[1]	Anzahl Personalstunden Instandhaltung
$m_{j,o}$	[MH]	Verfügbare Personenstunden an Station $o$ während Möglichkeit $j$
$m_{k,i}$	[MH]	Erforderliche Personenstunden für Durchführung von Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$
$M_{MTOW}$	[t]	Maximale Abflugmasse
$n_{Analysen}$	[1]	Gesamtanzahl der gerechneten Analysen
$n_{Comp}$	[1]	Anzahl Komponenten im betrachteten System
$n_{DoE}$	[1]	Anzahl Faktorkombinationen
$n_E$	[1]	Zu bevorratende Ersatzteilmenge
$NFF$	[1]	<i>No Fault Found Rate</i>
$N_{Fleet}$	[1]	Anzahl Flugzeuge in Flotte
$n_{MCS}$	[1]	Anzahl Monte-Carlo-Simulationen
$NPV$	[US\$]	Nettobarwert
$P$	[US\$]	Preis bzw. Kostensatz
$PB$	[%]	Wahrscheinlichkeit
$p_{Cov,IE}$	[1]	Prognosedurchdringung <i>Interval Escalation</i>
$p_{Cov,TR}$	[1]	Prognosedurchdringung <i>Task Redundancy</i>



Symbol	Einheit	Beschreibung
$p_{\text{Cov,UEP}}$	[1]	Prognosedurchdringung <i>Unscheduled Event Prevention</i>
$p_{\text{FA}}$	[1/FH]	Wahrscheinlichkeit eines <i>False Alarm</i>
$p_{\text{MF}}$	[1]	Anteil <i>Missed Failures</i> an Ausfallereignissen
$q_{k,o}$	[1]	Binärer Parameter Qualifikation von Station $o$ für Instandhaltung von Flugzeug $k$
$q_p$	[1]	Anteil eines Ersatzteilbedarfs, der durch Lager $p$ bedient wird
$QPA_i$	[1]	Häufigkeit der Komponente $i$ im Flugzeug
$R$	[1]	Zuverlässigkeit
$r$	[1]	Kalkulationszinssatz
$R_{\text{cargo}}$	[US\$]	Frachterlöse
$r_{\text{finance}}$	[1]	Finanzierungsinssatz
$r_{\text{ins}}$	[1]	Relative Versicherungskosten
$r_{\text{NOGO}}$	[1]	<i>NO-GO</i> -Anteil einer Menge von Ausfällen
$R_{\text{pax}}$	[US\$]	Passagiererlöse
$RV$	[US\$]	Restwert
$RVR$	[1]	Relativer Restwert
$SCl$	[1]	Anzahl Sitze in Klasse $Cl$
$s_{j,o}$	[1]	Verfügbare Slots an Station $o$ während Möglichkeit $j$
$SR$	[1]	Verschrottungsrate
$t$	[h]	Zeit/Abtastzeit/Durchführungszeitpunkt
$T_{\text{DLZ},i}$	[d]	Durchlaufzeit von Komponente $i$
$T_{\text{FH}}$	[FH/a]	Nutzungsrate pro Jahr
$T_{\text{MTBF}}$	[FH]	Mittlere Ausfallabstandszeit
$T_{\text{MTBUR}}$	[FH]	Mittlere Zeit zwischen ungeplanten Ausbauten
$T_{\text{MTTR}}$	[h]	Mittlere Reparaturzeit
$T_{\text{TAT}}$	[h]	Zeitdauer eines Flugzeug-Turnarounds
$u$	[1]	Binärer Parameter Mindestausnutzung einer intervallbasierten Aufgabe
$WF$	[1]	Wiedergewinnungsfaktor bzw. Annuitätenfaktor
$x_{k,i,j}$	[1]	Binäre Entscheidungsvariable Durchführung von Aufgabe $i$ von Flugzeug $k$ an Möglichkeit $j$
$y_{k,j}$	[1]	Binäre Indikatorvariable Nutzung von Möglichkeit $j$ durch Flugzeug $k$
$z_i$	[1]	Häufigkeit der Komponente $i$ im betrachteten System



# 1. Einleitung

Vor dem Hintergrund steigender Betriebskosten und weiter zunehmendem Wettbewerb sind sowohl Fluggesellschaften als auch Flugzeughersteller gezwungen, in neue Konzepte und Technologien zur Erhöhung der Effizienz zu investieren. Neben der Steigerung der Treibstoffeffizienz ist ein bedeutender Stellhebel die Erhöhung der Flugzeugverfügbarkeit sowie der operativen Zuverlässigkeit. Mit den heute im Flugzeug eingesetzten Technologien und den derzeitigen Instandhaltungskonzepten sind diesen Zielen jedoch enge Grenzen gesetzt.

Ein großes Potenzial für weitreichende Effizienzverbesserungen verspricht die Implementierung von neuen Zustandsmanagementsystemen mit erweiterten Diagnose- und Prognosefähigkeiten mit dem Ziel, ungeplante Instandhaltungsereignisse zu vermeiden und die Instandhaltung im Idealfall ausschließlich zustandsorientiert durchzuführen und dabei die fälligen Maßnahmen effizient zu bündeln. Durch geeignete Ansätze zur Zustandsprognose soll die nutzbare Restlebensdauer vorhergesagt und die Instandhaltungstätigkeiten genau dann durchgeführt werden, wenn sie erforderlich und aus betrieblicher Sicht günstig sind. Diese Vorgehensweise unterscheidet sich deutlich von den heute vorherrschenden präventiven und fest geplanten Instandhaltungsprogrammen und führt damit zwangsläufig zu einem Paradigmenwechsel. Ein solches zustandsorientiertes bzw. prädiktives Instandhaltungskonzept erfordert einen Planungsansatz, der fällige Instandhaltungsaufgaben in effizienter Weise paketiert und terminiert, um einen guten Kompromiss zwischen Häufigkeit und Dauer von instandhaltungsbedingten Bodenzeiten und nicht genutzter (d. h. verschwendeter) Lebensdauer der technischen Systeme zu finden.

Ohne belastbare Analysen der operationellen und betriebswirtschaftlichen Wirkungen solcher Systeme in einem realen Flugzeug- bzw. Flottenbetriebsszenario können jedoch weder das optimale Technologiedesign gefunden noch das Investitionsrisiko (seitens der Hersteller und der Betreiber) eingegangen werden. Mit der Entwicklung eines Bewertungsansatzes, der Kosten und Nutzen von Zustandsmanagementtechnologien im Lebenszyklus eines Flugzeugs sowie eine neu konzipierte Instandhaltung modelliert und analysiert, trägt die vorliegende Arbeit zur Schließung dieser Lücke bei.

## 1.1 Ausgangssituation und Problemstellung

Die Liberalisierung des Luftverkehrs in den USA und in der Europäischen Union hat zu einem starken Wachstum des Luftverkehrsmarkts geführt. Gleichzeitig hat sie aber auch den

Kostendruck insbesondere auf die Luftverkehrsgesellschaften (LVGs) wesentlich verstärkt. Um die herrschenden Rahmenbedingungen des Flugzeugbetriebs und daraus ableitbarer Herausforderungen und zukünftiger Anforderungen an Technologien und Betriebskonzepte besser verstehen zu können, sollen an dieser Stelle zunächst die Ausgangssituation und bestehende Problemstellungen diskutiert werden. Dazu wird die Markt- und Wettbewerbssituation der LVGs in kompakter Form diskutiert. Eine Analyse der Betriebskosten von Verkehrsflugzeugen zeigt die wichtigsten Kostentreiber auf und gibt Hinweise auf zukünftige Potenziale zur Kostenreduktion. Davon ausgehend werden die zukünftigen Anforderungen in Flugzeugbetrieb und -instandhaltung skizziert.

## Markt und Wettbewerbssituation

Die Entwicklung des Luftfahrtsektors insgesamt wird in den nächsten Jahrzehnten trotz vielfältiger Unsicherheiten und Risiken weiterhin als sehr positiv eingeschätzt. Die den zivilen Flugzeugmarkt beherrschenden Hersteller Boeing und Airbus gehen für den Zeitraum von 2013 bis 2033 von einem durchschnittlichen Wachstum des Passagierverkehrs<sup>1</sup> von 5,0 % bzw. 4,7 % und des Frachtverkehrs<sup>2</sup> von 4,7 % bzw. 4,5 % aus. Basierend auf diesen Prognosen rechnen Boeing und Airbus im gleichen Zeitraum mit einem Bedarf von mehr als 36.000 bzw. 31.000 neuen Flugzeugen (*Boeing*, 2014; *Airbus*, 2014a).

Trotz der Wachstumszahlen ist der Markt der LVGs durch harten Wettbewerb und außergewöhnlich niedrige Profitmargen gekennzeichnet, die zudem die starke Volatilität im Luftfahrtmarkt widerspiegeln (vgl. Abb. 1.1). Die IATA<sup>3</sup> berichtet, dass sich zwar signifikante Unterschiede in Abhängigkeit des Geschäftsmodells und der Weltregion erkennen lassen, dennoch liegt die Gesamtkapitalrendite weltweit über Jahre hinweg unterhalb der von Investoren erwarteten Verzinsungen (*Pearce*, 2013).

Die beschriebene Wettbewerbssituation spiegelt sich auch in der Entwicklung der realen Preise und Stückkosten (d. h. Kosten pro angebotenen Sitzkilometer) im Luftverkehr wider. Zwar ist es der Luftfahrtindustrie in den letzten 40 Jahren gelungen, die effektiven Stückkosten zu halbieren, jedoch sind diese Effizienzverbesserungen vollständig an die Kunden (d. h. Passagiere) in Form von niedrigeren Preisen weitergegeben worden (*Pearce*, 2013).

Für die Verbesserung der Wertschöpfung innerhalb der Luftfahrtindustrie hat die IATA eine Bandbreite von möglichen Veränderungen identifiziert und fasst diese unter vier Überschriften zusammen: Reduktion von Ineffizienz, Reduktion von überschüssigen Profiten, Reduktion von Risiko und Verbesserung des Kundenerlebnisses. Zu den enthaltenen Einzelmaßnahmen zählen z. B. regulatorische Maßnahmen, Einführung neuer Technologien, Eintritt neuer Marktteilnehmer, Schließen neuer Partnerschaften und vertikale Integration (*Pearce*, 2013).

---

<sup>1</sup>gemessen in Revenue Passenger-Kilometers (RPK)

<sup>2</sup>gemessen in Revenue Tonne-Kilometers (RTK)

<sup>3</sup>Die International Air Transport Association (IATA) ist der internationale Branchenverband der Fluggesellschaften.

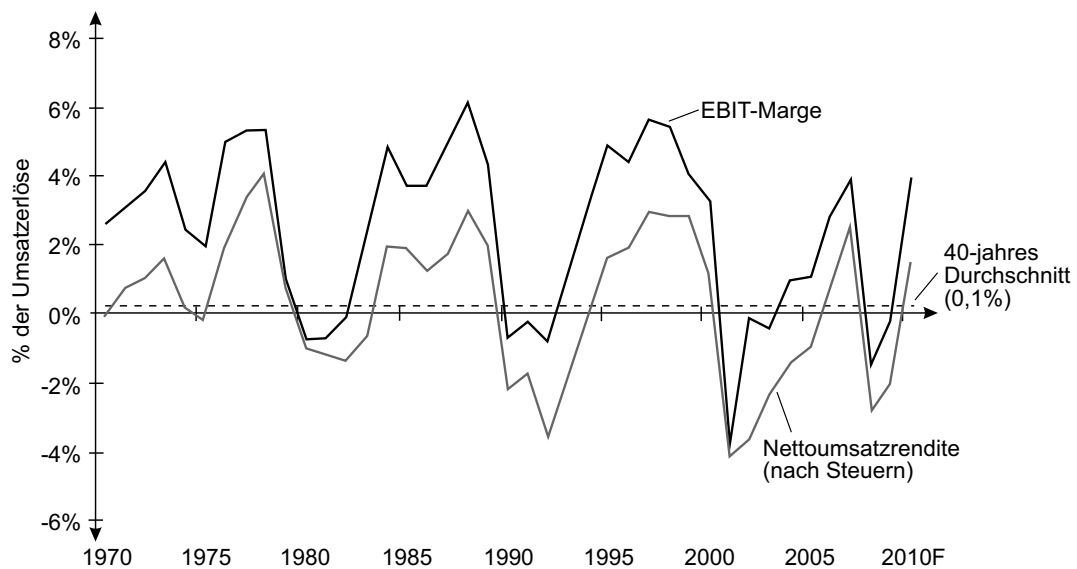


Abbildung 1.1: Profitabilität der Fluggesellschaften über die letzten 40 Jahre (IATA, 2011)

Die Margenschwäche der LVGs hat unterschiedliche Gründe und kann wahrscheinlich nur zum kleineren Teil von diesen selbst behoben werden. Unabhängig von anderen Maßnahmen (wie z. B. regulatorischen Eingriffe, Marktkonsolidierungen) wird der auf den Airlines lastende hohe Kostendruck mit hoher Wahrscheinlichkeit bestehen bleiben. Zusätzlich besteht die Herausforderung, den stark wachsenden Luftverkehr effizient, umweltfreundlich und nachhaltig zu gestalten. Die durch das europäische Strategiepapier „Flightpath 2050“ (vgl. *Europäische Kommission* (2011)) gesetzten ambitionierten Ziele zur Reduktion der Schadstoff- und Lärmemissionen, der Erhöhung der Sicherheit und Steigerung der Leistungsfähigkeit des Luftverkehrs erfordern signifikante und abgestimmte Fortschritte unterschiedlichster Disziplinen der Luftfahrtforschung (*Stumpf et al.*, 2011).

Die Luftfahrtindustrie ist daher auch in Zukunft gezwungen, die Effizienz der Flugzeuge und des Flugzeugbetriebs weiter zu verbessern.

## Lebenszykluskosten von Verkehrsflugzeugen

Um Potenziale für weitere Effizienzsteigerungen identifizieren und abschätzen zu können, empfiehlt sich zunächst die Betrachtung der heutigen Kostenstrukturen des Flugzeugbetriebs. Für den Nutzer eines Produkts sind nur die in den Phasen der operationellen Nutzung und der Ausmusterung bzw. Entsorgung anfallenden Kosten von Relevanz. Entsprechend gliedern sich die Lebenszykluskosten (*life cycle cost*) (LCC) eines Flugzeugs aus Sicht des Betreibers in die Gesamtbetriebskosten (*total operating cost*) (TOC) und die Kosten für die Entsorgung bzw. Verwertung am Lebensdauerende (*disposal cost*). Die TOC werden üblicherweise in Direkte Betriebskosten (*direct operating cost*) (DOC) und Indirekte Betriebskosten (*indirect operating cost*) (IOC) untergliedert. Eine Möglichkeit der Kostenstrukturierung aus Sicht einer LVG ist in Abb. 1.2 dargestellt.<sup>4</sup>

<sup>4</sup>Da sowohl in der Praxis als auch in der Literatur keine einheitlichen Definitionen verwendet werden, ist bei Vergleichen und Bewertungen stets auf die jeweils enthaltenen Kostenbestandteile zu achten.

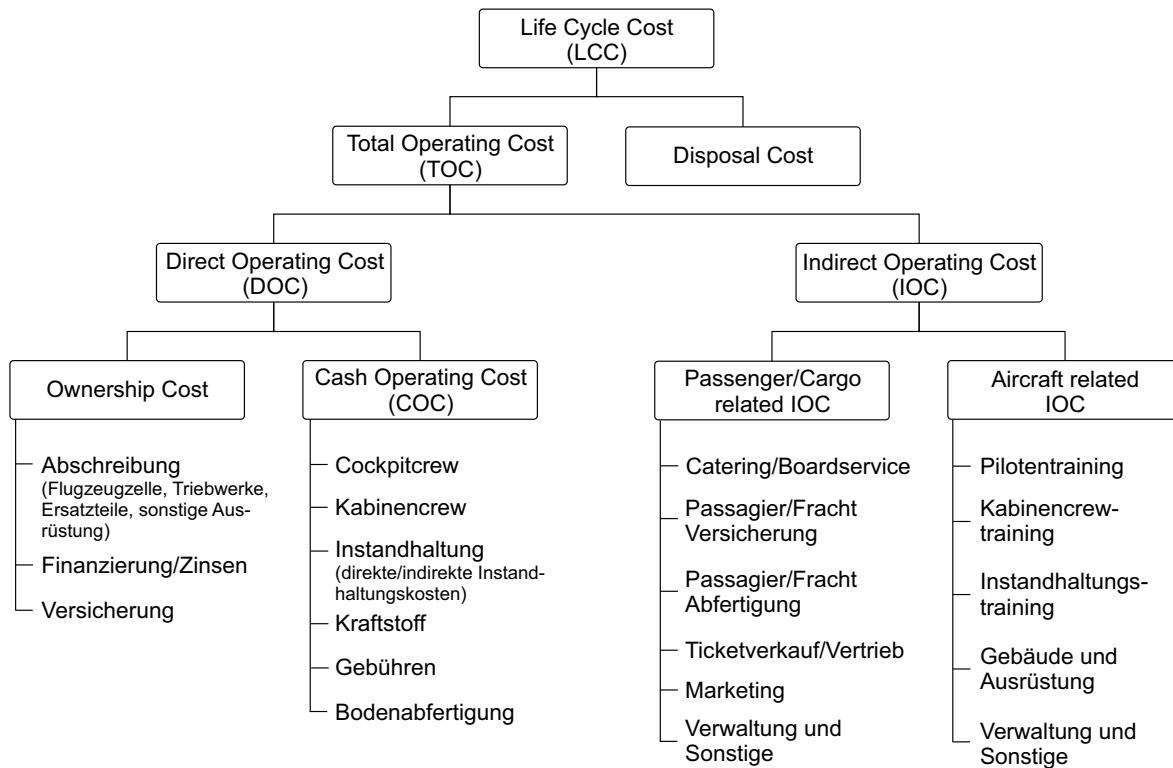


Abbildung 1.2: Aufgliederung der Flugzeublebenszykluskosten aus Sicht eines Betreibers (angelehnt an *Schnieder* (1998))

Die DOC als direkt dem Flugzeugbetrieb zurechenbaren Kosten umfassen die mit der Anschaffung des Flugzeugs in Zusammenhang stehenden Kosten (*ownership cost*) und die Cash Operating Cost (COC). Die COC bezeichnen den zahlungswirksamen Teil der direkten Betriebskosten. Zu diesen zählen die Kosten für die Besatzung (Cockpit und Kabine), Instandhaltung, Kraftstoff, Gebühren (Navigation und Flughafen) und Bodenabfertigung. Bei den indirekten Betriebskosten wird üblicherweise zwischen passagier- bzw. frachtbezogenen Kosten und flugzeugbezogene Kosten unterschieden.

Die Höhe der DOC wird zuallererst durch die Entwurfsparameter und die Leistungsfähigkeit eines Flugzeugs bestimmt und kann durch technologische Änderungen wesentlich beeinflusst werden. Dagegen weisen die IOC starke betreiberspezifische und regionale Abhängigkeiten auf. Per Definition sind sie prinzipiell unabhängig vom eingesetzten Flugzeugtyp. Tatsächlich hängen bestimmte Anteile der IOC, wie z. B. Kosten für Training, Ausrüstung und Abfertigung, aber teilweise auch vom Flugzeugentwurf und dem Technologieeinsatz ab (*Schnieder, 1998; Scholz, 1998*).

Typische Aufschlüsselungen der DOC und TOC im realen Flugbetrieb<sup>5</sup> zeigt die Abb. 1.3.

<sup>5</sup>Die dargestellte Aufschlüsselung der DOC ergibt sich aus den im Jahr 2014 angefallenen mittleren Flugbetriebskosten je Blockstunde (*block hour*) (BH) der von US-amerikanischen LVGs betriebenen AIRBUS A320-200-Flugzeuge. Die mittlere Streckenlänge betrug 1.160 nm. Die Datengrundlage der Auswertung bilden die von *Oliver Wyman* (2014) veröffentlichten Kostenwerte, welche auf den von Flugzeugbetreibern quartalsweise an das U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION zu meldenden Daten (US DOT Form 41) basieren. Die gezeigten TOC basieren auf den Gesamtbetriebskosten von 59 Fluggesellschaften, die Mitglied in der „Airline Cost Management Group“ der IATA sind.

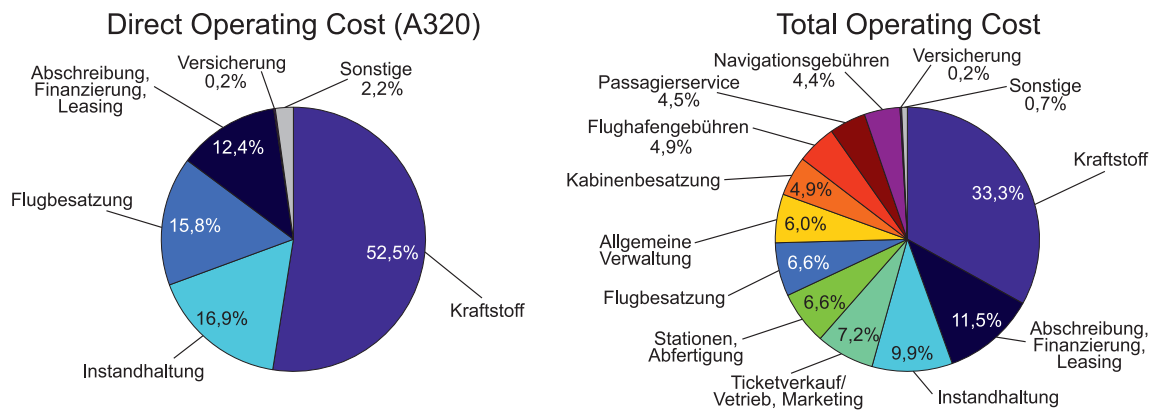


Abbildung 1.3: Kostenaufschlüsselungen im Flugzeugbetrieb für das Jahr 2014 (basierend auf *Oliver Wyman* (2014) und *IATA* (2016))

Traditionell werden in der Luftfahrt Bewertungen der Effizienz eines Flugzeugs auf Basis der DOC oder COC getätigt. Für die Bewertung von Alternativen im Rahmen der Neuentwicklung oder Modifikation von Flugzeugen, der Optimierung von Instandhaltungsprogrammen oder der Anschaffung von Flugzeugen ist dagegen die Nutzung eines Lebenszykluskostenansatzes erforderlich, welcher sämtliche Anteile der LCC und deren zeitliche Verteilung über den Flugzeublebenszyklus berücksichtigt (*Suwondo*, 2008; *Johnson*, 1990).

Die starke Senkung der Stückkosten in den vergangenen Jahrzehnten ist durch große Effizienzverbesserungen der Flugzeuge aber auch durch Erhöhungen der Produktivität erreicht worden. So nehmen die durchschnittliche Sitzzahl der Flugzeuge, der Sitzladefaktor und die tägliche Einsatzdauer der Flugzeuge seit Jahren stetig zu (*Airbus*, 2014a; *Pearce*, 2013). In den vergangenen Jahren hatten stark angestiegene Kraftstoffkosten die LVGs vor große Herausforderungen gestellt. Während die übrigen Anteile der COC weitgehend unverändert geblieben sind, hatte sich der Anteil der Kraftstoffkosten zwischen 2003 und 2013 bei Standardrumpfflugzeugen von 15 % auf 30 %<sup>6</sup> und bei Großraumflugzeugen von 25 % auf 50 % verdoppelt (*Boeing*, 2014).

Der im Jahr 2015 begonnene Einbruch des Ölpreises hat zwar zu einer spürbaren Entlastung der Fluggesellschaften geführt<sup>7</sup>, jedoch dürfte dieser Preiseinbruch nur vorübergehend sein und zudem von einem weiteren Rückgang der Ticketpreise und einem wieder ansteigenden Margendruck auszugehen sein (*Pearce*, 2015).

Neben den Kraftstoffkosten stellt die Instandhaltung mit rund 17 % der DOC bzw. 10 % der TOC einen bedeutenden Kostenfaktor dar. Neben diesem direkten monetären Einfluss weist die Instandhaltung zusätzlich erhebliche indirekte Einflüsse auf die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugbetriebs auf. So beeinflusst sie die Verfügbarkeit und die operative Zuverlässigkeit von Luftfahrzeugen. Innerhalb eines 12-Jahres-Zeitraums ist für ein Kurz-/Mittelstreckenflugzeug mit Bodenzeiten von 40 bis 68 Tagen (je nach gewähltem

<sup>6</sup>Abb. 1.3 zeigt mit über 50 % Kraftstoffkosten an den DOC noch einen deutlich höheren Anteil für ein Standardrumpfflugzeug. Die Ursache dafür liegt in der Verwendung abweichender Kostenstrukturierungen und unterschiedlicher Nutzungsprofile der Flotten.

<sup>7</sup>So konnten die Fluggesellschaften im Jahr 2015 aufgrund der gesunkenen Kraftstoffpreise und weiter gestiegener Nachfrage erstmals ihre Kapitalkosten verdienen (*Pearce*, 2015).

Instandhaltungskonzept) alleine für die geplanten Instandhaltungsmaßnahmen zu rechnen (*SR Technics*, 2014). Mit einem Anteil von ca. 10% weist die Instandhaltung<sup>8</sup> einen bedeutenden Anteil an der Gesamtzahl der Verspätungen und damit auch an den (gewöhnlich nicht in den DOC enthaltenen) Folgekosten auf (*Eurocontrol*, 2007, S. 56).

Der Flugzeugbetreiber kann selbst nur wenige der in Abb. 1.3 gezeigten Kostenanteile direkt beeinflussen (z. B. Gehälter und Kosten für Marketing, Vertrieb und Verwaltung). Die Kraftstoffkosten lassen sich fast ausschließlich über den Verbrauch beeinflussen und werden damit wesentlich durch das eingesetzte Fluggerät bestimmt. Auf den Preis haben Fluggesellschaften nur einen geringen Einfluss. Einzig starke, eher kurzfristige Preissteigerungen können LVGs mithilfe von Absicherungsgeschäften – dem sog. *Fuel-Hedging* – abfedern. Dies schützt jedoch nicht vor langfristig steigenden Treibstoffpreisen. Auch die Instandhaltungskosten sind weitgehend durch die einzuhaltende Vorgaben des Herstellers und der Aufsichtsbehörden festgelegt.

Weitere Hebel zur Steigerung der Profitabilität eines Flugzeugbetreibers sind grundsätzlich die intensivere Nutzung des Investitionsguts Flugzeugs und damit einer relativen Senkung der fixen Kostenanteile (insbesondere Kapitalkosten) oder die Erhöhung der Erlöse.

## Zukünftige Anforderungen im Flugzeugbetrieb und -instandhaltung

Von der skizzierten Wettbewerbssituation und den damit verbundenen Herausforderungen für die Flugzeugbetreiber lassen sich betriebliche und technische Anforderungen ableiten. Im Folgenden sollen ausschließlich solche Anforderungen Erwähnung finden, die in direktem Zusammenhang mit Effizienzverbesserungen des Flugzeugs bzw. dessen Betriebs- und Instandhaltungskonzepte stehen. Vorwiegend ökologische und soziologische Anforderungen an einen zukünftigen Flugzeugbetrieb werden von der hier vorgenommenen Betrachtung ausgeklammert.

Aus betrieblicher Sicht bestehen drei zentrale Anforderungen (*Dunsdon*, 2006):

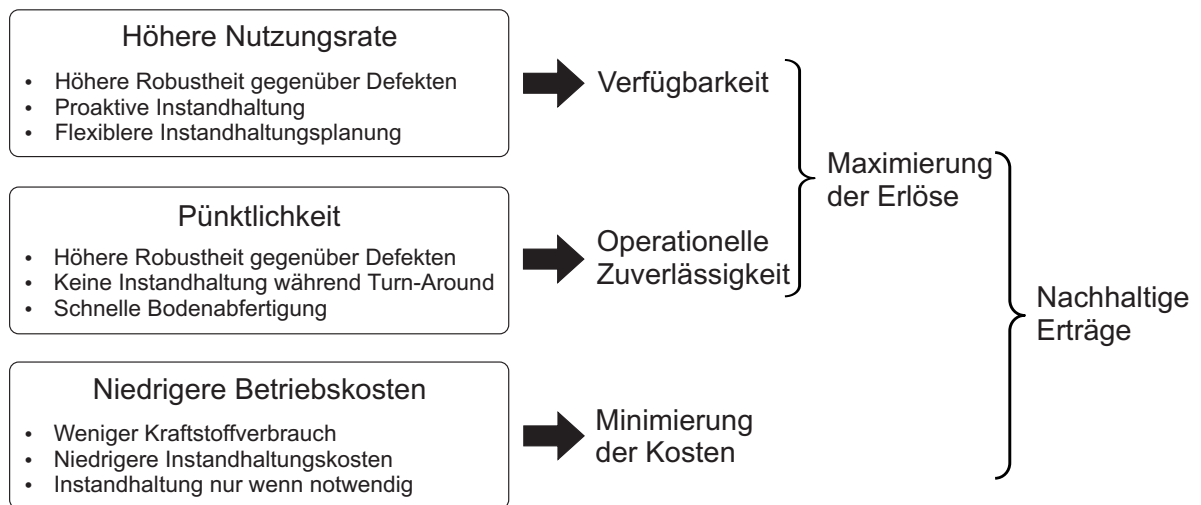
1. Höhere Nutzungsrate
2. Pünktlichkeit
3. Niedrigere Kosten

Zusammengenommen führen die genannten Ziele zu einer Verbesserung der Flugzeugoperabilität (*aircraft operability*). Während Steigerungen der Verfügbarkeit und der operativen Zuverlässigkeit eine Maximierung der Erlöse erlauben, ist für ein Erwirtschaften nachhaltiger Gewinne zusätzlich die Minimierung der Kosten anzustreben (vgl. auch Abb. 1.4).

---

<sup>8</sup>*Eurocontrol* (2007) nennt für die Kategorien „Technik und Flugzeugausrüstung“ einen Anteil an der Gesamtzahl der Verspätungen von 10,2% im Jahr 2006. Unter diese Kategorien fallen Ausfälle bzw. Fehler am Flugzeug und Verzögerungen in der Instandhaltung.



Abbildung 1.4: Operative Anforderungen (nach *Dunsdon* (2006))

Das heutige Lufttransportsystem hat in verschiedener Hinsicht einen sehr ausgereiften Zustand erreicht. Weitere Verbesserungen der Effizienz sind nur noch mit großem technischen und finanziellen Aufwand erreichbar (*Stumpf et al.*, 2011).

Aufgrund des hohen Kostenanteils steht die Reduktion des Kraftstoffverbrauchs<sup>9</sup> im Mittelpunkt der meisten Technologieentwicklungsvorhaben. Durch die Entwicklung der neuesten Triebwerksgenerationen (z. B. Getriebefantriebwerke) kann der Kraftstoffverbrauch pro Sitz so nochmals um ca. 15 % gesenkt werden (*Aviation Week*, 2014). Dagegen sind die heutigen Flugzeugkonfigurationen aerodynamisch weitgehend ausgereizt. Signifikante aerodynamische Verbesserungen lassen sich nur noch mit hohem Entwicklungsaufwand realisieren. Ein Beispiel hierfür könnte die Entwicklung von Laminarflügeln sein. Die Effizienzverbesserung auf Lufttransportsystemebene durch natürliche Laminarhaltung für ein Kurz-/Mittelstreckenflugzeug, welches für diesen Zweck entworfen ist, kann im Optimalfall ca. 9 % betragen (*Wicke et al.*, 2014). Darüber hinausgehende signifikante Verbesserungen erfordern vermutlich andere, unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen mit noch erheblich größeren Entwicklungsaufwänden. Auch Reduktionen des Flugzeuggewichts sind nur mit sehr hohem finanziellen Aufwand realisierbar, wie an den Beispielen der zu großen Teilen aus Kohlefaserverbundwerkstoffen gefertigten Flugzeugmustern AIRBUS A350 XWB und BOEING 787 gesehen werden kann.

Die angespannte Erlös- und Finanzlage der Fluggesellschaften führt (zusammen mit wachsenden Instandhaltungskapazitäten) auch zu hohem Kostendruck bei den Maintenance, Repair, Overhaul (MRO)-Betrieben. Aus diesem Grund bestehen auch für die MROs große Anreize, Instandhaltungskosten zu reduzieren und damit die Attraktivität ihrer Dienstleistung und/oder ihre Profitabilität zu steigern (*Lufthansa Technik*, 2015, S. 9).

<sup>9</sup>Die entscheidenden Stellhebel für eine Reduktion des Kraftstoffverbrauchs sind der schubspezifische Kraftstoffverbrauch, die aerodynamische Effizienz und das Flugzeuggewicht (vgl. Breguet'sche Reichenweitenformel in Anhang B.4).

Vor diesem Hintergrund erscheint es daher zur Bewältigung der zukünftigen Herausforderungen angebracht, verstärkt alle Kostenbestandteile im Flugzeuglebenszyklus zu betrachten und ebenso zusätzliche Erlöspotenziale zu berücksichtigen. Insbesondere die Instandhaltung mit ihren direkten und indirekten Auswirkungen auf die Effizienz des Flugzeugbetriebs rückt zunehmend in den Mittelpunkt des Interesses. *Ahmadi* (2010) sieht die Notwendigkeit eines proaktiveren Ansatzes für die Instandhaltung gegeben, um die angestrebte Erhöhung der Flugzeugoperabilität erreichen zu können.

## Entwicklung von Zustandsmanagementsystemen

In den 1990er Jahren sind zahlreiche Zustandsüberwachungstechnologien für Luftfahrtanwendungen entwickelt worden, welche die Detektion und Klassifikation von im Entstehen befindlichen Systemausfällen unterstützen. Jedoch zielen diese Funktionen traditionell auf die Ausfallerkennung und Fehlerisolation nur innerhalb von individuellen Subsystemen oder Systemen ab (vgl. Kapitel 3.1.3). Seitdem haben die Entwickler von Integrated Vehicle Health Management (IVHM)-Systemen begonnen, die Konzepte der Prognose und der Integration von Anomalieerkennungstechnologien, der Diagnosetechnologien und der systemübergreifenden Prognosetechnologien zu adressieren (*Roemer et al.*, 2011, S. 282).

Bessere Diagnosefähigkeiten und intelligentere Instandhaltungsprozesse können dazu beitragen, die benötigte Zeit für ungeplante und geplante Instandhaltung zu reduzieren. Wesentliche Reduktionen von ungeplanten Instandhaltungsereignissen und der Instandhaltungskosten, sowie Erhöhungen der Flugzeugverfügbarkeit können durch die Implementierung von Prognosefähigkeiten und eine damit möglich werdende zustandsorientierte bzw. prädiktive Instandhaltung erreicht werden. Zahlreiche Autoren sehen durch eine Implementierung von umfassenden Diagnose- und Prognosekonzepten große Potenziale für eine Reduktion der Lebenszykluskosten gegeben (z. B. *Roemer et al.* (2001); *Keller und Poblete* (2011); *Scanff et al.* (2007)).

Prognosesysteme sind zu einer Früherkennung eines beginnenden Fehlerzustands einer Komponente fähig und können die verbleibenden Restlebensdauern (*remaining useful life*) (RULs) vorhersagen (*Engel et al.*, 2000). Zusätzlich können die gegebenen Fähigkeiten zur Fehlerisolation und -identifikation zu einer Reduktion von No Fault Found (NFF) Ereignissen beitragen und die Fehlersuche unterstützen (*Leao et al.*, 2008). Die Implementierung von Prognosekonzepten in Verkehrsflugzeugen kann bei der Reduktion von Betriebsunterbrechungen infolge ungeplanter Instandhaltungsereignisse und von instandhaltungsbedingten Bodenzeiten aufgrund (unnötiger) präventiver Instandhaltung helfen.

Ein Einsatz von Prognosesystemen stellt bisher nicht dagewesene Anforderungen an die Instandhaltung und führt zu einer steigenden Komplexität in der Instandhaltungsplanung. Die Durchführung bisher reaktiver Instandhaltungsarbeiten muss basierend auf der geschätzten RUL geplant und sinnvoll in den Flugzeugbetrieb integriert werden, um die angestrebte Reduktion von Betriebsunterbrechungen zu erreichen. Für bisher präventive Tätigkeiten ergibt sich dagegen eine reduzierte Planbarkeit, wenn die betreffenden Komponenten nicht mehr in festen Intervallen, sondern zustandsorientiert instand gehalten werden. Nur wenn

es gelingt, auch ein geeignetes Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung zu entwerfen, kann die Implementierung von Prognosesystemen tatsächlich zu den erhofften Verbesserungen der operativen Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit und Senkung der direkten Instandhaltungskosten (*direct maintenance cost*) (DMC) von Verkehrsflugzeugen führen.

Weltweit wird in Wissenschaft und Industrie mit hohem Aufwand an der Erforschung und Entwicklung geeigneter Prognosesysteme für unterschiedlichste Komponenten bzw. Systeme und an der Konzeption der erforderlichen Architekturen und Systemelemente für den tatsächlichen Einsatz in Luftfahrzeugen gearbeitet.<sup>10</sup>

Offene Fragen und Herausforderungen bestehen in der Integration eines Zustandsmanagements bereits in der Entwurfsphase eines Systems, der Entwicklung von Kosten-Nutzen-Modellen zur Quantifizierung der Rentabilität, der Validierung und Verifizierung, der Zertifizierung (zur Erlangung von *Maintenance Credits*<sup>11</sup>), des Unsicherheitsmanagements der Prognose und der anschließenden Entscheidungsfindung (*Vachtsevanos und Goebel, 2015*).

## Herausforderungen in der Technologiebewertung

Die aus der Vielzahl von Systemkomponenten und Wirkzusammenhängen resultierende hohe Komplexität des Lufttransportsystems (vgl. Kap. 4.3.1) macht es schwierig, im Voraus die Auswirkungen neuer Technologien auf das Gesamtsystem abzuschätzen (*Stumpf et al., 2011*). Sowohl für Hersteller als auch für Betreiber weisen Entscheidungen über Flugzeugprojekte aufgrund ihrer großen Komplexität und Kapitalintensität sowie der Langfristigkeit immer eine große Tragweite auf. Zudem können Fehlentscheidungen in vielen Fällen nicht wieder korrigiert werden. Es ist daher unverzichtbar, Entscheidungshilfen zu haben, welche eine Strukturierung der Entscheidungsgrundlagen unterstützen und eine Identifikation und ein Verständnis der Einflussfaktoren ermöglichen. Zudem wollen Flugzeughersteller im Entwurfsprozess und Flugzeugbetreiber als Teil des Akquisitionsprozesses in der Lage sein, Flugzeugmuster und -technologien vergleichend zu bewerten (*Thorbeck, 2001*). Neben verschiedensten technischen und operativen Gütekriterien spielen Kostenanalysen heute eine vorherrschende Rolle. Eine weitere Schwierigkeit stellt das noch begrenzte Wissen in einer frühen Entwicklungsphase dar. Obwohl erste wenige Informationen für die zu bewertende Technologie zur Verfügung stehen, erfordert die mit hohem Risiko verbundene Investition in ein neues Flugzeugprogramm bzw. eine Technologie bereits in der Konzeptphase eine verlässliche Kosten-Nutzen-Abwägung.

---

<sup>10</sup>Als Beispiele für laufende und abgeschlossene Forschungsprojekte mit öffentlicher Förderung (national bzw. EU) können genannt werden: Clean Sky 2 ADVANCE; FP7 TATEM; LuFo IV-2 ProReB; FP7 ACTUATION 2015; LuFo V-1 OMAHA. Daneben gibt es weltweit wesentliche Aktivitäten in der Luftfahrtindustrie, z. B. bei BOEING (*Keller et al., 2007*), AIRBUS DEFENCE & SPACE (*Buderath und Adhikari, 2012*), LOCKHEED MARTIN (*Hess et al., 2004*), EMBRAER (*Leao et al., 2008; Vianna et al., 2015*).

<sup>11</sup>*Maintenance Credits* bezeichnen die Vorteile, die sich ergeben, wenn die heutige Instandhaltung durch eine zustandsorientierte Instandhaltung ersetzt werden kann (vgl. Kapitel 3.2.1).

Neben der Überwindung der technischen Herausforderungen von Prognosekonzepten besteht in der Bereitstellung einer solchen Kosten-Nutzen-Bewertung eine Grundvoraussetzung für deren Implementierung. Die spezifischen Herausforderungen einer Technologiebewertung von Zustandsmanagementsystemen ergeben sich insbesondere aus den systemweiten Wechselwirkungen der Technologien und der damit verbundenen Konzepte. Im Unterschied zu Technologien wie z. B. zur Kraftstoffeinsparung kann der Nutzen einer Technologie mit Auswirkungen auf die Verfügbarkeit, operationelle Zuverlässigkeit und Instandhaltungskosten nicht direkt einem Einzelflug zugerechnet werden. Daher ist stets eine Lebenszyklusbetrachtung erforderlich, um alle relevanten Effekte erfassen zu können. Die Technologie eines Diagnose- oder Prognosesystems wirkt zwar zunächst auf Komponenten- oder (Sub-) Systemebene, aber der tatsächliche Nutzen kann aufgrund vielfältiger Restriktionen im Betrieb und der Instandhaltung eines Verkehrsflugzeugs nur auf Flugzeug- bzw. Flottenebene ermittelt werden. So ist bei der Integration einer Prognosetechnologie in das Lufttransportsystem infolge systemweiter Wechselwirkungen und gegenläufiger Anforderungen grundsätzlich von einem Effizienzverlust im Vergleich zur Laborumgebung auszugehen.<sup>12</sup> Für einen ganzheitlichen Bewertungsansatz ergibt sich daher die Herausforderung, Technologieeinflüsse auf Komponenten-, System-, Flugzeug- und Flottenebene analysieren und bewerten zu können. Zusätzlich kann ein Zustandsmanagementsystem durch Auswirkungen auf die Verfügbarkeit und operationelle Zuverlässigkeit das Erlösgenerierungspotenzial einer Fluggesellschaft beeinflussen. Eine reine Kostenbetrachtung ist folglich unzureichend. Grundsätzlich empfiehlt sich daher ein Ansatz zur Kosten-Nutzen-Analyse (*cost-benefit analysis*) (CBA).

Wirtschaftliche Technologiebewertungen von IVHM-/Prognostics and Health Management (PHM)-Konzepten sind schon von zahlreichen Autoren diskutiert worden (*Banks et al.*, 2005; *Feldman et al.*, 2009; *Leao et al.*, 2008; *Sandborn und Wilkinson*, 2007; *Wilmering und Ramesh*, 2005). Die typischen Bewertungsmetriken sind Lebenszykluskosten oder Return-on-Invest (ROI) Abschätzungen von Implementierungskosten und den Potenzialen für Kostenvermeidungen (*Banks et al.*, 2005). *Leao et al.* (2008) haben eine Methodik für die Kosten-Nutzen-Analyse einer PHM-Anwendung in bestehenden Verkehrsflugzeugen entwickelt. Diese Methode beinhaltet einen umfassenden Satz aus Gleichungen für die Nutzen- und Kostenquantifizierung einer PHM-Einführung. Dieser Ansatz ist in der Lage, Bewertungen aus Hersteller- oder Betreiberperspektive durchzuführen. Jedoch werden für den Ansatz bereits viele Ergebnisse aus technischen Analysen und Beiträge von PHM-Spezialisten benötigt. *Sandborn und Wilkinson* (2007) haben einen Lebenszykluskostenansatz vorgeschlagen, welcher ein auf einer Diskret-Ereignis-Simulation basierendes Modell für die Instandhaltungsplanung enthält. Sie berücksichtigen in dem Modell verschiedenartige Unsicherheiten in Bezug auf PHM-Systeme, in dem sie Wahrscheinlichkeitsverteilungen als Eingangswerte für das Modell verwenden. Das vorgeschlagene Modell bietet ein detailliertes Bild vom Nutzen von PHM auf Komponenten- und Subsystem-Ebene. *Wilmering und Ramesh* (2005)

---

<sup>12</sup>Beispielsweise können eine geforderte Einhaltung des Flugplans und begrenzte Instandhaltungskapazitäten dazu führen, dass eine prognostizierte Restlebensdauer im realen Betrieb nicht vollständig ausgenutzt werden kann. Weiterhin widerspricht die zustandsorientierte Instandhaltung von bisher präventiv instand gehaltenen Bauteilen dem Wunsch nach standardisierten, möglichst lange im voraus planbaren Instandhaltungsereignissen.

beschreiben ein bei BOEING entwickeltes Modell zur Bewertung der Einflüsse von Ausfällen und IVHM-Lösungen auf die Total Cost of Ownership (TCO) eines Luft- oder Raumfahrzeugs. Das Modell kommt in der Entwicklungsphase als Element eines von BOEING definierten IVHM Systems Engineering Prozesses zum Einsatz. Der Fokus der Modellierung liegt auf der Modellierung von IVHM-Lösungen und deren Auswirkungen auf das Ausfallverhalten von Komponenten und den Instandhaltungs- und Logistikprozessen.

Die Tabelle 1.1 fasst die wesentlichen Merkmale existierender Bewertungsansätze zusammen. Diese Ansätze weisen jeweils verschiedene Einschränkungen in Bezug auf den Betrachtungsumfang, die eingebundenen Einflüsse oder die ökonomische Bewertung auf. Keiner dieser Ansätze ist in der Lage, alle relevanten Einflüsse und Wechselwirkungen auf Flotten- bzw. Gesamtsystemebene zu erfassen und zu bewerten. Vier der fünf untersuchten Ansätze setzen für die Bewertung kein Discounted Cash Flow (DCF)-Verfahren ein, sondern beschränken sich auf reine Kostenbetrachtungen oder statische Investitionsrechenverfahren. Auf diese Weise lassen sich nicht alle relevanten Einflüsse möglicher PHM-Anwendungen erfassen. Zudem besteht das Risiko falscher Investitionsentscheidungen, wenn der zeitliche Anfall der Zahlungsströme unberücksichtigt bleibt.

Tabelle 1.1: Vergleich existierender Bewertungsansätze für PHM/IVHM

	<i>Banks et al.</i> (2005)	<i>Feldman et al.</i> (2009)	<i>Leao et al.</i> (2008)	<i>Sandborn und Wilkinson</i> (2007)	<i>Wilmering und Ramesh</i> (2005)
<b>Betrachtungsumfang</b>					
Komponente	●	●	●	●	●
(Luft-) Fahrzeug	○	○	○	–	○
Flotte/Gesamtsystem	○	○	–	–	–
<b>Eingebundene Einflüsse</b>					
Betriebskonzept	○	●	○	–	○
Instandhaltung	○	●	●	○	●
Logistik	○	○	●	–	●
Ausfallverhalten	○	●	○	●	●
Unsicherheiten	–	●	–	●	○
Prognosefehler	○	○	○	○	○
<b>Methodik</b>					
Kostenmodell	●	○	●	–	●
Simulation	–	●	–	●	○
<b>ökonomische Bewertung</b>					
LCC	○	●	○	●	●
CBA	●	●	●	–	●
DCF	–	–	–	–	●

Legende: ● zutreffend; ○ teilweise zutreffend; – nicht zutreffend

Zusammengenommen lässt sich feststellen, dass die untersuchten Ansätze nicht geeignet sind, eine ganzheitliche Kosten-Nutzen-Analyse von Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen mit Berücksichtigung neuer Instandhaltungskonzepte vorzunehmen. Für

eine solche ganzheitliche Bewertung ist es erforderlich, sowohl die Komponenten- als auch die Gesamtsystemebene in der Analyse mit einzubeziehen. Der Bewertungsansatz muss daher die relevanten Einflüsse einer Zustandsdiagnose und -prognose auf Komponenten- oder Subsystemebene abdecken und sollte die dazugehörigen Unsicherheiten berücksichtigen. Diese Komponenten- bzw. Subsystemebene ist auf einer Gesamtflugzeugebene zu integrieren, um die Technologiewirkung in einem realistischen Flugzeugbetriebsszenario ermitteln zu können.

## 1.2 Zielsetzung

Das übergeordnete Ziel der vorliegenden Arbeit besteht darin, einen Ansatz für die Technologiebewertung einer Implementierung von Zustandsmanagementsystemen und zustandsorientierten Instandhaltungskonzepten in Verkehrsflugzeugen bereitzustellen, um deren wirtschaftliches Potenzial in einem realistischen Betriebsszenario auf Flugzeugebene abschätzen zu können. Dieser Bewertungsansatz soll sowohl Flugzeugherstellern in den frühen Entwicklungsphasen als auch Flugzeugbetreibern in der Beschaffungsphase als Entscheidungsunterstützung dienen können. Der zu entwickelnde Ansatz soll den gesamten Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs und die Betrachtungsebenen Komponente, Flugzeug und (soweit erforderlich) Gesamtsystem umfassen. Es wird die Bewertungsperspektive des Betreibers eingenommen. Die Notwendigkeit zur Entwicklung eines neuen Bewertungsansatzes ergibt sich aus der im vorangegangenen Kapitel abgeleiteten Feststellung, dass keiner der bestehenden Ansätze (vgl. Tabelle 1.1) diese Ziele vollumfänglich erfüllen kann.

Im Einzelnen sollen in der vorliegenden Arbeit auf Basis der in Wissenschaft und Industrie diskutierten Zustandsmanagementtechnologien und der heutigen Instandhaltungsprogramme unter Zuhilfenahme des entwickelten Simulations- und Bewertungsansatzes die nachfolgenden Forschungsfragen beantwortet werden:

1. Wie groß ist der in einem realistischen Betriebsszenario zu erwartende wirtschaftliche Nutzen eines Zustandsmanagementsystems für Verkehrsflugzeuge?
2. Welchen Einfluss haben mögliche Prognosefehler auf den zu erwartenden Nutzen? Welche Anforderungen sind an die Leistungsfähigkeit eines Prognosesystems zu stellen, damit sich für den Flugzeugbetreiber ein positiver Nutzen einstellt?
3. Welche Flugzeugkomponenten bzw. -systeme eignen sich aus wirtschaftlicher Sicht besonders für den Einsatz eines Prognosesystems („Prognosekandidaten“)?
4. Welche Auswirkungen hat der Einsatz von Prognosekonzepten auf die Instandhaltungsplanung? Wie könnte ein geeignetes Konzept für eine zukünftige zustandsorientierte bzw. prädiktive Instandhaltungsplanung aussehen?

Für die Beantwortung dieser Forschungsfragen ist ein ganzheitlicher Bewertungsansatz notwendig, der alle relevanten Einflüsse von Prognosesystemen auf den Flugzeugbetrieb und die -instandhaltung sowie bestehende Abhängigkeiten oder Wechselwirkungen mit anderen

Elementen des Lufttransportsystems berücksichtigen kann. Um Unsicherheiten des Ausfallverhaltens von technischen Einheiten zu berücksichtigen, sollen sich die Analysen auf deren individuelle Ausfallwahrscheinlichkeitsfunktionen stützen. Der Ansatz muss die unter praktischen Einsatzbedingungen erreichbaren Leistungsniveaus (d. h. Prognosefehler und Durchdringungsgrad) von PHM-Systemen berücksichtigen können, um den Einfluss imperfekter Sensoren oder Prognosealgorithmen gerecht zu werden.

Operationelle und wirtschaftliche Einflüsse eines Prognosesystems und einer zustandsorientierten Instandhaltung sollen durch Einsatz eines Simulationsmodells erfasst werden. Neben dem Flugzeugbetrieb muss die geplante und ungeplante Instandhaltung in der Modellierung berücksichtigt werden. Für die Modellierung der zustandsorientierten Instandhaltungsplanung wird ein Optimierungsansatz entworfen. Dazu wird das aus einer PHM-Implementierung resultierende Planungsproblem formuliert und ein individueller Lösungsalgorithmus entwickelt.

Für die ökonomische Kosten-Nutzen-Analyse kommt ein dynamisches Investitionsrechenverfahren zum Einsatz. In einem Anwendungsfall soll der potenzielle wirtschaftliche Nutzen eines PHM-Konzepts in Verbindung mit einem möglichen Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltung (*condition-based maintenance*) (CBM) aufgezeigt werden. Die Ergebnisse können Herstellern und Betreibern als Entscheidungsunterstützung im Entwicklungsprozess bzw. der Akquisitionsphase von Verkehrsflugzeugen dienen.

Der entwickelte Bewertungsansatz nutzt als Basis ein am INSTITUT FÜR LUFTTRANSPORTSYSTEME der TUHH<sup>13</sup> und in der Einrichtung LUFTTRANSPORTSYSTEME des DLR<sup>14</sup> erstelltes Lebenszyklus-Kosten-Nutzenmodell, welches um Module für die Modellierung von Prognosesystemen, die ungeplante Instandhaltung sowie die integrierte Planung und Optimierung einer zustandsorientierten Instandhaltung erweitert und in einen Gesamtanalyseprozess eingebunden wird. Der ganzheitliche und weitgehend generische Charakter des Modells soll beibehalten werden, um weiterhin unterschiedlichste Flugzeugkonzepte, Technologien und Betriebskonzepte analysieren und vergleichend bewerten zu können.

Die Entwicklung des Bewertungsansatzes und der erforderlichen Module für das als AIRTOBS<sup>15</sup> bezeichnete Simulations- und Bewertungsmodell erfolgte unter anderem im Rahmen der Forschungsprojekte ProReB<sup>16</sup> und OMAHA<sup>17</sup>. Das Ziel von ProReB war „die Synthese und Verifikation eines Prognosekonzepts mit längerfristiger, aber gleichzeitig robuster

---

<sup>13</sup>Technische Universität Hamburg (TUHH)

<sup>14</sup>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)

<sup>15</sup>Aircraft Technology and Operations Benchmark System (AIRTOBS)

<sup>16</sup>Prognosekonzepte zur Reduktion von Betriebskosten im Lufttransport (ProReB) war ein durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie gefördertes Forschungsprojekt im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo IV-2. Das Projekt ist als Verbundvorhaben von der LUFTHANSA TECHNIK AG als Verbundführer sowie der AIRBUS OPERATIONS GMBH und der ROBERT BOSCH AG durchgeführt worden. Das Institut für Lufttransportsysteme der TUHH ist in ProReB als Unterauftragnehmer für die LUFTHANSA TECHNIK AG tätig gewesen.

<sup>17</sup>Im LuFo V-1 Projekt Overall Management Architecture for Health Analysis (OMAHA) ist eine Ende-zu-Ende Architektur eines IVHM-Systems entwickelt worden. Die Beiträge von DLR LUFTTRANSPORTSYSTEME bestanden in der Optimierung der Instandhaltungsplanung und der Kosten-Nutzen-Analyse.

und zuverlässiger Voraussage eines Komponentenzustands. Hierfür sind Entwurf und Bewertung einer geschlossenen Prozesskette zur Einsteuerung der Ereignisse in Flugbetrieb, Pool-Management und Gerätewartung vorgesehen“ (*Lufthansa Technik*, 2008). Der Hauptbeitrag des Autors bestand in der wirtschaftlichen Technologiebewertung von in dem Projekt konzipierten Diagnose- und Prognosesystemen. Die zu diesem Zweck entwickelte Modellierungs- und Bewertungsumgebung bildet den Kern der in Kapitel 5 vorgestellten und zur Analyse der Bewertungsszenarien eingesetzten Modelle. Im Anschluss an das Projekt ProReB erfolgte die Erweiterung des Modells um das Modul zur integrierten Optimierung der Instandhaltungsplanung. Dadurch wurde es möglich, Einflüsse von Prognosekonzepten auf die bisher periodisch präventive Instandhaltung zu modellieren und ein Konzept für eine zustandsorientierte bzw. prädiktive Instandhaltungsplanung aufzuzeigen. Die Entwicklung der Konzepte zur zustandsorientierten Instandhaltung und der Ansätze zur Optimierung der Instandhaltungsplanung von Verkehrsflugzeugen sind als Teil des Forschungsprojekts OMAHA fortgeführt worden.

### 1.3 Aufbau der Arbeit

Der Aufbau der vorliegenden Arbeit ist schematisch in Abb. 1.5 dargestellt. Nach Beschreibung der Ausgangssituation und Problemstellung sowie der Zielstellung im ersten Kapitel sollen in den folgenden Kapiteln zunächst der Stand der Technik und Forschung vertieft und relevante Rahmenbedingungen für den zu entwickelnden Bewertungsansatz herausgearbeitet werden.

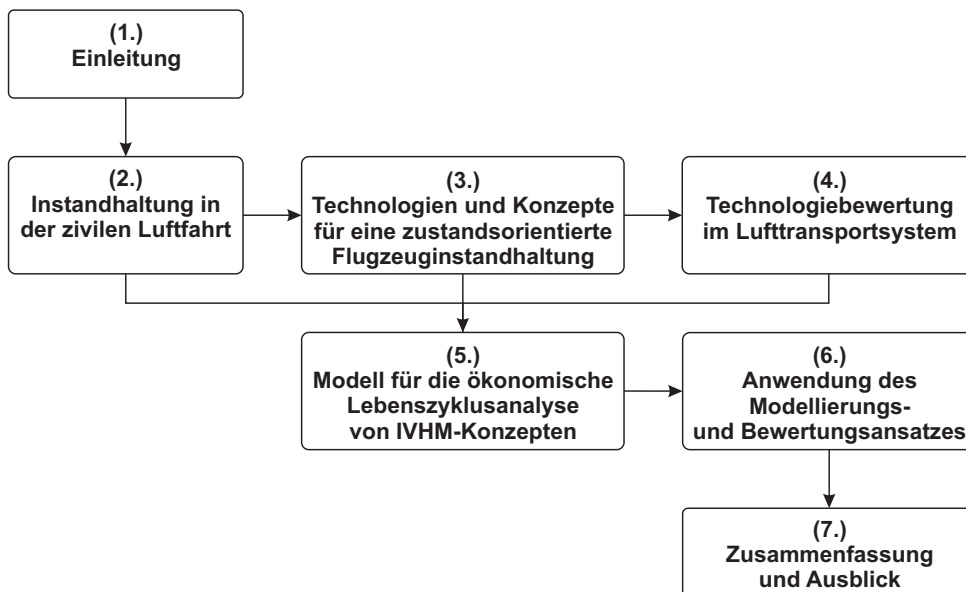


Abbildung 1.5: Aufbau der Arbeit

In Kapitel 2 werden die Grundlagen der Flugzeuginstandhaltung beschrieben. Dabei wird insbesondere auf die heutigen Instandhaltungsprogramme und deren Grenzen für den Flugzeugbetrieb eingegangen. Darauf aufbauend werden in Kapitel 3 Technologien im Kontext der Flugzeuginstandhaltung vorgestellt, welche zur angestrebten Senkung der Betriebskosten sowie Erhöhung der Flugzeugverfügbarkeit beitragen können. Neben den Technologien



PHM und Structural Health Monitoring (SHM) wird auch ein Konzept für eine prädiktive bzw. zustandsorientierte Instandhaltungsplanung vorgestellt und ein Optimierungsansatz für die Planung vorgeschlagen. Es wird eine Gesamtarchitektur eines Zustandsmanagementsystems mit Prognosefähigkeiten entworfen und ein Prozess für die Entwicklung und Zertifizierung eines IVHM-Systems skizziert.

Im anschließenden Kapitel 4 soll ein Überblick über das Gebiet der Technologiebewertung gegeben und die im Rahmen der vorliegenden Arbeit relevanten Methoden vorgestellt werden. Nach einem kurzen allgemeinen Überblick über die Technologiebewertung konzentrieren sich die Erläuterungen auf dessen Einsatz im Lufttransportsystem. Im Detail wird auf die Lebenszyklusanalyse und mit dieser in Verbindung stehender Methoden eingegangen, da sie das wesentliche Grundgerüst für die Analyse in dieser Arbeit darstellen.

In Kapitel 5 wird der ganzheitliche Ansatz für die wirtschaftliche Technologiebewertung von Zustandsmanagementsystemen und neuen Instandhaltungskonzepten entworfen und das entwickelte Simulations- und Bewertungsmodell vorgestellt. Dazu wird auf die einzelnen Module des Modells, die zugrundeliegenden Modellierungsansätze und getroffene Annahmen eingegangen. Es wird der Ablauf von Analysen erläutert und der Umgang mit Unsicherheiten der Modelle und verwendeten Daten diskutiert.

Das Kapitel 6 beschreibt einen Anwendungsfall, mit dem die Eignung des entwickelten Bewertungsansatzes demonstriert wird und relevante Erkenntnisse über den operationellen und betriebswirtschaftlichen Nutzen zukünftiger IVHM-Systeme gewonnen werden sollen. Dazu werden zunächst die getroffenen Zielsetzungen und Annahmen vorgestellt. Es wird auf den Analyseprozess eingegangen und das für den Anwendungsfall gewählte Referenzsystem inkl. des Betriebsszenarios definiert und beschrieben. Es erfolgt die Auswertung und Darstellung der Ergebnisse sowie deren umfassende Interpretation. Das Kapitel schließt mit der Ableitung von Handlungsempfehlungen in Bezug auf die Einführung neuer Technologien im Kontext des Zustandsmanagements.

Die Arbeit schließt in Kapitel 7 mit einer Zusammenfassung und gibt einen Ausblick auf weiteren Forschungsbedarf.



## 2. Instandhaltung in der zivilen Luftfahrt

Die Aufgabe der Instandhaltung in der Luftfahrt besteht in der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit, d. h. dem Erhalt bzw. der Wiederherstellung des Sicherheits- und Zuverlässigkeitsniveaus wie es beim Entwurf und der Fertigung des Flugzeugs festgelegt worden ist (*Mensen, 2013*). Daneben hat die Instandhaltung aber auch eine große betriebswirtschaftliche Relevanz für den Flugzeugbetreiber. So beeinflusst sie neben der Lufttüchtigkeit die Betriebskosten, die Einsatzzuverlässigkeit, die Verfügbarkeit und den Zeit- bzw. Restwert eines Flugzeugs. Ihre Einflüsse wirken also über den gesamten Flugzeuglebenszyklus.

Im vorliegenden Kapitel sollen zunächst die Grundlagen der Flugzeuginstandhaltung erläutert werden. Dazu wird auf die Notwendigkeit und Ziele, sowie wichtige Begriffsdefinitionen in der Instandhaltung eingegangen. Da die in der Luftfahrt vorherrschende Sprache Englisch ist, werden zu den deutschen Begriffen auch die jeweils gebräuchlichen englischsprachigen Bezeichnungen eingeführt. Weiterhin werden Bestandteile und Entstehung heutiger Flugzeuginstandhaltungsprogramme und die typische organisatorische Unterteilung von Instandhaltungsorganisationen erläutert. Schließlich werden die grundsätzlichen Potenziale und Grenzen der heutigen Instandhaltungskonzepte aufgezeigt.

### 2.1 Grundlagen der Instandhaltung

Instandhaltung kann nach *Murthy et al. (2002)* als eine multidisziplinäre Tätigkeit betrachtet werden, die das Verstehen der Degradationsmechanismen sowie deren Verknüpfung zu Datenerfassungen und -analysen, die Bereitstellung quantitativer Modelle für die Vorhersage von Auswirkungen unterschiedlicher Instandhaltungsmaßnahmen und das strategische Instandhaltungsmanagement umfasst.

Bevor auf die Besonderheiten der Flugzeuginstandhaltung eingegangen wird, sollen im Folgenden zunächst die Degradation und das Ausfallverhalten von technischen Systemen als Ursache für die Notwendigkeit von Instandhaltung und Ausgangspunkt für die Wahl einer geeigneten Instandhaltungsstrategie erläutert werden. Für ein einheitliches Verständnis in der vorliegenden Arbeit werden im Anschluss wichtige Begriffe der Instandhaltung definiert und die verbreitetsten Instandhaltungsstrategien und -konzepte diskutiert.

Die Ausführungen beschränken sich dabei auf die im Luftfahrtkontext jeweils wichtigsten Begriffe, Strategien und Konzepte.<sup>1</sup>

### 2.1.1 Degradation und Ausfallverhalten technischer Systeme

Technische Systeme und Komponenten unterliegen einem Abbau und Verschleiß. Wenn keine Gegenmaßnahmen getroffen werden, führt dieser irgendwann zu einem Ausfall der betreffenden Einheit. Ein Ausfall einer Einheit liegt dann vor, wenn die Einheit ihre bestimmungsgerechte Funktion nicht mehr erfüllen kann (*DIN*, 2010). Dies kann bereits vor Eintreten eines endgültigen Versagens (z. B. durch Bruch) gegeben sein, wenn nämlich das Risiko für einen Weiterbetrieb zu groß wäre.

Die in Bauteilen auftretenden Versagensmechanismen bestimmen (im Zusammenwirken mit den Lasten und Umweltbedingungen) das Ausfallverhalten dieser Bauteile. Die Kenntnis des Ausfallverhaltens ist Voraussetzung für die Festlegung einer effektiven und effizienten Instandhaltungsstrategie. Weiterhin stellt das Wissen über das Ausfallverhalten eine wichtige Basis für die Entwicklung geeigneter Diagnose- und Prognosekonzepte dar.

#### Allgemeine Versagensmechanismen

Das Versagen eines Systems oder auch nur eines Bauteils hängt von unterschiedlichen Faktoren und deren Interaktionen untereinander ab. Dazu zählen die Bauteileigenschaften (Werkstoffeigenschaften und Bauteilgeometrie) und die Beanspruchungen, denen das Bauteil ausgesetzt ist. Daraus ergeben sich diverse Einflussfaktoren und unterschiedliche Arten, wie Bauteile oder Systeme versagen können. Bestimmte grundlegende Mechanismen kehren jedoch immer wieder. Der folgende Abschnitt soll einen Überblick über die allgemeinen Versagensmechanismen und die wichtigsten Beanspruchungsarten geben.

Ein Produkt ist während seines Lebenszyklus unterschiedlichen Beanspruchungen ausgesetzt. Die Tabelle 2.1 zeigt Beispiele für Beanspruchungen, die einzeln oder in verschiedenen Kombinationen einwirken können und zu einem Leistungsabfall oder einer physikalischen Degradierung führen und schließlich die Lebensdauer des Produkts reduzieren (*Pecht*, 2008, S. 13). Einen wesentlichen Einfluss auf das Versagen eines Bauteils haben dabei die Interaktionen der wirkenden Beanspruchungsarten untereinander (vgl. z. B. *Grosch* (2010)).

Die aus einer Beanspruchungsart resultierenden möglichen Ausfallmechanismen zeigt die Abbildung 2.1. Es kann grundsätzlich zwischen Ausfällen durch Überlast und solchen durch Abnutzung unterschieden werden. Die unterschiedlichen Ausfallmechanismen lassen sich jeweils einer Beanspruchungsart zuordnen.

Bei einer Betrachtung mechanischer Bauteile wird in der Bruchmechanik grundsätzlich zwischen Gewalt- und Zeitbrüchen unterschieden. Der Zeitbruch (auch: Ermüdungsbruch) ist

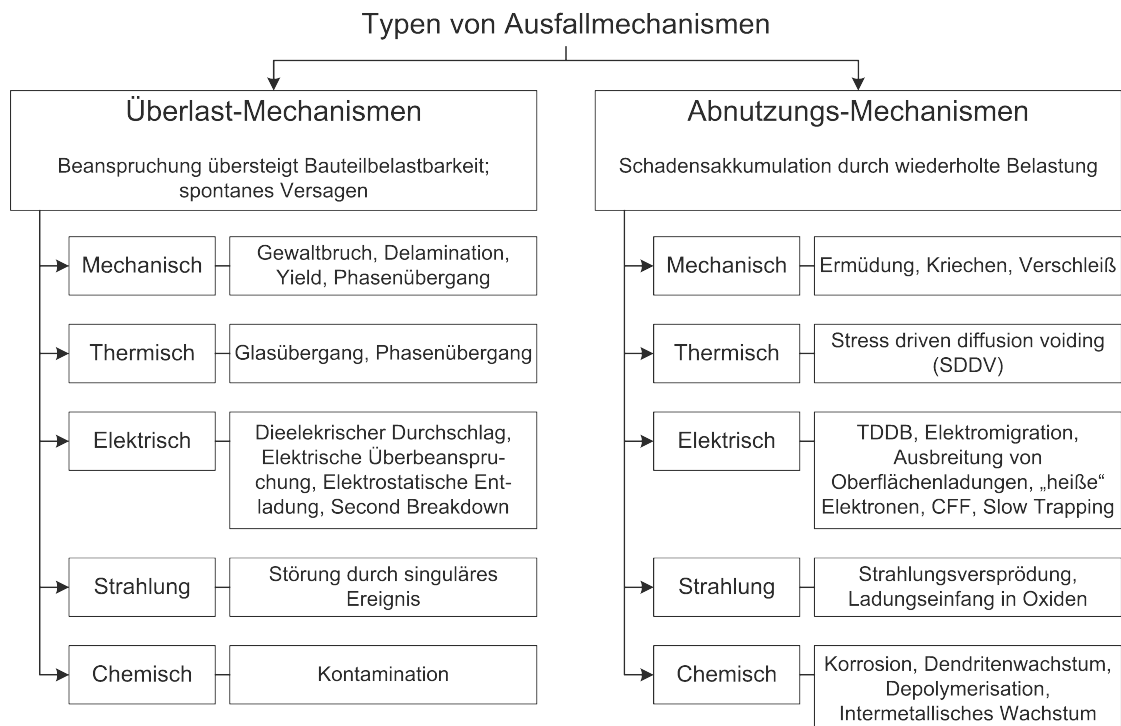
---

<sup>1</sup>Für das weiterführende Interesse finden sich ergänzende Begriffsdefinitionen und -erläuterungen in Anhang A.1 sowie in der zitierten Literatur.

Tabelle 2.1: Beispiele für Beanspruchungen (nach *Pecht* (2008))

Beanspruchung	Lastzustände
Thermisch	stationäre Temperatur, Temperaturspannen, Temperaturzyklen, Temperaturgradienten, Aufheizraten, Wärmeabführung
Mechanisch	Druckgröße, Druckgradient, Vibration, Stoßbelastung, Schallpegel, Druck- und Zugbelastung
Chemisch	aggressive vs. inerte Umgebung, Feuchtigkeitsgrad, Kontamination, Ozon, Verunreinigung, Kraftstoffverschüttungen
Physikalisch	Strahlung, elektromagnetische Interferenz, barometrische Höhe
Elektrisch	Stromstärke, Spannung, Leistung, Widerstand

dabei eine Vorstufe des Restgewaltbruches, der eintritt, sobald der verbleibende Restquerschnitt des Bauteils der Belastung nicht mehr standhalten kann (*Bürgel*, 2005). Gewaltbrüche entstehen durch einmalige Überlast und können folglich nicht durch Wartungsmaßnahmen verhindert oder gemindert werden. Zur Vermeidung von Gewaltbrüchen hilft nur eine richtige Auslegung der Bauteile bzw. eine wirksame Vermeidung von Überlasten. Im Kontext der Instandhaltung und der Zustandsmanagementsysteme sind die Zeitbrüche von großer Bedeutung. Denn bei diesen kann das Fortschreiten des Bruches bzw. des Bauteilschadens prinzipiell erkannt und durch geeignete Instandhaltungsmaßnahmen dem endgültigen Versagen entgegengewirkt werden.

Abbildung 2.1: Typen von Ausfallmechanismen (nach *Chen* (2012))

Die Wirkung der in Abb. 2.1 dargestellten Typen von Ausfallmechanismen umfasst neben

mechanischen Bauteilen auch grundsätzlich alle anderen Arten von Bauteilen (z. B. elektrische, elektronische, hydraulische Bauteile).

### Ausfälle und Fehler von Software

Auch Software kann Ausfälle oder Fehler aufweisen. *DIN* (2010) definiert Software- bzw. Programmfehler als „Zustand einer Softwareeinheit, der sie daran hindert, eine geforderte Leistung zu erbringen“. Die Ursachen von Softwarefehlern<sup>2</sup> unterscheiden sich stark von den oben beschriebenen allgemeinen Versagensmechanismen. Anders als physische Komponenten unterliegt Software weder Abnutzung noch möglicher Überlastung<sup>3</sup>. Da damit eine Anwendbarkeit der im Fokus dieser Arbeit stehenden Zustandsmanagementtechnologien und Instandhaltungskonzepte entfällt, werden Softwarefehler von den weiteren Betrachtungen ausgeklammert.

### Modellbildung Degradation

Die gewonnenen Erkenntnisse über die Versagensmechanismen können für eine mathematische Modellbildung zur Lebensdauervorhersage und Abschätzung von Versagenswahrscheinlichkeiten genutzt werden. Entsprechende Degradationsmodelle können potenziell in allen Phasen des Lebenszyklus zum Einsatz kommen. In der Entwicklungsphase können entsprechende Modelle zur Überprüfung der Auslegung von Komponenten oder Systemen genutzt werden. In der Betriebsphase eines Flugzeugs lassen sich auf Basis von Degradationsmodellen z. B. die im Lebenszyklus zu erwartenden Triebwerksinstandhaltungskosten abschätzen, was unabdingbar für die Kalkulation von Serviceverträgen ist (*Fernandes et al.*, 2011). Die gleichen Modellierungsansätze können aber auch die Grundlage für eine Zustandsdiagnose und -prognose bilden. Verschiedene methodische Ansätze zur Modellbildung werden in Kapitel 3 grundlegend beschrieben und in Hinblick auf ihre Eignung für Diagnose- und Prognosefunktionen im Flugzeug diskutiert.

Der Abbau der betrachteten Einheiten weist im Allgemeinen einen monotonen Verlauf<sup>4</sup> auf, so dass sich die Degradation gewöhnlich unter Verwendung von Zerfallsmodellen modellieren lässt (*Saxena et al.*, 2008, S. 4).

### Statistisches Ausfallverhalten von Flugzeugkomponenten und -systemen

Die Eignung einer Instandhaltungsstrategie (vgl. Kapitel 2.1.3) für ein spezifisches Bauteil hängt wesentlich von dessen Ausfallverhalten ab. Dies trifft ebenso für den zu erwartenden

---

<sup>2</sup>Im Zusammenhang von Ausfällen und Fehlern von Software nennt *Hoffmann* (2013) u. a. lexikalische, syntaktische und semantische Fehlerquellen, sowie Portabilitätsfehler, Optimierungsfehler und Spezifikationsfehler.

<sup>3</sup>Im Sinne der in Abb. 2.1 genannten Mechanismen

<sup>4</sup>In Wissenschaft und Praxis sind Abbau- bzw. Alterungsvorgänge bekannt, die nicht zwangsläufig über die gesamte Lebensdauer monoton verlaufen. Ein Beispiel ist die Alterung von (Li-Ion) Batterien. Hier ist der Effekt der Relaxation bekannt, der in Ruhephasen im Anschluss an starke Entladungen zu einer Erholung der Kapazität und damit (zumindest scheinbar) zu einer teilweisen Umkehr der Alterung führen kann (*Saha und Goebel*, 2009).

Nutzen eines Prognosesystems zu. Auch ohne genaue Kenntnis der Versagensmechanismen und ihrer mathematischen Beschreibung lassen sich aus dem statistischen Ausfallverhalten einer technischen Einheit wertvolle Informationen u. a. für Entwicklung, Betrieb, Instandhaltung und Ersatzteilbevorratung gewinnen. Aussagen über das statistische Ausfallverhalten sind dann jedoch erst nach einiger Betriebserfahrung möglich. Dies schließt neuartige, erstmals zum Einsatz kommende Technologien von einer solchen Analyse aus.

Wichtige Kenngrößen zur Beschreibung des Ausfallverhaltens bzw. der Zuverlässigkeit<sup>5</sup> sind u. a. die Ausfalldichtefunktion und die Ausfallrate (*Dhillon, 2006*). Die Ausfalldichtefunktion  $f(t)$  zum Zeitpunkt  $t$  mit  $F(t)$  für die Ausfallverteilungsfunktion und  $R(t)$  für die Zuverlässigkeit zum Zeitpunkt  $t$  ist definiert als:

$$f(t) = \frac{dF(t)}{dt} = -\frac{dR(t)}{dt} \quad (2.1)$$

Für die zeitabhängige Ausfallrate  $\lambda$  gilt:

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} \quad (2.2)$$

Eine häufig genutzte Metrik zur Beschreibung der Zuverlässigkeit von Produkten ist die mittlere Ausfallabstandszeit  $T_{MTBF}$ .<sup>6</sup> Die MTBF kann gemäß Formel 2.3 bestimmt werden (*Dhillon, 2006*).

$$T_{MTBF} = \int_0^{\infty} t f(t) dt \quad (2.3)$$

Für den Fall einer konstanten Ausfallrate (vgl. Formel 2.5) ergibt sich:

$$T_{MTBF} = \frac{1}{\lambda} \quad (2.4)$$

Eine besonders in der Luftfahrt häufig verwendete Zuverlässigkeitsgröße ist die mittlere Zeitdauer zwischen zwei ungeplanten Ausbauten (Mean Time Between Unscheduled Removals (MTBUR)). Der Ausbau wird dabei durch eine Beanstandung, also eine Fehler- oder Störungsmeldung, ausgelöst. D. h. die MTBUR berücksichtigt nicht, ob tatsächlich ein Fehler vorliegt, sondern nur, ob eine Komponente (aufgrund eines Fehlerverdachts) ausgetauscht wurde (*Friend, 1992; Bauer, 2002*). In entsprechender Weise bezeichnet die Mean Time Between Removals (MTBR) die mittlere Einbauzeit und bezieht dabei auch die geplanten Ausbauten bzw. Wechsel im Rahmen einer präventiven Instandhaltung mit ein.

Ein weitverbreiteter Ansatz zur Darstellung des Ausfallverhaltens verschiedener technischer Einheiten ist die in Abb. 2.2 gezeigte „Badewannenkurve“. Das Konzept der Badewannenkurve stellt die Ausfallrate als Funktion der Zeit dar und unterteilt die Lebensdauer einer

<sup>5</sup>Ausführlichere Definitionen der wichtigsten Zuverlässigkeitsmetriken und weiterer zentraler Metriken in der Instandhaltung finden sich in Anhang A.4.2.

<sup>6</sup>Die Mean Time Between Failures (MTBF) gilt für instandsetzbare Einheiten. Für Einheiten, die nicht instand gesetzt werden können, kann in entsprechender Weise die Mean Time To Failure (MTTF) bestimmt werden.

Einheit dabei in drei Regionen (*Dhillon*, 2006). Die Region I ist geprägt von einer abnehmenden Ausfallrate bedingt durch Frühausfälle (z. B. infolge von Konstruktions-, Produktions- oder Materialmängeln). Die Region II wird auch als Nutzungsphase bezeichnet und ist durch eine konstante Ausfallrate gekennzeichnet. In Region III steigt die Ausfallrate alterungs- und verschleißbedingt wieder an.

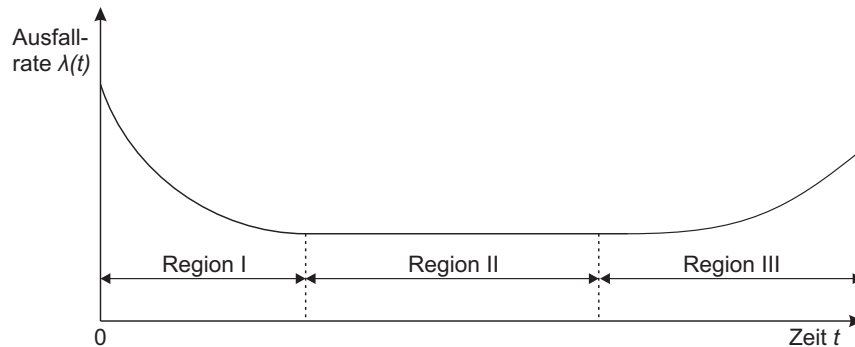


Abbildung 2.2: Badewannenkurve der Ausfallrate (nach *Dhillon* (2006))

Tatsächlich ist seit Ende der 1970er Jahre bekannt, dass in der Praxis sechs verschiedene Ausfallmuster anzutreffen sind (vgl. Anhang A.2). Mit zunehmender Anlagenkomplexität lässt sich zudem ein steigender Anteil der Ausfallmuster ohne ausgeprägte Verschleißzone (Region III) beobachten (*Moubray*, 1997). *Nowlan und Heap* (1978) konnten diesen Zusammenhang durch ihre Untersuchungen des Ausfallverhaltens von Flugzeugkomponenten bestätigen. So weisen rund 89% der Komponenten eines Verkehrsflugzeugs (d. h. einer Anlage besonders hoher Komplexität) ein solches Ausfallverhalten auf. Ein vorbeugender periodischer Austausch dieser Komponenten würde folglich keine Erhöhung der Zuverlässigkeit bewirken (vgl. Kapitel 2.1.3).

Mathematisch lassen sich die wichtigsten Ausfallmuster mit der Weibull- bzw. Exponentialverteilung beschreiben. Die Exponentialverteilung ist eine häufig eingesetzte Wahrscheinlichkeitsverteilungsfunktion in den Bereichen Instandhaltung und Zuverlässigkeit. Sie ist leicht zu handhaben und beschreibt mit ihrer konstanten Ausfallrate gut das Ausfallverhalten vieler technischer Einheiten über ihre Lebensdauer. Die Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion (*probability density function*) (PDF) wird durch Formel 2.5 beschrieben. Dabei bezeichnet  $t$  die Zeit,  $f(t)$  die PDF und  $\lambda$  die konstante Ausfallrate als Verteilungsparameter. Die kumulative Verteilungsfunktion  $F(t)$  ergibt sich nach Formel 2.6 (*Dhillon*, 2006).

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t} \quad \text{für } t \geq 0, \lambda > 0 \quad (2.5)$$

$$\begin{aligned} F(t) &= \int_0^t \lambda e^{-\lambda x} dx \\ &= 1 - e^{-\lambda t} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Die Weibullverteilung kann genutzt werden, um viele verschiedene physikalische Phänomene und damit unterschiedliches Ausfallverhalten zu beschreiben. Die Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion  $f(t)$  kann entsprechend Formel 2.7 mit dem Verteilungsparameter  $\alpha$  und dem Formparameter  $\beta$  beschrieben werden. Die kumulative Verteilungsfunktion  $F(t)$  ergibt sich



nach Formel 2.8. Die Exponentialverteilung stellt dabei einen Spezialfall der Weibullverteilung für den Fall  $\beta = 1$  dar (Dhillon, 2006).

$$f(t) = \frac{\beta}{\alpha^\beta} t^{\beta-1} e^{-\left(\frac{t}{\alpha}\right)^\beta} \quad \text{für } t \geq 0, \alpha > 0, \beta > 0 \quad (2.7)$$

$$\begin{aligned} F(t) &= \int_0^t \frac{\beta}{\alpha^\beta} x^{\beta-1} e^{-\left(\frac{x}{\alpha}\right)^\beta} dx \\ &= 1 - e^{-\left(\frac{t}{\alpha}\right)^\beta} \end{aligned} \quad (2.8)$$

Neben diesen (und anderen) parametrischen Verteilungsfunktionen kann bei realen Problemen die Nutzung von nicht-parametrischen<sup>7</sup> Ausfallverteilungsfunktionen erforderlich sein, wenn sich das beobachtete Ausfallverhalten mit keiner anderen bekannten Funktion annähern lässt.

## 2.1.2 Definitionen und Begriffsabgrenzungen

Für ein einheitliches Verständnis der Ausführungen zur Flugzeuginstandhaltung sowie der folgenden Modellbeschreibungen in der vorliegenden Arbeit ist es erforderlich, die wichtigsten Begriffe der Instandhaltung zu definieren.<sup>8</sup> Solange keine anderen Definitionen gegeben werden, orientiert sich die Verwendung der Begriffe aus dem Gebiet der Instandhaltung in dieser Arbeit an den Normen *DIN 31051* und *DIN EN 13306* (*DIN*, 2012; *DIN*, 2010). Die Instandhaltung unterteilt sich in die vier in Abb. 2.3 gezeigten Grundmaßnahmen Wartung, Inspektion, Instandsetzung und Verbesserung. Sie beinhaltet die folgenden Aspekte (*DIN*, 2012, S. 4):

- „Berücksichtigung inner- und außerbetrieblicher Forderungen,
- Abstimmungen der Instandhaltungsziele mit den Unternehmenszielen,
- Berücksichtigung entsprechender Instandhaltungsstrategien.“

### Grundbegriffe der Instandhaltung

Der Begriff der Instandhaltung ist in *DIN 31051* definiert als die „Kombination aller technischen und administrativen Maßnahmen sowie Maßnahmen des Managements während des Lebenszyklus einer Betrachtungseinheit zur Erhaltung des funktionsfähigen Zustandes oder der Rückführung in diesen, so dass sie die geforderte Funktion erfüllen kann“ (*DIN*, 2012).

- **Wartung:** Unter dem Begriff Wartung sind gemäß *DIN 31051* „Maßnahmen zur Verzögerung des Abbaus des vorhandenen Abnutzungsvorrats“ zu verstehen (*DIN*,

<sup>7</sup>Eine nicht-parametrische Verteilungsfunktionen macht vorab keine Annahmen bezüglich der Verteilung und weist daher eine hohe Flexibilität auf.

<sup>8</sup>Ergänzende Begriffsdefinitionen können in Anhang A.1 sowie der zitierten Literatur nachgelesen werden.

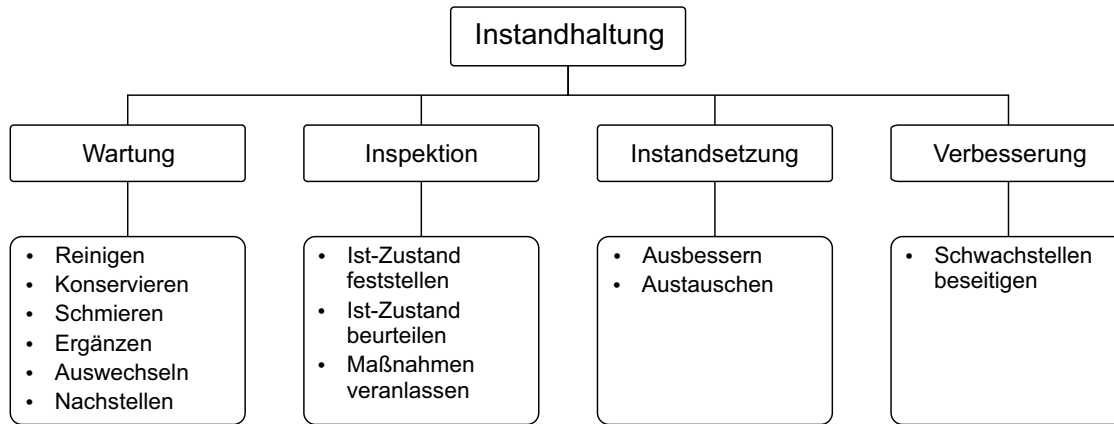


Abbildung 2.3: Grundmaßnahmen der Instandhaltung (in Anlehnung an *DIN* (2012), *Jacobi* (1992))

2012). Beispiele für Wartungsarbeiten sind: Reinigen, Schmieren, Auswechseln und Nachstellen.

- **Inspektion:** „Maßnahmen zur Feststellung und Beurteilung des Ist-Zustandes einer Betrachtungseinheit einschließlich der Bestimmung der Ursachen der Abnutzung und dem Ableiten der notwendigen Konsequenzen für eine künftige Nutzung“ sind als Inspektion definiert (*DIN*, 2012).
- **Instandsetzung:** Die Instandsetzung umfasst „Maßnahmen zur Rückführung einer Betrachtungseinheit in den funktionsfähigen Zustand, mit Ausnahme von Verbesserungen“ (*DIN*, 2012). Dies kann durch Austauschen oder Ausbessern von Komponenten der technischen Einheit geschehen.
- **Verbesserung:** Als Verbesserung wird die „Kombination aller technischen und administrativen Maßnahmen sowie Maßnahmen des Managements zur Steigerung der Funktionssicherheit einer Betrachtungseinheit, ohne die von ihr geforderte Funktion zu ändern“, bezeichnet (*DIN*, 2012). Verbesserungen dienen der Beseitigung von Schwachstellen.

Für die in Abb. 2.3 genannten Teilmaßnahmen definiert *Jacobi* (1992) jeweils verschiedene Durchführungsmodi. Im Falle der Wartung und der Inspektion ist eine Durchführung der Teilmaßnahmen grundsätzlich im Betriebszustand oder im Stillstand denkbar. Instandsetzungen sind dagegen nur im Stillstand durchführbar. Bei redundanter Auslegung eines Systems ist aber bei entsprechender Bauweise auch z. B. der Austausch einer redundant vorhandenen Komponente denkbar, während sich das Gesamtsystem im Betriebszustand befindet.

In der Praxis wird abweichend von oben genannter Definition häufig vereinfachend von Wartung gesprochen, auch wenn tatsächlich Instandhaltung gemeint ist. Ähnlich verhält es sich im Englischen. Die Begriffe „*Maintenance, Repair, and Overhaul*“ (MRO) beschreiben zusammen ebenfalls die Grundmaßnahmen der Instandhaltung. Der Begriff der *Maintenance*

umfasst dabei Maßnahmen der Wartung und der Inspektion. *Repair* bezeichnet Instandsetzungsmaßnahmen bis zu einer bestimmten Eingriffstiefe. Tiefer greifende Instandsetzungen werden mit *Overhaul* zusammengefasst. Vereinfachend wird im Englischen gelegentlich der Begriff *Maintenance* zur Beschreibung sämtlicher Grundmaßnahmen der Instandhaltung verwendet.

### Instandhaltungsarten

Instandhaltungsmaßnahmen und -ereignisse lassen sich nach verschiedensten Gesichtspunkten gliedern. Hier soll eine Strukturierung in Abhängigkeit der Möglichkeit einer Vorausplanung sowohl der Umfänge als auch des Zeitpunkts vorgenommen werden. Die abgeleiteten Strukturelemente werden im Folgenden als Instandhaltungsarten bezeichnet. Für die Teilmaßnahmen der Instandsetzung ergibt sich die in Abb. 2.4 dargestellte Strukturierung der Maßnahmen nach dem Zeitpunkt der Durchführung und ihrem Planungsgrad (*Jacobi*, 1992; *Hinsch*, 2010; *DKIN*, 1980).

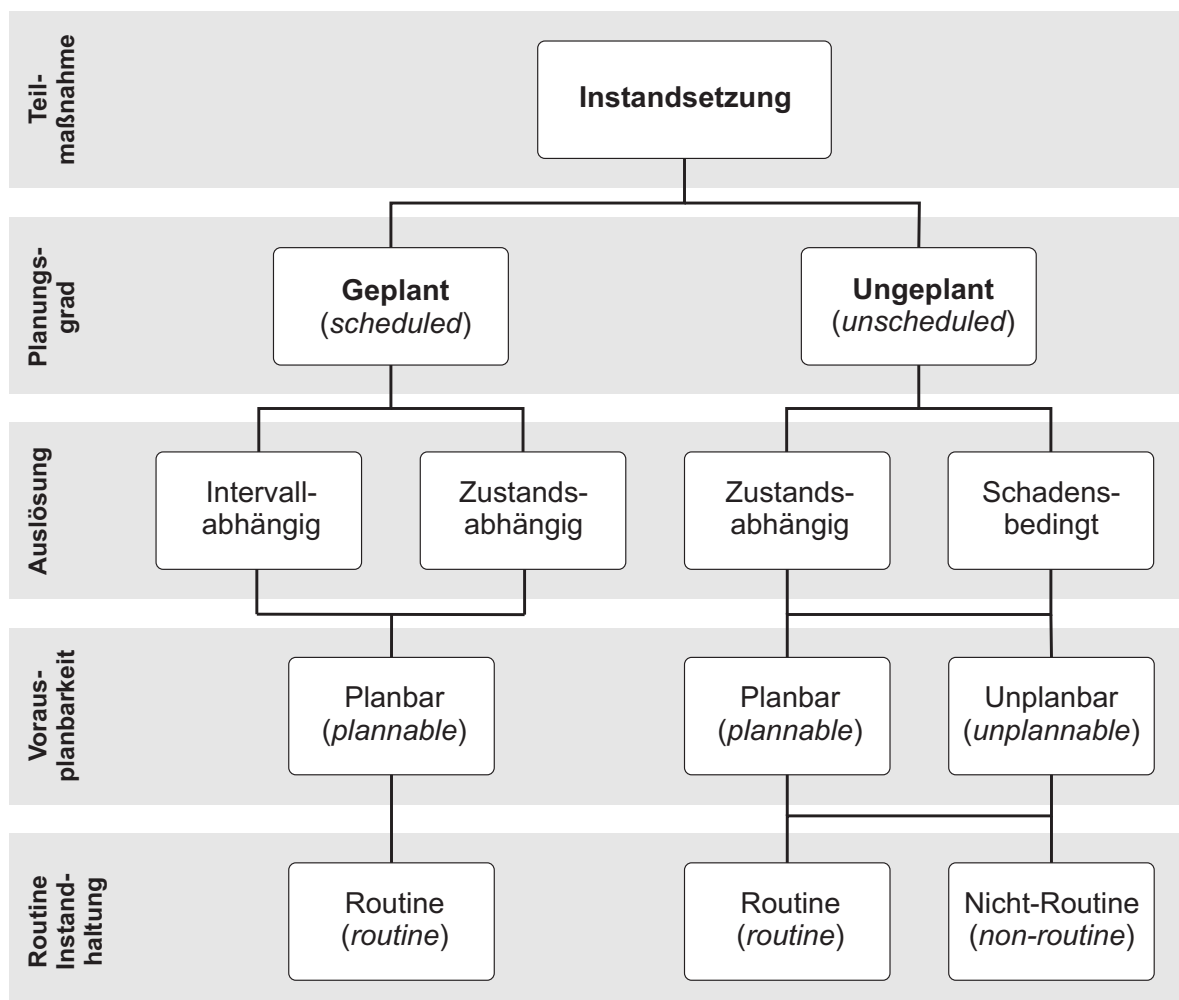


Abbildung 2.4: Strukturierung der Instandsetzungsmaßnahmen (eigene Darstellung in Anlehnung an *Jacobi* (1992); *Hinsch* (2010), *DKIN*, 1980)

Auf oberster Ebene kann zwischen geplanten und ungeplanten Ereignissen unterschieden werden. Geplante Instandhaltungsmaßnahmen (*scheduled maintenance*) sind solche, die nach Zeitpunkt, Art und Umfang geplant werden können. Die Durchführung erfolgt nach einem festgelegten Zeitplan oder einer festgelegten Zahl von Nutzungseinheiten. Planbare Instandhaltung ist präventiv und hat das Ziel, den Ausfall eines Systems zu verhindern. Beispiele für planbare Instandhaltung sind Inspektionen, Zustandsüberwachungen, Kalibrierung oder der Austausch von Teilen (*Hinsch, 2010; DIN, 2010*).

Die Auslösung einer geplanten Maßnahme kann basierend auf Erfahrungen (intervallabhängig) oder bei erkennbar zu erwartender Beeinträchtigung der Funktionsfähigkeit (zustandsabhängig) erfolgen. Eine intervallabhängige Maßnahme wird nach einem festgelegten Zeitplan oder einer festgelegten Zahl von Nutzungseinheiten eingeleitet. Die Einleitung einer zustandsabhängigen Instandsetzung erfolgt aufgrund des bei der (geplanten) Inspektion festgestellten Ist-Zustandes. Der Zeitpunkt kann aus dem jeweiligen Ist-Zustand oder seinem wahrscheinlichen Verlauf in der nächsten Zukunft (Trend) bestimmt werden.

Ungeplante Instandhaltung (*unscheduled maintenance*) sind die Instandhaltungstätigkeiten, die nicht nach einem Zeitplan durchgeführt werden. Die Auslösung von ungeplanten Instandhaltungsmaßnahmen kann zustandsabhängig oder schadensbedingt sein. Eine schadensbedingte Maßnahme wird erst bei Eintritt des Schadens durchgeführt, kann aber nach Art und Umfang vorgeplant sein. Neben der Wiederherstellung des Sollzustandes ist auch die Feststellung und die Beurteilung des Ist-Zustandes im Falle eines Ausfall oder einer eingeschränkten Funktionstüchtigkeit Teil der ungeplanten Instandhaltung (*Hinsch, 2010*). Je nach Art des Schadens kann zwischen planbaren und unplanbaren Maßnahmen unterschieden werden. Planbare Maßnahmen werden auch als vorbereitete Instandsetzung bezeichnet und umfassen Maßnahmen, die nach Art und Umfang geplant werden, für die der Zeitpunkt der Durchführung jedoch zunächst offen bleibt. Für die planbaren Instandhaltungsereignisse liegen Arbeitsspezifikationen vor und die erforderlichen Ersatzteile werden bevorratet. Sie ist damit mit geringerer Vorlaufzeit durchführbar und führt entsprechend zu kürzeren Stillstandszeiten. Die unplanbaren (unvorbereitete Instandsetzung) beinhalten solche Maßnahmen, deren Eintrittszeitpunkt, Art und Umfang vor Ausfall der Anlage nicht bekannt sind (*Fabricius, 2003; Hinsch, 2010*).

In der Luftfahrtinstandhaltung wird außerdem zwischen Routine- und Nicht-Routine-Instandhaltung unterschieden. Die Routine-Instandhaltung (*routine maintenance*) umfasst die Instandhaltungsmaßnahmen, die in einem Instandhaltungsprogramm (vgl. Kapitel 2.2) vorgegeben werden und grundsätzlich durchgeführt werden. Routine-Instandhaltung ist immer auch geplante Instandhaltung, während geplante Instandhaltung nicht zwangsläufig Routine-Instandhaltung ist. Nicht-Routine-Instandhaltung (*non-routine maintenance*) beinhaltet die Instandhaltungsmaßnahmen, die nicht im Instandhaltungsprogramm enthalten sind, sondern aufgrund von Funktionsstörungen während des Betriebes oder aufgrund der Entdeckung von Schäden während der Routine-Instandhaltung durchgeführt werden. Mit steigender Erfahrung bei der Instandhaltung eines Systems (hier: Flugzeugtyp) wird der Umfang der Nicht-Routine-Instandhaltung bis zu einem gewissen Maß vorhersehbar.

Die Nicht-Routine-Instandhaltung wird dadurch eingeschränkt planbar und Nicht-Routine-Instandhaltungsmaßnahmen können Teil der geplanten Instandhaltung werden (*Hinsch*, 2010).

### 2.1.3 Instandhaltungsstrategien und -konzepte

Eine Instandhaltungsstrategie bezeichnet – allgemein formuliert nach *DIN EN 13306* – die Vorgehensweise des Managements zur Erreichung der gesetzten Instandhaltungsziele (*DIN*, 2010). Konkreter ausgedrückt umfasst eine Instandhaltungsstrategie die Regeln, die festlegen, welche Instandhaltungsmaßnahmen ausgeführt werden, wenn ein bestimmtes Ereignis (z. B. Ausfall, Zeit oder Nutzungsbegrenzung, Zustandslimit) eintritt (*van Horenbeek et al.*, 2010; *Straube*, 1988; *Sturm*, 2003).

Eine Instandhaltungsstrategie greift in der Regel auf mehrere Instandhaltungsarten zurück, um die Ziele zu erreichen. Sowohl die Benennungen der grundlegenden Instandhaltungsarten als auch deren Untergliederungen sind in Wissenschaft und Praxis nicht einheitlich. Ausgehend von den verbreitetsten Definitionen soll im Folgenden ein einheitliches Verständnis für den weiteren Verlauf dieser Arbeit gefunden werden.

#### Grundstrategien der Instandhaltung

Für nahezu jeden Anwendungsfall existiert heute eine angepasste Instandhaltungsstrategie. Während die Benennungen der Strategien in der Literatur zumindest ähnlich sind, werden die Untergliederungen häufig nach unterschiedlichen Merkmalen vorgenommen. Eine Strukturierung von Instandhaltungsstrategien wird z. B. durch das U. S. Department of Defense (DoD) vorgenommen (*DoD*, 2008). Demnach lassen sich drei Strategietypen identifizieren, in die sich alle anderen Instandhaltungsstrategien einordnen lassen:

- **Korrektive Instandhaltung** - *Corrective Maintenance* (CM)
- **Präventive Instandhaltung** - *Preventive Maintenance* (PM)
- **Prädiktive Instandhaltung** - *Predictive Maintenance* (PdM)

In *DIN EN 13306* werden unter dem Oberbegriff Instandhaltungsarten auch verschiedene Instandhaltungsstrategien definiert. Dazu zählen korrektive Instandhaltung (*corrective maintenance*) (CM), präventive Instandhaltung (*preventive maintenance*) (PM), prädiktive Instandhaltung (*predictive maintenance*) (PdM) sowie zustandsorientierte Instandhaltung (*condition-based maintenance*) (CBM) und vorausbestimmte Instandhaltung, wobei die beiden zuletzt genannten als Formen von PM beschrieben werden (*DIN*, 2010). Darüber hinaus werden weitere Instandhaltungsarten definiert, die aber keine Strategien darstellen, sondern als Durchführungsarten verstanden werden können. *DIN EN 13306* nimmt dabei keine vollständige Einordnung der Strategien in eine Struktur vor.

*Moubray* (1997) fasst PM und PdM unter dem Begriff der proaktiven Instandhaltung zusammen, da beide Strategien das Ziel haben, einen Ausfall zu verhindern, in dem sie bereits vor dessen Eintritt Instandhaltungsmaßnahmen ergreifen.

Andere Autoren nennen neben CM und PM als weitere Strategien *On-condition Maintenance* und CBM (*Kumar et al.*, 1999). In ähnlicher Weise unterscheidet *Bentley* (1999) auf der obersten Gliederungsebene zwischen CM, PM und CBM, wobei er der CBM-Strategie als Unterkategorien die periodische (*on-condition*) und kontinuierliche Zustandsüberwachung (*condition-monitored*) zuordnet.

Von leicht unterschiedlichen Begriffsverwendungen abgesehen lässt sich aus den verschiedenen Beschreibungen ein weitgehend kongruentes Bild der Instandhaltungsstrategien erzeugen. Dieses ist in Anlehnung an *Moubray* (1997) und den *CBM<sup>+</sup>*-Leitfaden<sup>9</sup> des *DoD* (2008) in Tabelle A.3 (S. 221) zusammengefasst. Die korrektive Instandhaltung zählt demnach zu den reaktiven Ansätzen, denn sie wird erst ausgelöst, nachdem es zu einem Ausfall gekommen ist. Sowohl die präventive als auch die prädiktive Instandhaltung weisen einen proaktiven Charakter auf. Ihr Ziel ist es, bereits vor einem Ausfall eine geeignete Maßnahme auszulösen und damit ungeplante Betriebsunterbrechungen oder Folgeschäden zu vermeiden. Dies kann (klassisch) durch periodisch, präventive Instandhaltungsmaßnahmen (vorausbestimmte Instandhaltung) oder durch Anwendung einer prädiktiven bzw. zustandsorientierten Instandhaltungsstrategie erreicht werden. Die CBM-Strategien lassen sich weiter unterteilen in diagnostische und prognostische Ansätze. Bei einer diagnosebasierten CBM-Strategie wird die Instandhaltung basierend auf dem aktuellen Zustand der Betrachtungseinheit geplant. Dagegen setzt eine prognosebasierte CBM-Strategie Vorhersagen der verbleibenden Restlebensdauer ein, um die Instandhaltung zu planen.<sup>10</sup>

Die drei identifizierten Grundstrategien der Instandhaltung sollen im Folgenden in knapper Form erläutert und ihre jeweiligen Vor- und Nachteile gegenübergestellt werden.

### Korrektive Instandhaltung

Korrektive Instandhaltung bezeichnet nach *DIN* (2010) „Instandhaltung, ausgeführt nach der Fehlererkennung, um eine Einheit in einen Zustand zu bringen, in dem sie eine geforderte Funktion erfüllen kann“. Eine rein korrektive Instandhaltungsstrategie ist damit gleichbedeutend mit einem Verzicht auf präventive Instandsetzungsmaßnahmen. Sie wird auch als Ausfallstrategie oder *Breakdown Maintenance* bezeichnet. Eine Instandsetzung in Form einer Reparatur oder eines Austausches erfolgt, wenn die Betrachtungseinheit bereits ausgefallen ist. Damit ist die korrektive Instandhaltung die einfachste und gleichzeitig älteste Form der Instandhaltung. Die Vorteile dieser Strategie sind eine minimale Instandhaltungsorganisation und die volle Ausnutzung des Abnutzungsvorrates. Dem gegenüber

<sup>9</sup>Das *U.S. Department of Defense* hat eine Strategie zur Bereitstellung von Technologien, Prozessen und Prozeduren aufgestellt, welche die Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit, betriebliche Leistungsfähigkeit und Instandhaltungseffizienz von Waffensystemen und anderen Ausrüstungen steigern sollen. Der veröffentlichte *CBM<sup>+</sup>*-Leitfaden dient als Referenzinformation und Werkzeug zur Umsetzung entsprechender Projekte (*DoD*, 2008).

<sup>10</sup>In diesem Kontext gibt die Tabelle A.3 (S. 221) Aufschluss über die jeweiligen Zeitpunkte, Auslöser und Arten der Planung von Instandhaltungsmaßnahmen für die unterschiedlichen Strategien.

stehen eine schlechte Planbarkeit der Instandhaltung und vor allem die geringste Zuverlässigkeit aller Strategien (*Lauenstein et al.*, 1993, S. 147 ff.). Korrektive Maßnahmen lassen sich weiter nach dem Zeitpunkt ihrer Durchführung unterscheiden. Abhängig davon, ob ein Weiterbetrieb der verbliebenen Einheiten technisch möglich, aus Sicherheitserwägungen vertretbar und wirtschaftlich sinnvoll ist, können die Maßnahmen unmittelbar (*immediate*) durchzuführen sein oder die Beanstandung zurückgestellt werden (*deferred defect*). Sinnvolle Anwendung kann die korrektive Instandhaltung auch heute noch finden, wenn aus technischen und/oder wirtschaftlichen Gründen die anderen Strategien nicht einsetzbar sind.

### **Präventive Instandhaltung**

Präventive Instandhaltung ist in *DIN EN 13306* definiert als „Instandhaltung, ausgeführt in festgelegten Abständen oder nach vorgeschriebenen Kriterien zur Verminderung der Ausfallwahrscheinlichkeit oder der Wahrscheinlichkeit einer eingeschränkten Funktionserfüllung einer Einheit“ (*DIN*, 2010). Diesem Strategietyp lässt sich die vorausbestimmte Instandhaltung (*predetermined maintenance*) zuordnen. Sie zeichnet sich durch eine Durchführung in festgelegten Zeitabständen oder nach einer festgelegten Zahl an Nutzungseinheiten aus. Eine vorherige Zustandsermittlung erfolgt dabei jedoch nicht (*DIN*, 2010). Auch vorbeugende Instandsetzungsmaßnahmen können den Ausfall von Einheiten nicht vollständig vermeiden, da die Fehlerzeitpunkte aufgrund ihrer stochastischen Verteilung nicht exakt vorherzusehen sind (*Lauenstein et al.*, 1993). Gegenüber einer CM zeichnet sich dieser Strategietyp durch eine aufwendigere Instandhaltungsorganisation aus, da z. B. Analysen des Ausfallverhaltens der Betrachtungseinheiten mit anschließender Festlegung geeigneter Instandsetzungszyklen erforderlich sind. Der routinemäßige Austausch von noch funktionsfähigen Komponenten führt zu einer Verschwendung von Ressourcen.

Es kann im Vergleich zu einer rein korrektiven Instandhaltung eine höhere operative Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit erreicht werden. Dies bewirkt sinkende Ausfall- und Ausfallfolgekosten. Der Grad der Verbesserung hängt allerdings stark vom Ausfallverhalten (d. h. der Ausfallverteilung) der betrachteten Einheit ab (*Lauenstein et al.*, 1993). Eine PM-Strategie eignet sich grundsätzlich nur für Einheiten, deren Ausfallraten in einer Phase des Lebenszyklus deutlich ansteigt (Verschleißausfälle). Eine Folge der periodischen Instandsetzungen ist auch eine gute Planbarkeit des Ersatzteilbedarfs, was wiederum eine kostensparende Beschaffung ermöglicht. Auf der anderen Seite steigt der Ersatzteilbedarf in Folge der schlechten Lebensdauerenausnutzung und die höhere Instandsetzungsfrequenz erhöht die Wahrscheinlichkeit von Frühausfällen.

### **Prädiktive (oder zustandsorientierte) Instandhaltung**

Als prädiktive oder voraussagende Instandhaltung definiert *DIN EN 13306* die „zustandsorientierte Instandhaltung, die nach einer Vorhersage, abgeleitet von wiederholter Analyse oder bekannten Eigenschaften und Bestimmung von wichtigen Parametern, welche den Abbau der Einheit kennzeichnen, durchgeführt wird“ (*DIN*, 2010).

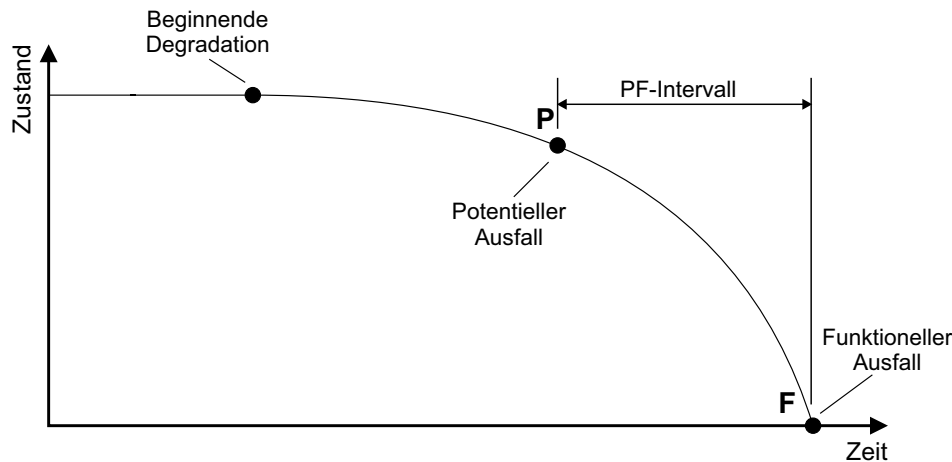


Abbildung 2.5: Das PF-Intervall (nach *Moubray* (1997))

Die zustandsorientierte Instandhaltung nutzt die Tatsache aus, dass sich viele Ausfälle in Form von potenziellen Ausfällen bzw. Fehlern ankündigen. Ein potenzieller Ausfall bezeichnet den Zustand einer Einheit, der auf einen sich im Entstehungsprozess befindlichen oder bevorstehenden Ausfall hinweist (*Moubray*, 1997). Mit der Kenntnis über den tatsächlichen Zustand der Betrachtungseinheit können die Instandhaltungsmaßnahmen rechtzeitig vor dem Ausfall der Einheit eingeleitet werden. Bei einer PdM-Strategie finden entweder periodisch oder kontinuierlich Inspektionen statt, in denen mit den Möglichkeiten der Diagnosetechnik der Abnutzungszustand festgestellt wird. Über die Kenntnis des Zustands kann bei bekanntem Abnutzungsverhalten die Restlebensdauer ermittelt werden (Prognose) (*Zerbst*, 2000).

Die Abb. 2.5 zeigt den beispielhaften Abbau einer Betrachtungseinheit bis zu ihrem (funktionalen) Ausfall als sogenannte Potential-to-Failure (PF)-Kurve. Die Zeit zwischen dem Erkennen eines potenziellen Ausfalls (Punkt *P*) und dem funktionellen Ausfall der Einheit (Punkt *F*) wird als PF-Intervall bezeichnet (*Moubray*, 1997).

*Moubray* (1997) nennt vier Bedingungen, die für die technische Machbarkeit von zustandsorientierten Maßnahmen erfüllt sein müssen. So muss der Zustand eines potenziellen Ausfalls klar bestimmbar sein. Das PF-Intervall darf keinen zu großen Schwankungen unterworfen sein und es muss möglich sein, die Betrachtungseinheit in kürzeren Abständen als das PF-Intervall zu überprüfen. Schließlich muss das PF-Nettointervall mindestens so lang sein wie die benötigte Zeit für die Planung und Vorbereitung der Maßnahmen zur Vermeidung der Folgen des funktionellen Ausfalls (*Moubray*, 1997). Diese Mindestlänge des PF-Nettointervalls kann auch als Logistik-Zeit verstanden werden (*Bentley*, 1999).

Die prädiktive Strategie kann weiter in die diagnostische und die prognostische CBM unterteilt werden (*DoD*, 2008). Bereits mit Kenntnis des aktuellen Zustands einer Betrachtungseinheit können zustandsorientierte Instandhaltungsmaßnahmen ausgelöst werden. Um das vollständige Potenzial einer PdM-Strategie nutzen zu können, ist allerdings die Prognosekomponente erforderlich. Eine exakte Abgrenzung von Diagnose und Prognose und der daraus resultierenden Folgen für die Instandhaltung wird in Kapitel 3 vorgenommen.



Die angestrebte maximale Annäherung an die Ausfallgrenze (bei Einhaltung einer vordefinierten Überlebenswahrscheinlichkeit der Einheit) führt zu einer guten Ausnutzung der Ressourcen bei gleichzeitig im Vergleich zur CM-Strategie besserer Planbarkeit der Instandhaltungsmaßnahmen. Gegenüber einer reinen PM wird die Planbarkeit der Maßnahmen jedoch anspruchsvoller. Die Nutzung von Diagnose- oder Prognosetechnik verursacht einen höheren Aufwand und Kosten, die den Einsatz einer PdM-Strategie meist nur bei kostenintensiven Systemen und/oder hohen Ausfallfolgekosten sinnvoll machen (Zerbst, 2000).

Eine Zusammenfassung der jeweiligen Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien zeigt Tabelle 2.2.

Tabelle 2.2: Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien (in Anlehnung an DoD (2008))

Strategie	Korrektive Instandhaltung	Präventive Instandhaltung	Prädiktive Instandhaltung	
	<i>Corrective Maintenance</i>	<i>Preventive Maintenance</i>	<i>Predictive Maintenance</i>	
Kategorie	Ausfallbedingte Instandhaltung	Geplante Instandhaltung	Zustandsorientierte Instandhaltung: <i>diagnostisch</i>	Zustandsorientierte Instandhaltung: <i>prognostisch</i>
Vorteile	<ul style="list-style-type: none"> <li>Keine übermäßige Instandhaltung („over-maintaining“)</li> <li>Maximale Ausnutzung der Lebensdauern</li> <li>Keine zusätzlichen Kosten für Zustandsüberwachung bzw. -management</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Durchführung der Instandhaltung in kontrollierter Weise</li> <li>Weniger katastrophale Ausfälle</li> <li>Bessere Kontrolle über gelagerte Teile und Kosten</li> <li>Reduktion von ungeplanten (Komponenten-) Ausfällen möglich</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Bedarfsgerechte Ersatzteilbereitstellung bzw. -beschaffung</li> <li>Durchführung der Instandhaltung wenn passend</li> <li>Verlängerung der Anlagen- und Bauteillebensdauer</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Verlängerung der Anlagen- und Bauteillebensdauer</li> <li>Reduzierte Stillstandszeiten</li> <li>Reduzierte Gesamtinstandhaltungskosten</li> <li>Verbesserung der Anlagenzuverlässigkeit</li> <li>Weniger Ausfälle, dadurch auch Reduktion der Sekundärausfälle</li> </ul>
Nachteile	<ul style="list-style-type: none"> <li>Hohes Risiko von Sekundärausfällen</li> <li>Hohe Stillstands- und Bodenzeiten</li> <li>Hohe Kosten für Ersatzteile</li> <li>Sicherheitsrisiko</li> <li>Kosten für Überstunden durch schlechte Planbarkeit</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Austausch oder Instandsetzung, obwohl kein Fehler vorliegt</li> <li>Instandhaltungsmaßnahmen können andere Probleme/Fehler hervorrufen</li> <li>Weiterhin Auftreten von ungeplanten Ausfällen</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Hohe Investitionskosten</li> <li>Zusätzliche Fähigkeiten erforderlich</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Hohe Investitionskosten</li> <li>Zusätzliche Fähigkeiten erforderlich</li> <li>Zusätzliche Zeit vorab zu investieren</li> <li>Philosophiewechsel in der Instandhaltung auf Management-Ebene und darunter erforderlich</li> </ul>

## **Einfluss der Instandhaltungsstrategie auf Betrieb und Verfügbarkeit**

Die Wahl der Instandhaltungsstrategie hat wesentliche Auswirkungen auf die Verfügbarkeit und die realisierbaren Betriebszeiten der Betrachtungseinheiten und des Gesamtsystems. In Abb. 2.6 werden diese Zusammenhänge für die drei Basisstrategien exemplarisch dargestellt. Die Darstellung zeigt jeweils die aus der gewählten Instandhaltungsstrategie resultierenden Betriebs- und Stillstandszeiten im Zeitverlauf. Die nummerierten Betriebszeiten werden jeweils durch ein ungeplantes (Ausfall) oder geplantes (präventiv bzw. zustandsorientiert) Ereignis begrenzt und entsprechen einem Lebenszyklus der betrachteten Komponente. Die Stillstandszeiten setzen sich aus der eigentlichen Instandhaltungsmaßnahme und ggf. erforderlichen Beschaffungs- und Logistikzeiten zusammen.

Eine rein korrektive Instandhaltung führt grundsätzlich zur bestmöglichen Lebensdauer- ausnutzung der Betrachtungseinheiten. Jeder Ausfall einer Einheit führt allerdings potenziell zur Betriebsunterbrechung des Gesamtsystems und zu möglichen weiteren Ausfallfolgen. Erst nachdem die Einheit ausgefallen ist, kann mit der Vorbereitung einer geeigneten Instandsetzungsmaßnahme begonnen werden. Die Stillstandszeiten können sich daher um Beschaffungs- und Logistikzeiten verlängern. Bei Wahl einer präventiven Instandhaltungsstrategie wird jeweils nach einer definierten Nutzungsdauer die Betrachtungseinheit ausgewechselt bzw. überholt. Bei geeigneter Wahl des Instandhaltungsintervalls (und grundsätzlicher Eignung der Einheit für PM) kann ein Großteil der ungeplanten Ausfälle und Ausfallkonsequenzen vermieden, jedoch nicht vollständig ausgeschlossen werden. Der geplante Charakter der Maßnahme ermöglicht die rechtzeitige Beschaffung und Bereitstellung von benötigten Ersatzteilen und Werkzeugen. Die Stillstandszeit beschränkt sich damit auf die reine Durchführungsdauer der Maßnahme. Im Vergleich zur korrektiven Instandhaltung wird bei einer PM immer ein vergleichsweise großer Anteil der Lebensdauer einer Einheit verschwendet („waste of life“). Im Lebenszyklus des Gesamtsystems kann dies zu erhöhten Stillstandszeiten und Instandhaltungskosten führen. Eine zustandsorientierte Instandhaltung erreicht dagegen im Idealfall die gleiche Effizienz wie eine korrektive Instandhaltung, jedoch ohne ungeplante Ausfälle. Wenn alle potenziellen Fehler rechtzeitig erkannt und behoben werden können, wird eine operative Zuverlässigkeit von 100 % erreicht. Im Idealfall können alle Instandhaltungsmaßnahmen während geplanter Betriebspausen (z. B. über Nacht) durchgeführt werden, so dass technische Gründe den Betrieb und die Verfügbarkeit der Betrachtungseinheit (und damit auch des Gesamtsystems) nicht mehr beeinträchtigen.

Die beschriebenen Auswirkungen einer Instandhaltungsstrategie auf die Betriebs- und Stillstandszeiten von Anlagen haben entscheidende betriebswirtschaftliche Implikationen für den Anlagenbetreiber. Diese sind daher in Kosten-Nutzen-Analysen von Technologien, die Änderungen der eingesetzten Instandhaltungsstrategien nach sich ziehen (können), stets zu berücksichtigen.

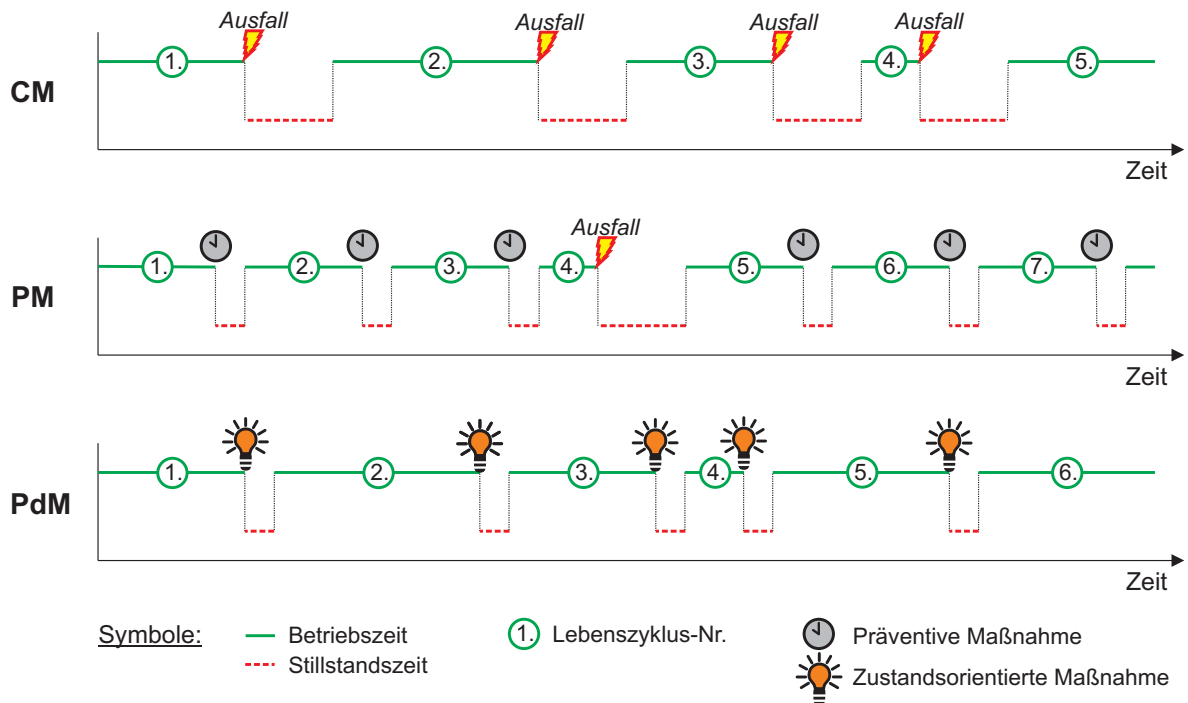


Abbildung 2.6: Auswirkungen der unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien auf Betriebs- und Stillstandszeiten

### Instandhaltungskonzepte

Eine Instandhaltungsstrategie kann nicht alle Anlagen und Systeme eines Unternehmens gleich behandeln, sondern sie muss aufbauend auf dem individuell unterschiedlichen Ausfallverhalten verbunden mit den individuell unterschiedlichen Instandsetzungszielen ein angepasstes Instandhaltungsprogramm entwickeln. Dieses auch als Instandhaltungskonzept oder -verfahren zu bezeichnende Programm kombiniert i. d. R. alle Strategien in geeigneter Weise. Die Wahl einer geeigneten Instandhaltungsstrategie wird durch die verfolgten Ziele in der Instandhaltung bestimmt, die sich aus der Unternehmensstrategie ableiten lassen. Somit ist folgerichtig die Unternehmensleitung der Entscheidungsträger über die Wahl der geeigneten Instandhaltungsstrategie. Bei der Entscheidung für eine Instandhaltungsstrategie sind zahlreiche Ziele zu berücksichtigen, die häufig in Konkurrenz zueinander stehen (Schieck, 2002; Sturm, 2003):

- Maximierung der Verfügbarkeit
- Maximierung der Zuverlässigkeit
- Maximale Ausnutzung der Lebensdauer
- Minimierung der Instandhaltungskosten
- Minimierung der Ausfallfolgekosten
- Minimierung der Gesamtkosten

- Optimaler Personaleinsatz

Der Abgleich der Instandsetzungsziele mit den übergeordneten Unternehmenszielen sorgt für eine ganzheitliche Sichtweise der Konzepte. Ein im Kontext dieser Arbeit relevantes Instandhaltungsstrategiekonzept ist Reliability-Centered Maintenance (RCM), welches ursprünglich speziell für die Anforderungen in der Luftfahrzeuginstandhaltung entwickelt wurde. Auf RCM basiert das als Maintenance Steering Group (MSG)-3 bezeichnete Verfahren zur Entwicklung von Instandhaltungsprogrammen von Verkehrsflugzeugen (vgl. Kapitel 2.2). Heute ist das RCM-Verfahren auch in vielen anderen Industrien im Einsatz. Dem RCM-Konzept folgend sind vor allem die Konsequenzen der Ausfälle (d. h. Ausfall- und Ausfallfolgekosten) und weniger ihre technischen Eigenschaften entscheidend für die Festlegung der einzuleitenden Maßnahmen zur Ausfallvermeidung. Bei Ausfällen, die nur sehr geringe oder keine Auswirkungen auf die Leistungserstellung haben (z. B. Produktionsablauf, Produktqualität, Kundenservice, Sicherheit oder Umwelt), ist keine präventive Instandhaltung erforderlich. Bei sehr schweren drohenden Konsequenzen wird man dagegen auch große Anstrengungen unternehmen, um den Fehler zu vermeiden. Die RCM-Logik unterstützt den Anwender bei der Auswahl der am besten geeigneten Maßnahme. Wenn keine geeignete Maßnahme gefunden werden kann und ein Ausfall der betrachteten Einheit Auswirkungen auf die Sicherheit haben kann, sind Konstruktionsänderungen durchzuführen. Durch den hierarchischen Ansatz von RCM wird erreicht, dass eine kostenintensive präventive Instandhaltung nur für Einheiten eingesetzt wird, die sie auch wirklich erfordern. Die Folge ist eine deutliche Reduzierung von Instandhaltungsarbeiten und die Konzentration auf die verbleibenden Maßnahmen. Das Resultat ist eine effektivere Instandhaltung (*Moubray, 1997; Friend, 1992*).

## 2.2 Instandhaltungsprogramme für zivile Transportflugzeuge

Wie andere technische Systeme auch unterliegen Luftfahrzeuge Abnutzung und Verschleiß. Die Nutzungsdauer vieler Bestandteile eines Luftfahrzeugs ist daher begrenzt. Um eine nachhaltige Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit zu gewährleisten, soll die Instandhaltung dafür sorgen, dass Ermüdungsschäden, umweltbedingte Abnutzung und Unfallschäden rechtzeitig erkannt und ein kritisches Ausmaß der Schäden verhindert werden. Die dazu erforderlichen Maßnahmen sind strukturiert und für den gesamten Betriebslebenszyklus des Luftfahrzeugs und seiner Bestandteile festzulegen. Die detaillierte Festlegung der Umfänge und Häufigkeiten von Instandhaltungsereignissen an Flugzeugstruktur, Triebwerken, Systemen und Komponenten erfolgt im Instandhaltungsprogramm (*maintenance program*) (*Hinsch, 2010, S. 111*).

Die Lufttüchtigkeitsanforderungen basieren auf dem Prinzip, dass ein inverses Verhältnis

zwischen der Eintrittswahrscheinlichkeit und dem Grad der Gefährdung oder der Konsequenz eines Ausfalls eingehalten wird (*Moir et al.*, 2013, S. 124 f.).<sup>11</sup> Die Zulassungsvorschriften für große Flugzeuge (CS-25, § 1309) verlangen eine Gestaltung der Flugzeugsysteme und der zugehörigen Komponenten sowohl einzeln betrachtet als auch in Bezug auf andere Systeme in einer Weise, dass die entsprechenden Eintrittswahrscheinlichkeiten nicht überschritten werden. Die Einhaltung ist gegenüber den Zulassungsbehörden durch vorgegebene Sicherheitsanalysen nachzuweisen (*Moir et al.*, 2013; *EASA*, 2017).

Einen Überblick über die in der Entwicklung eines Flugzeugs üblicherweise eingesetzten Konstruktionsphilosophien und die durchzuführenden Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanalysen gibt Anhang A.5 (S. 227).

### 2.2.1 Gesetzlicher und regulatorischer Rahmen

Die Flugzeuginstandhaltung unterliegt wie nahezu alle luftfahrttechnischen Aktivitäten gesetzlichen und normativen Vorgaben. Für die Einführung von neuen Zustandsmanagementsystemen und die Bewertung von dessen Einflüssen auf Flugzeugbetrieb und -instandhaltung ist ein Verständnis dieser Vorschriften erforderlich. Daher wird im Folgenden ein kurzer Überblick über die im Zusammenhang dieser Arbeit wichtigsten Vorschriften gegeben.

Die European Aviation Safety Agency (EASA) regelt Sicherheits- und Umweltstandards der Zivilluftfahrt für Mitglieder der Europäischen Union (sowie der EASA beigetretenen Nicht-EU-Staaten).<sup>12</sup> Davon betroffen sind die Entwicklung, Herstellung, Instandhaltung und Betrieb von luftfahrttechnischen Erzeugnissen. Die EASA hat dazu ein Regelwerk aufgestellt, welches sich im Wesentlichen auf drei Verordnungen stützt und Gesetzescharakter aufweist (*Hinsch*, 2010, S. 14).

Das Regelwerk setzt sich entsprechend Abb. 2.7 aus der Grundsatzverordnung (*basic regulation*) und den untergeordneten Durchführungsbestimmungen (*implementing rules*) zusammen. Während die Grundsatzverordnung (EG) Nr. 216/2008 den Aufbau des Regelwerks (mit Geltungsbereich, Zielen und Begriffen) definiert und den Aufbau der EASA-Behörde festlegt (*Europäische Union*, 2008), geben die Durchführungsbestimmungen weiterführende Anforderungen an die Zulassung und die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen vor (*Hinsch*, 2010):

- **Zulassung** (*certification*): Anforderungen für die Erteilung von Lufttüchtigkeits- und Umweltzeugnissen für Luftfahrzeuge, zugehörige Erzeugnisse, Teile und Ausrüstungen sowie die Zulassung von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben.

<sup>11</sup>Die Matrix zur Klassifizierung Ausfallkonsequenzen (Ausfallkategorien) mit den jeweils akzeptablen Eintrittswahrscheinlichkeiten zeigt die Tab. A.6 in Anhang A.4.

<sup>12</sup>In den USA besteht mit den Federal Aviation Regulations (FAR) eine sehr ähnliche Regelwerkstruktur. Als Beitrag zur Vorschriftenharmonisierung haben sich die Europäer beim Entwurf der Joint Aviation Requirements (JAR) an den Strukturen des Regelwerks der Federal Aviation Administration (FAA) orientiert oder diese direkt übernommen (*Hinsch*, 2010, S. 39).

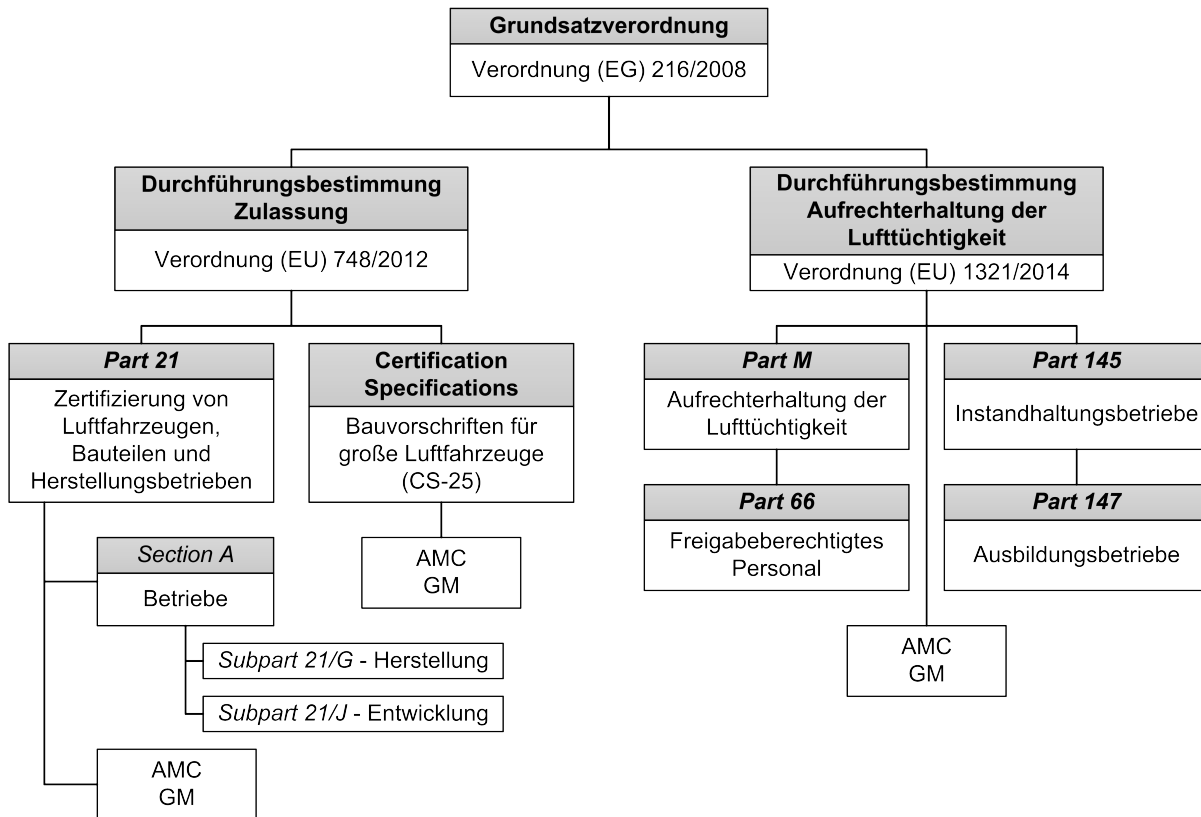


Abbildung 2.7: Grundstruktur des EASA-Regelwerks für die Lufttüchtigkeit (in Anlehnung an Hinsch (2010) und Lüth (2009))

- **Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit** (*continuing airworthiness*): Anforderungen für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen, zugehörige Erzeugnisse, Teile und Ausrüstungen sowie die Erteilung von Genehmigungen für Organisationen und Personen, die diese Tätigkeiten ausführen.

Die Durchführungsbestimmungen unterteilen sich weiter in Teile (*parts*), Hauptabschnitte (*sections*) und Abschnitte (*subparts*)<sup>13</sup>. Im Kontext dieser Arbeit sind in Bezug auf die Zulassung der *Part 21* sowie die Bauvorschriften (*certification specification*) und in Bezug auf die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit die Teile M und 145 von Bedeutung. Die Vorschriften für freigabeberechtigtes Personal (*Part 66*) und Ausbildungsbetriebe (*Part 147*) spielen eine wichtige Rolle bei der praktischen Implementierung und Durchführung von Instandhaltungsprozessen. Hier sollen sie jedoch von der weiteren Betrachtung ausgeklammert werden.

Das EASA-Regelwerk wird ergänzt durch das Guidance Material (GM) und die Acceptable Means of Compliance (AMC). Dabei handelt es sich um Interpretationen zu den Verordnungen, die direkt von der EASA herausgegeben werden (im Unterschied zu den von der Europäischen Union (EU) herausgegebenen Durchführungsverordnungen).

<sup>13</sup>Weiterführende Erläuterungen zu Aufbau und Inhalt des EASA-Regelwerks und seiner Durchführungsbestimmungen finden sich z. B. bei Hinsch (2010) und Lüth (2009).

### Durchführungsbestimmung Zulassung

Die Durchführungsbestimmung Zulassung regelt mit dem *Part 21* u. a. die Anforderungen an Entwicklungs- und Herstellungsbetriebe und definiert in den Bauvorschriften die einzuhaltenden Anforderungen an luftfahrttechnische Produkte.

**Entwicklungsbetrieb:** Ein Entwicklungsbetrieb im Sinne der EASA ist ein Betrieb, der luftfahrttechnische Erzeugnisse, Teile oder Ausrüstungen entwickelt und/oder Änderungen oder Reparaturverfahren an diesen definiert. Um als Entwicklungsbetrieb tätig zu werden, ist eine Zulassung der EASA erforderlich. In *EASA Part 21 Subpart J* (kurz: *Part 21/J*) sind die Anforderungen an einen Entwicklungsbetrieb festgelegt (*Europäische Kommission*, 2012). Die verwertbaren Ergebnisse der Aktivitäten eines Entwicklungsbetriebs sind genehmigte Herstellungs- bzw. Instandhaltungsvorgaben (*approved design* bzw. *maintenance data*). Basierend darauf erteilt die EASA Musterzulassungen und Zulassungen von Bauteilen und Ausrüstungen. Weiterhin genehmigt sie Reparaturverfahren (*Hinsch*, 2010).

**Herstellungsbetrieb:** Luftfahrttechnische Produkte dürfen nur von behördlich anerkannten Betrieben hergestellt werden. Unter die luftfahrttechnische Herstellung fallen alle Tätigkeiten in Zusammenhang mit der Fertigung von Flugzeugen, Triebwerken sowie Bau- und Ausrüstungsteilen. Die EASA hat die Anforderungen an Herstellungsbetriebe in der *Part 21 Subpart G* (kurz: *Part 21/G*) festgelegt. Ein Herstellungsbetrieb muss seine Befähigung nachgewiesen haben und es muss eine Zulassung durch die EASA vorliegen. Die Herstellungsaktivitäten dürfen sich nur auf den genehmigten Herstellungsumfang erstrecken und die Herstellung muss auf Basis von *Approved Design Data*, d. h. genehmigter Herstellungsvorgaben, erfolgen. Auch für die Herstellung gibt es ergänzendes Interpretationsmaterial in der Form von AMC und GM (*Hinsch*, 2010).

**Zulassungsprozess:** Als Teil des Zulassungsprozesses ist durch den Entwicklungsbetrieb gemäß den Bauvorschriften (CS 25.1529 in Verbindung mit Anhang H) auch die Betriebs- und Instandhaltungsdokumentation zu erstellen. Die Dokumentation erfolgt in der Form von Handbüchern, welche die Vorschriften für den Betrieb und die Instandhaltung des Flugzeugs enthalten. Sie sind die Voraussetzung dafür, dass der Betreiber seiner Pflicht zur dauerhaften Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs nachkommen kann (*Hinsch*, 2010). Eine Auflistung der typischen Betriebs- und Instandhaltungsdokumentationen findet sich in Anhang A.4.1 (S. 222).

### Durchführungsbestimmung Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

Die Verordnung (EU) Nr. 1321/2014 regelt die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen. Unter dem Begriff der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit werden alle Prozesse zusammengefasst, durch welche die Erfüllung der geltenden Anforderungen an die Lufttüchtigkeit und ein sicherer Betrieb sichergestellt werden können. Die Ausführung

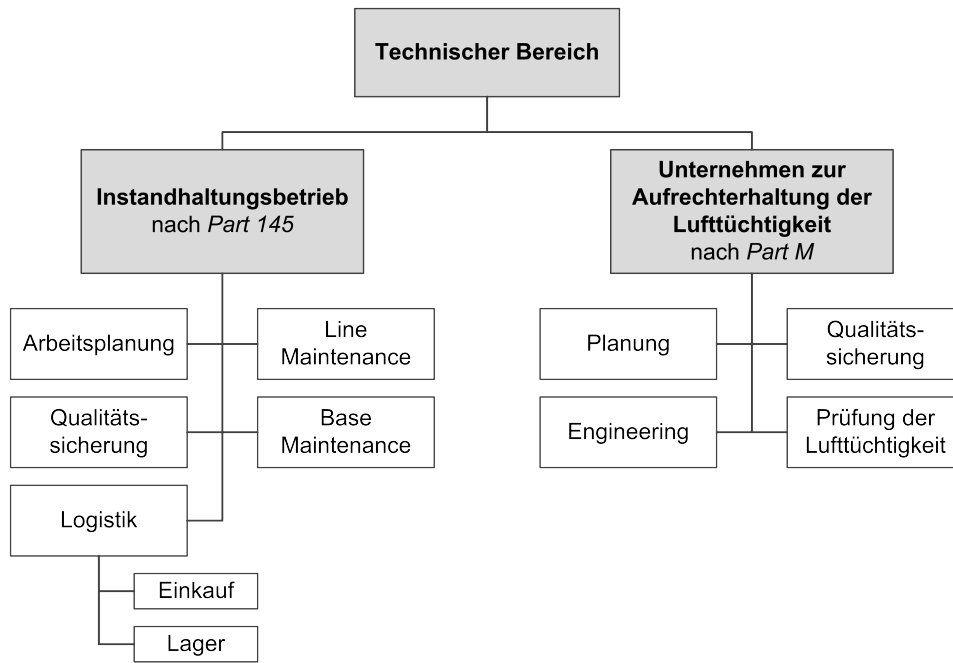


Abbildung 2.8: Aufteilung des technischen Bereichs einer Luftverkehrsgesellschaft (nach (EU) Nr. 1321/2014 und in Anlehnung an Lüth (2009))

dieser Prozesse erfolgt durch ein „Unternehmen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit“ (Europäische Union, 2014).

Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit bedeutet, dass das Flugzeug jederzeit den Zulassungsvorschriften entspricht und sicher betrieben werden kann. Um dies sicherzustellen, müssen defekte Systeme repariert oder ausgetauscht werden und es muss gewährleistet werden, dass das Flugzeug den in der Zuverlässigkeitsanalyse getroffenen Annahmen entspricht (Kinnison, 2004). Bei diesen Annahmen handelt es sich um die unterstellten konstanten Ausfallraten und die Entdeckung von versteckten Fehlern. Für die Betreibergesellschaft besteht das Ziel der Instandhaltung darin, unter Einhaltung des rechtlichen Rahmens die Bodenzeiten und die Instandhaltungskosten zu minimieren.

Der technische Bereich einer Luftverkehrsgesellschaft (LVG) unterteilt sich – wie in Abb. 2.8 dargestellt – grundsätzlich in den *Instandhaltungsbetrieb* und das *Unternehmen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit*. Bei gewerblicher Nutzung von großen Luftfahrzeugen (wovon hier allgemein ausgegangen werden soll) müssen die genannten Funktionen durch zwei getrennte Betriebe erbracht werden. Beide Funktionen dürfen an entsprechend zugelassene Dritte untervergeben werden, wobei die Aufgaben des Unternehmens zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit üblicherweise von der LVG selbst wahrgenommen werden (Europäische Union, 2014; Lüth, 2009).

**Instandhaltungsbetrieb:** Die Anforderungen an einen Instandhaltungsbetrieb (*maintenance organisation*) sind in *Part 145* definiert. Als Instandhaltungsbetriebe gelten alle Betriebe, die luftfahrttechnische Erzeugnisse, Teile oder Ausrüstungen entsprechend genehmigter Dokumentationen instand halten. Um die Instandhaltungsmaßnahmen durchführen



zu dürfen, muss der Betrieb über eine Zulassung der EASA verfügen und die erforderlichen Befähigungen nachgewiesen haben. Die Anforderungen in *Part 145* werden durch Interpretationsmaterial (AMC und GM) ergänzt. Instandhaltungsbetriebe dürfen Maßnahmen nur auf Basis von genehmigten Instandhaltungsvorgaben (*approved maintenance data*) eines Entwicklungsbetriebs durchführen. Diese sind in (flugzeugmusterspezifischen) Instandhaltungshandbüchern definiert und beschreiben Art, Umfang und Ausführung der Instandhaltungsmaßnahmen. Zu den Instandhaltungshandbüchern zählen z. B. Aircraft Maintenance Manual (AMM), Component Maintenance Manual (CMM), Engine Manual (EM) und Structure Repair Manual (SRM). Ein Instandhaltungsbetrieb darf nur Maßnahmen innerhalb des behördlich zugelassenen Genehmigungsumfanges<sup>14</sup> durchführen (*Hinsch*, 2010, S. 29).

**Unternehmen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit:** Die Anforderungen, die ein Betreiber eines Luftfahrzeugs für eine nachhaltige Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit einzuhalten hat, sind in *Part M* festgelegt. Die Steuerung und Überwachung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit hat durch eine Continuing Airworthiness Management Organisation (CAMO) zu erfolgen. Die CAMO ist dabei eine eigene luftrechtlich zugelassene Betriebsform. Ihre Aufgaben können direkt durch den Flugzeugbetreiber bzw. -eigentümer oder als Subcontracted Continuing Airworthiness Management Tasks (SCAMT) an entsprechend zugelassene Betriebe unterbeauftragt werden.<sup>15</sup> Der *Part M* stellt somit die Schnittstelle zwischen Flugzeugbetreiber und Instandhaltungsbetrieb dar (*Hinsch*, 2010).

In *Part M* sind neben Geltungsbereich und Zuständigkeiten (*Subpart A* und *B*) u. a. die zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit notwendigen Aktivitäten aufgeführt. Neben regelmäßigen Kontrollen, Instandhaltungsmaßnahmen und der Beseitigung von Mängeln und Schäden, zählen dazu auch die Erstellung, Pflege und Einhaltung von Instandhaltungsprogrammen (siehe auch Kapitel 2.2). Zudem macht *Part M* detaillierte Vorgaben für die Aufzeichnung der durchgeführten Instandhaltungsaktivitäten (*Europäische Union*, 2014, *Subpart C*, S. 18 ff.). Festgelegte Instandhaltungsstandards fordern, dass Arbeiten von Maintenance-Organisationen nur auf Basis genehmigter und gültiger Instandhaltungsdokumentation durchgeführt und alle Anforderungen in Bezug auf vorgeschriebene Qualifikationen, Werkzeuge und Arbeits- und Umweltbedingungen eingehalten werden. Alle Defekte am Luftfahrzeug, welche die Flugsicherheit ernsthaft gefährden, sind vor dem nächsten Flug zu beheben. Bei der Bewertung, ob eine Gefährdung der Flugsicherheit vorliegt, sind auch die Master Minimum Equipment List (MMEL) und ggf. weitere Vorgaben der Behörden zu berücksichtigen. Defekte, die nicht sofort behoben werden, müssen aufgenommen werden und sobald wie möglich und innerhalb vorgeschriebener Grenzen behoben werden (*Europäische Union*, 2014, *Subpart D*, S. 22 ff.). Es dürfen nur Komponenten in ein Luftfahrzeug eingebaut werden, die sich in einem betriebstüchtigen Zustand befinden, freigegeben sind sowie allen Anforderungen gemäß *Part 21* entsprechen (*Subpart E*). Instandhaltung von Komponenten darf ausschließlich durch *Part 145* Betriebe erfolgen. Es muss eine Überwachung

<sup>14</sup>Für einen Überblick über die Genehmigungsumfänge (*ratings*) vgl. Anhang A.4.3.

<sup>15</sup>Dabei verbleibt die aktive Überwachung und Verantwortung für die unterbeauftragten Aufgaben stets bei der CAMO.

von lebenszeitbegrenzten Komponenten (*life limited parts*) sowie von nicht betriebsstüchtigen (*unserviceable*) Komponenten durchgeführt werden. *Subpart G* macht weitere Vorgaben für den Organisationsaufbau der CAMO, die für die Erteilung und Aufrechterhaltung der Genehmigung als CAMO zu erfüllen sind. Dazu zählen insbesondere auch die Definition des Umfangs und der wesentlichen Prüfungsbedingungen der durch die CAMO durchzuführenden Lufttüchtigkeitsprüfungen (*Hinsch, 2010; Europäische Union, 2014*).

### Mindestausrüstungsliste (*Minimum Equipment List*)

Ein im Zusammenhang mit einer Einführung von Prognosesystemen wichtiges Dokument mit Einfluss auf den Flugzeugbetrieb ist die Mindestausrüstungsliste. Die MMEL ist ein Mittel zur Realisierung hoher Abfertigungszuverlässigkeiten durch die Vermeidung von *Aircraft on Ground* Situationen bei gleichzeitiger Gewährleistung eines akzeptablen Sicherheitsniveaus. Sie deckt dementsprechend nur sog. „Klasse 1“ Ausfälle ab, denn nur diese können die Abfertigung eines Flugzeugs verhindern. Für eine Genehmigung muss belegt werden, dass die geltenden Zuverlässigkeitsanforderungen erfüllt werden, auch wenn ein bestimmtes System nicht funktionsfähig ist. Die MMEL dient dem Betreiber als Referenz für die Erstellung einer eigenen Minimum Equipment List (MEL). Diese wird den Flugzeugbesatzungen und dem *Line Maintenance*- bzw. Flugbetriebspersonal zur Verfügung gestellt. Die MEL eines Betreibers kann niemals weniger restriktiv sein als die Hersteller-MMEL. Sie muss zudem von den Behörden akzeptiert werden (*Airbus, 2005*).

Die MMEL ist ein durch den Flugzeughersteller herausgegebenes und durch die Lufttüchtigkeitsbehörden zu genehmigendes Dokument. In der MMEL enthaltene Einheiten<sup>16</sup> können als „GO“, „GO-IF“ oder „NO-GO“ klassifiziert sein (*Airbus, 2005*):

- Eine MMEL „GO“-Einheit ist eine sicherheitsrelevante Einheit, die bei der Flugzeugabfertigung funktionsunfähig sein darf. Es bestehen keine Bedingungen oder Einschränkungen. Der Ausfall muss jedoch innerhalb einer definierten Zeit (*rectification interval*) behoben werden.
- Eine MMEL „GO-IF“-Einheit ist eine sicherheitsrelevante Einheit, die bei der Flugzeugabfertigung funktionsunfähig sein darf, wenn definierte Bedingungen erfüllt bzw. Einschränkungen angewendet werden.
- Eine als MMEL „NO-GO“-Einheit bezeichnete Einheit muss funktionsfähig sein, damit ein Flugzeug für einen (gewerblichen) Flug abgefertigt werden darf. Die MMEL nennt im Allgemeinen nicht die „NO-GO“-Einheiten. Vielmehr sind alle Ausrüstungen, Funktionen, Instrumente und Systeme mit Bezug zur Lufttüchtigkeit automatisch „NO-GO“-Einheiten und müssen damit funktionsfähig sein.

Weitere Erläuterungen zum Geltungsbereich der MEL, dem Zusammenhang mit der Ausfallklassifizierung und den einzuhaltenden Rektifikationsintervallen finden sich in Anhang A.5.3.

<sup>16</sup>Der Begriff Einheit bezeichnet hier einen in der MMEL bzw. MEL aufgeführten Ausrüstungsgegenstand, eine Funktion, eine Komponente, ein Instrument oder ein System.

Die in diesem Kapitel genannten rechtlichen und regulatorischen Vorgaben bilden den Rahmen, innerhalb dessen Luftfahrzeuge betrieben werden können. Sie prägen damit wesentlich die Betriebs- und Instandhaltungsprozesse und die Aufbauorganisationen der beteiligten luftfahrtrechtlichen Unternehmen. Neben den Zulassungsvorschriften ergeben sich somit auch aus den Vorgaben zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit zentrale Anforderungen an neue Technologien (z. B. Integrated Vehicle Health Management (IVHM)-Systeme und CBM-Konzepte) und wesentliche Einflüsse auf den potenziellen Nutzen einer Einführung dieser Technologien.

### 2.2.2 Entwicklung eines Instandhaltungsprogramms

Bei der Erstellung eines Instandhaltungsprogramms für ein neues Flugzeugmuster arbeiten heute Vertreter aller an der Flugzeuginstandhaltung direkt oder indirekt Beteiligten zusammen. Das Ergebnis dieses Prozesses, in den alle Beteiligten ihr Wissen und ihre Erfahrungen systematisch einfließen lassen, ist der Maintenance Review Board (MRB) Report (*Hinsch*, 2010, S. 112). Der MRB-Report wird vom Flugzeughersteller mit der Musterzulassung veröffentlicht. Er enthält die Mindestanforderungen an die Instandhaltung des betreffenden Flugzeugmusters und dient dem Flugzeugbetreiber bzw. dem *Part-M*-Betrieb als Ausgangspunkt für die Entwicklung eines *Maintenance Programs*.

Vertreter der für die Genehmigung des MRB-Reports zuständigen Behörden (z. B. EASA, FAA) bilden das MRB. Daneben setzt die beteiligte Industrie (Flugzeughersteller bzw. Type Certificate (TC)-Antragssteller, Triebwerkshersteller, wichtige Zulieferer, große Fluggesellschaften und große Instandhaltungsbetriebe) ein Lenkungskomitee – das Industry Steering Committee (ISC) – ein. Weiterhin gehören dem ISC Mitglieder des MRB in beobachtender Funktion an. Das ISC setzt Arbeitsgruppen (*Maintenance-Working-Groups*) mit Experten für die unterschiedlichen Fachgruppen ein und überwacht diese. Diese Arbeitsgruppen erarbeiten innerhalb des ihnen zugewiesenen Bereichs Vorschläge für den Instandhaltungsumfang und die Instandhaltungshäufigkeit<sup>17</sup> (*Hinsch*, 2010, S. 113).

Die initialen Instandhaltungsaufgaben und Intervalle werden mithilfe der von den Lufttüchtigkeitsbehörden offiziell anerkannten und auf RCM (vgl. Kapitel 2.1.3) basierenden MSG-3 Methodik<sup>18</sup> entwickelt (*Robelin*, 2010). Es werden Arbeitsgruppen für die Festlegung des initialen Mindest-Instandhaltungsumfangs eingesetzt – getrennt nach den Bereichen Struktur, Systeme, Triebwerke und Zonen (*Hinsch*, 2010).

In den Arbeitsgruppen werden die wichtigen Instandhaltungseinheiten (*maintenance significant items*) identifiziert, deren Funktionen, funktionale Ausfälle, Ausfallauswirkungen und -ursachen bestimmt und geeignete Instandhaltungsaktivitäten entsprechend der MSG-3

<sup>17</sup>Für die Instandhaltungshäufigkeit wird (in den meisten Fällen) ein Intervall angegeben, welches in Flugstunden (*flight hours*) (FH), Flugzyklen (*flight cycles*) (FC), Kalenderzeit oder einer Kombination daraus bemessen wird.

<sup>18</sup>Der Ursprung der Methodik reicht zurück bis in die 1960er Jahre und die Entwicklung der BOEING 747. Die 1968 gegründete MSG hat die MSG-1 Entscheidungslogik entwickelt und erstmals für die Erstellung des geplanten Instandhaltungsprogramms der BOEING 747 eingesetzt (*Friend*, 1992; *Nowlan und Heap*, 1978).

Entscheidungslogik festgelegt (*Ahmadi et al.*, 2010). Dabei ist für jede identifizierte Fehlerquelle entsprechend der Entscheidungslogik (vgl. MSG-3 Logikdiagramme in Anhang A.5.4) zu prüfen, welche Instandhaltungstätigkeit oder Kombination dieser Tätigkeiten angewendet werden kann, um die Wahrscheinlichkeit des Eintretens des jeweiligen Ausfalls auf ein akzeptables Niveau zu reduzieren. Die MSG-3 Methodik hält dafür unterschiedliche Instandhaltungstätigkeiten vor (*Kinnison*, 2004):

- Schmierien (*lubrication*),
- Pflege/Wartung (*servicing*),
- Überprüfung (*inspection*),
- Funktionstest (*functional check*),
- Test der Betriebsfähigkeit (*operational check*),
- Sichtprüfung (*visual check*),
- Erneuerung/Instandsetzung (*restoration*),
- Aussondern (*discard*).

Wenn keine geeignete und wirksame Tätigkeit gefunden werden kann, bestehen die Optionen des Verzichts auf eine geplante Instandhaltung oder der konstruktiven Änderung. Auf eine geplante Instandhaltung kann nur dann verzichtet werden, wenn der Ausfall keine Sicherheitsauswirkung hat und aus wirtschaftlicher Sicht vertretbar ist. In allen anderen Fällen ist eine konstruktive Überarbeitung des Entwurfs erforderlich (*Kinnison*, 2004).

Aus den Ergebnissen der MSG-3 Analysen, technischen Eigenschaften, Abnutzungscharakteristika und tatsächlichen oder theoretisch ermittelten Ausfallraten erstellen die Arbeitsgruppen Vorschläge und legen sie dem ISC vor. Das ISC erstellt ausgehend davon einen Entwurf des MRB-Reports. Dieser Entwurf wird dann dem MRB vorgelegt und nach einer gemeinsamen Prüfung mit Fachberatern vom MRB-Vorsitzenden als offizieller MRB-Report freigegeben. Um eine kontinuierliche Verbesserung durch zunehmende Betriebserfahrung zu erzielen, wird der MRB-Report laufend hinsichtlich Aktualität und Angemessenheit bewertet und im Bedarfsfall angepasst (*Hinsch*, 2010, S. 114).

Der die Entwicklung und Zulassung eines Luftfahrzeugs begleitende Prozess der Instandhaltungsprogrammentwicklung ist in Abb. 2.9 dargestellt.

Die im Maintenance Planning Document (MPD) enthaltenen Instandhaltungsaufgaben sind entsprechend ihrer Tätigkeitsart jeweils durch einen *Task Code* charakterisiert. Die *Task Codes* basieren auf den Instandhaltungstätigkeiten nach MSG-3, wobei einzelne Tätigkeitsarten weiter untergliedert sind. Die Tabelle 2.3 definiert die typischerweise in einem MPD enthaltenen *Task Codes* (*Airbus*, 2007). Diese *Task Codes* stellen auch den Ausgangspunkt für die Modellierung eines Instandhaltungsprogramms für den Anwendungsfall in Kapitel 6.3 dar.

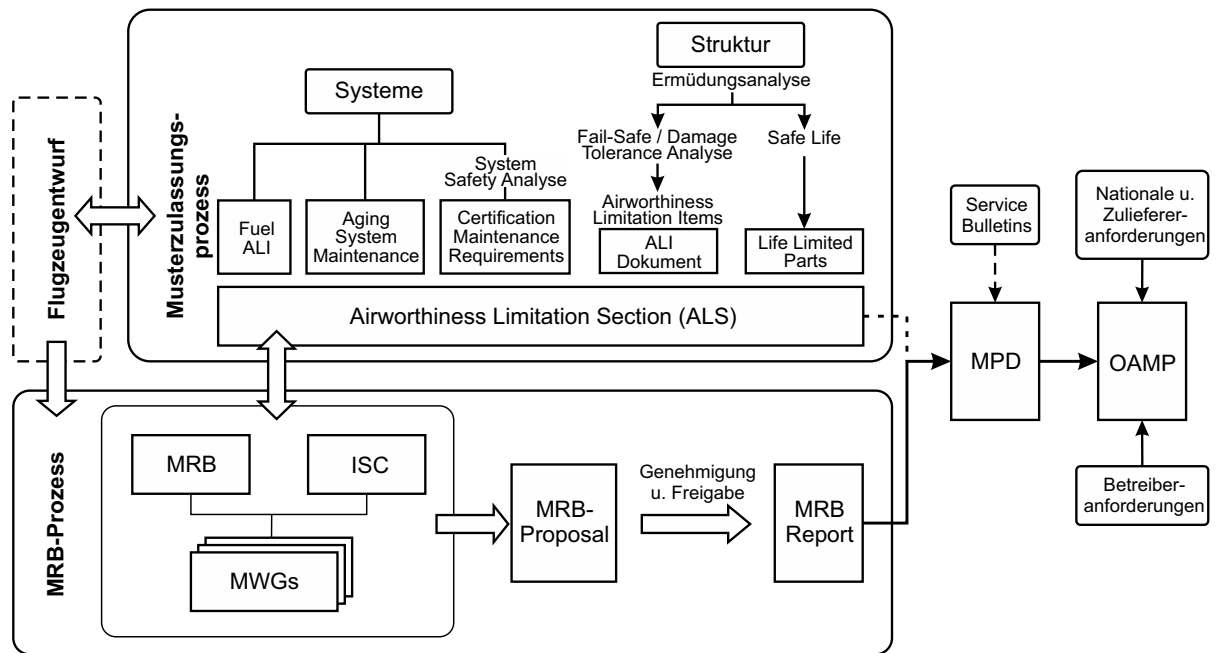


Abbildung 2.9: Prozess der Instandhaltungsprogrammentwicklung (in Anlehnung an Ahmadi (2010); Hinsch (2010))

Tabelle 2.3: Definition der *Maintenance Task Codes* (nach Airbus (2007))

Task Code	Definition
BSI	Borescope inspection
CHK	Check for condition, leaks, circuit continuity, check fluid reserve on item, check tension and pointer, check fluid level, check detector, check charge pressure, leak check/test.
DI	Detailed inspection
DS	Discard
FC	Functional check/test
GVI	General visual inspection
LU	Lubrication
OP	Operational check/test
RS	Remove for restoration
SDI	Special detailed inspection
SV	Drain, servicing, replenishment (fluid change)
TPS	Temporary protection system
VC	Visual check

In Hinblick auf die in Instandhaltungsprogrammen zu findenden Instandhaltungsarten, kann gewöhnlich unterschieden werden zwischen (Hinsch, 2010, S. 121 ff.):

- *Hard-Time Maintenance* (Instandhaltung mit festen Intervallen),
- *On-Condition Maintenance* (zustandsabhängige Instandhaltung),
- *Condition Monitoring* (Zustandsüberwachung).

Unter *Hard-Time Maintenance* sind präventive Instandhaltungsaktivitäten zu verstehen, die in festgelegten Intervallen (*hard-time-limits*) durchzuführen sind. *On-Condition Maintenance* (nicht zu verwechseln mit CBM) bezeichnet Instandhaltungsmaßnahmen deren Durchführung von den Ergebnissen periodisch durchzuführender Inspektionen oder Tests abhängt. Damit ist *On-Condition Maintenance* ebenfalls zu den präventiven Maßnahmen zu zählen. Festgelegte Maßnahmen werden durchgeführt, sobald definierte Zustandsgrenzen überschritten sind. Verfahren zur Zustandsermittlung sind z. B. Sichtkontrollen, Non-Destructive Testing (NDT) oder Boroskopien. Das *Condition Monitoring* bezeichnet ein Verfahren der inspektionslosen Zustandsüberwachung von technischen Bauteilen oder Systemen. Eine Einleitung von Instandhaltungsmaßnahmen erfolgt in Abhängigkeit der Analysen der Zustandsüberwachungsergebnisse (*Hinsch*, 2010, S. 121 ff.).

In das auf dem MRB-Report bzw. MPD basierende betreiberspezifische Operator Approved Maintenance Program (OAMP) fließen zusätzlich nationale und Hersteller- bzw. Zuliefereranforderungen und Unternehmensanforderungen ein. Damit kann ein Betreiber das Instandhaltungsprogramm an sein Geschäftsmodell sowie die Einsatzprofile und Einsatzbedingungen seiner Flotte anpassen. Während frühere MPDs check-basierte Instandhaltungsintervalle vorgaben, weisen alle auf der zweiten Revision<sup>19</sup> von MSG-3 basierenden Programme die Intervalle ausschließlich in Flugstunden, Flugzyklen oder Kalenderzeiten aus (*Kinnison*, 2004, S. 30).

Im OAMP fasst der Betreiber – trotz formaler Beseitigung durch die aktuelle MSG-3-Fassung – die durchzuführenden Instandhaltungsmaßnahmen zu periodisch wiederkehrenden Instandhaltungsereignissen mit festem Intervall, den sog. „Letter-Checks“ zusammen. Jeder Check weist eine in Flugzyklen, Flugstunden oder Kalenderzeit gemessene Intervalllänge auf, nach welcher er zu wiederholen ist. Der Aufbau dieser *Letter-Checks* ist hierarchisch. Je höher der Check (größeres Wartungsintervall), desto umfangreicher sind die Inspektions- und Wartungsarbeiten. In einem größeren Check sind in der Regel auch immer alle kleineren, d. h. untergeordneten, Checks enthalten (*Reimers*, 2000). Ein Vergleich der OAMPs von verschiedenen Betreibern für den gleichen Flugzeugtyp zeigt z. T. deutliche Unterschiede in der Intervalllänge und der Umfänge der *Letter-Checks*. Eine typische Einteilung der *Letter-Checks* mit den jeweiligen Intervallen und resultierendem Instandhaltungsaufwand zeigt Tabelle 2.4.

### 2.2.3 Betriebliche Organisation

Die typische Aufbauorganisation eines Instandhaltungsbetriebs bzw. des Instandhaltungsbereichs eines Flugzeugbetreibers ist in Abb. 2.10 dargestellt. Neben den Bereichen der Flugzeuginstandhaltung und der Bauteilinstandhaltung, weist ein Maintenance, Repair, Overhaul (MRO)-Betrieb typischerweise einen Planungs- und Engineeringbereich, Unterstützungsfunktionen wie Einkauf, Logistik und Material sowie eine Organisationseinheit zur Evaluation der Instandhaltungsprogramme auf (*Hinsch*, 2010; *Kinnison*, 2004). Für die

<sup>19</sup>Die 2. Revision von MSG-3 ist im Jahr 1993 veröffentlicht worden. Durch den Verzicht einer festgelegten Gruppierung der Instandhaltungsarbeiten erhält der Betreiber bessere Anpassungsmöglichkeiten an seine Anforderungen (*Kinnison*, 2004).

Tabelle 2.4: Typische Einteilung der Instandhaltungsereignisse (in Anlehnung an *Mildt* (2000); *Deutsche Lufthansa AG* (2000); *Aircraft Commerce* (2006); *Lawley* (2004); *Hinsch* (2010))

Ereignis	Intervall	Inhalt	Bodenzeit	Umfang
Trip/Pre-Flight Check	vor jedem Flug	Überprüfung auf äußerlich sichtbare Beschädigungen oder Lecks	0,5 h	0,5 MH
Daily Check	täglich	Funktionstest und Auffrischung von Wasser, Öl, Luft, Hydraulikflüssigkeit, etc.	1 h	ca. 2 MH
Service Check	7-10 Tage	Test der Technik, Service von Reifen und Bremsen	3-5 h	10-50 MH
A-Check	nach 350-750 FH (ca. 4 Wochen)	Routinemäßige Überprüfung der wichtigen flugtechnischen Systeme; gründliche Überarbeitung der Kabine	6-12 h	40 MH
C-Check	alle 8-18 Monate	Detaillierte Inspektion der Flugzeugstruktur und gründliche Tests der Systeme	30 h bis 2 Wo.	700-5000 MH
IL-Check (nicht alle Flugzeuge)	alle 48-72 Monate	Tiefgehende Kontrolle aller Bauteile von Struktur, Rumpf, Flügeln. Überprüfung der Geräte. Komplettüberholung der Kabine	2-3 Wo.	12.000 MH
D-Check	alle 72-144 Monate	Detaillkontrolle und Überholung an Zelle, Kabine und Systeme; Neulackierung	4-6 Wo.	30.000-50.000 MH

Modellierung der Instandhaltung in dieser Arbeit sind vorwiegend die in den technischen Instandhaltungsbereichen ablaufenden Prozesse von Relevanz, daher sollen diese im Folgenden in knapper Form beschrieben werden.

Es kann zwischen vier Arten der Instandhaltung unterschieden werden, die üblicherweise auch in der betrieblichen Organisation voneinander getrennt sind. Diese sind *Line Maintenance*, *Base Maintenance*, Komponenteninstandhaltung und Triebwerksinstandhaltung (*Hinsch*, 2010).

## Flugzeuginstandhaltung

### a) Line Maintenance

Die *Line Maintenance* umfasst in einem typischen Wartungsprogramm alle Instandhaltungsmaßnahmen bis einschließlich des A-Checks. Während der *Line Maintenance* verbleibt das Flugzeug im Flugbetrieb. Umfangreichere Maßnahmen werden deswegen über Nacht (bzw. während anderer längerer Bodenzeiten) durchgeführt. Die Maßnahmen der *Line Maintenance* weisen typischerweise keinen hohen Zerlegungsgrad und keine hohe Eingriffstiefe in die Flugzeugstruktur auf. Da die *Line Maintenance* nicht zwangsläufig in der Heimatbasis durchgeführt wird, darf für sie keine aufwendige Ausrüstung notwendig sein (*Hinsch*, 2010). Sie umfasst die folgenden Tätigkeiten:

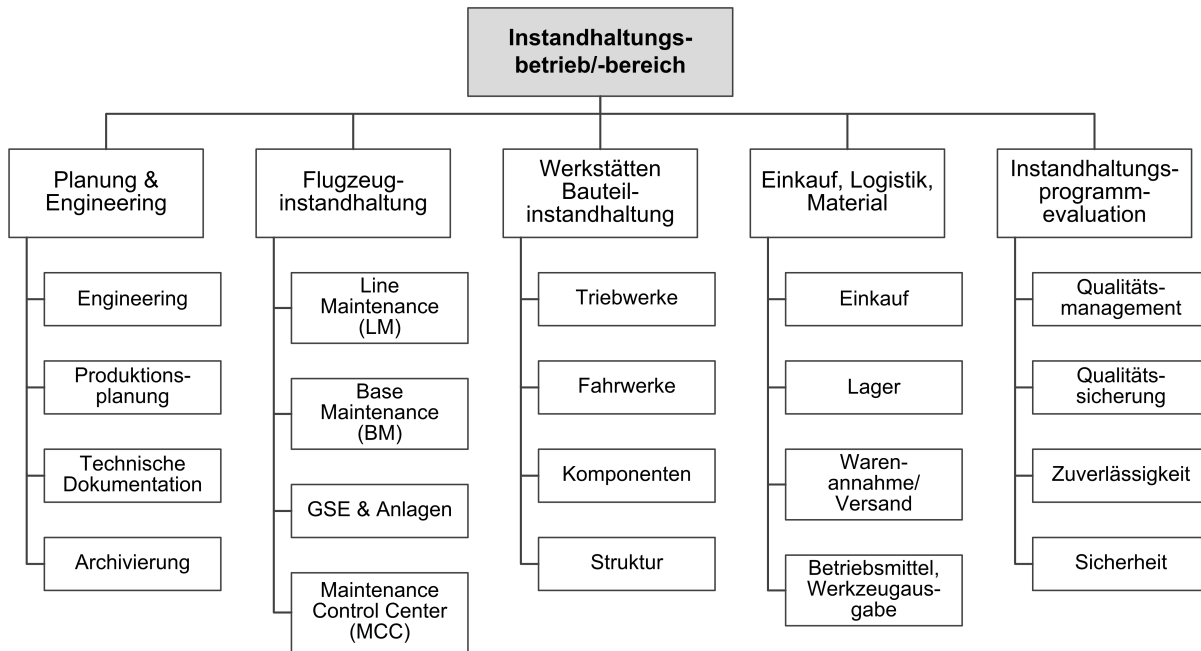


Abbildung 2.10: Typischer Aufbau eines Instandhaltungsbetriebs (in Anlehnung an *Hinsch* (2010); *Kinnison* (2004))

- Fehlersuche (*trouble shooting*),
- Fehlerbehebung (*defect rectification*),
- Austausch von Komponenten unter Verwendung von externer Testausrüstung, einschließlich dem Austausch von Triebwerken,
- Sichtkontrolle von Systemen, Triebwerken und Struktur,
- kleinere Reparaturen oder Modifikationen, welche eine geringe Zerlegung nötig machen und mit einfachen Mitteln durchgeführt werden können.

## b) Base Maintenance

Die *Base Maintenance* umfasst alle Instandhaltungsaktivitäten am Flugzeug, die nicht Teil der *Line Maintenance* sind. Sie ist vor allem durch Instandsetzungstätigkeiten geprägt. Für die *Base Maintenance* wird das Flugzeug aus dem Betrieb genommen. Die *Base Maintenance* wird typischerweise in der Heimatbasis durchgeführt. In einem üblichen Instandhaltungsprogramm umfasst die *Base Maintenance* alle Maßnahmen ab dem C-Check. Weitere Inhalte sind Modifikationen und die Flugzeuglackierung. Die *Base Maintenance* zeichnet sich durch einen hohen Zerlegungsgrad und eine hohe Eindringtiefe aus (*Hinsch*, 2010).

In anderen Fällen werden die C-Checks der *Light Maintenance* und alle größeren Checks der *Heavy Maintenance* zugeordnet. Letztere werden dann auch als Heavy Maintenance Visits (HMVs) bezeichnet.



### c) Maintenance Control Center

Die als Maintenance Control Center (MCC) bezeichnete Funktion verfolgt alle im Flug und an Außenstationen befindlichen Flugzeuge der Flotte. Sämtlicher Instandhaltungsbedarf dieser Flugzeuge wird durch das MCC koordiniert. Außerdem koordiniert es Bodenzeiten und Änderungen des Flug- bzw. Umlaufplans mit dem Operations Control Center (OCC) (Kinnison, 2004, S. 91).

## Werkstätten für die Bauteilinstandhaltung

### a) Komponenteninstandhaltung

In der *Line* und *Base Maintenance* werden an den Komponenten (Line Replaceable Units (LRUs)) keine Reparaturen durchgeführt. Nicht funktionierende oder beanstandete Komponenten werden in Fachwerkstätten instand gesetzt. Die Fachwerkstätten sind meist nach Flugzeugsystemen aufgeteilt. Der erste Schritt der Komponenteninstandhaltung ist die Befundung. Abhängig von den Befundungen werden an den Komponenten Reparaturen durchgeführt. Nach erfolgreich abgeschlossenem Funktionstest können die Komponenten wieder in ein Flugzeug eingebaut werden (Hinsch, 2010).

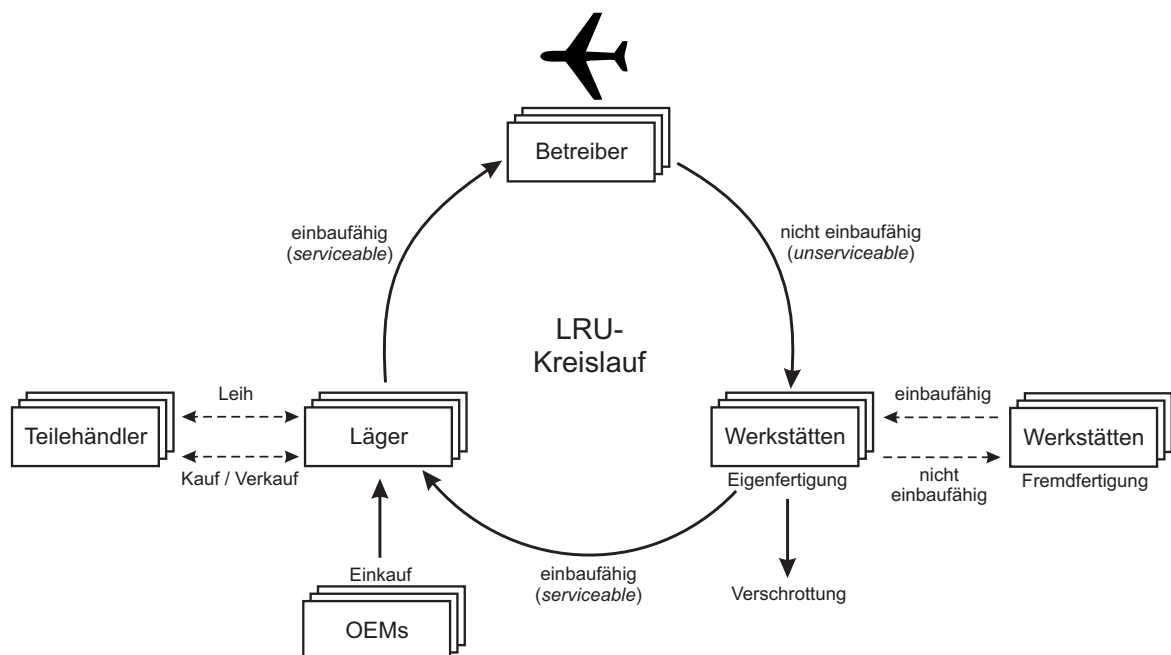


Abbildung 2.11: Der Komponentenkreislauf in der Flugzeuginstandhaltung (in Anlehnung an Bussmann et al. (2008); Meifarth et al. (2004); Hinsch (2011))

Der sich ergebene LRU-Kreislauf ist in Abb. 2.11 schematisch dargestellt. Neben dem eigentlichen Kreislauf zwischen Flugzeug, Werkstätten und Lager gibt es weitere Materialflüsse. Ein MRO führt typischerweise nicht für jede betreute Teilenummer die Instandhaltung selbst aus, sondern vergibt die Arbeiten teilweise oder vollständig an Fremdfirmen. Nicht (wirtschaftlich) instandsetzbare Komponenten werden durch Beschaffungen vom Hersteller oder einem Lieferanten ersetzt, um stets einen definierten Ersatzteilbestand vorzuhalten.

## b) Triebwerksinstandhaltung

Die Triebwerksinstandhaltung entspricht vom grundsätzlichen Ablauf der Komponenteninstandhaltung. In der *Line* oder *Base Maintenance* ausgebaute Triebwerke werden in Fachwerkstätten instand gesetzt. Die Triebwerksinstandhaltung hat folgenden Ablauf (*Hinsch*, 2010):

- Sichtkontrolle,
- Zerlegung,
- genaue Überprüfung der Einzelteile,
- Reparatur bzw. Austausch von beschädigten Teilen,
- Zusammenbau,
- Funktionstest.

Nach bestandem Funktionstest kann das Triebwerk wieder in ein Flugzeug eingebaut werden (*Hinsch*, 2010).

## 2.3 Potenziale und Grenzen der heutigen Instandhaltungskonzepte

Mit dem MRB-Prozess und der darin eingesetzten MSG-3 Methodik existiert ein bewährter Ansatz, um ein geeignetes Instandhaltungsprogramm zu entwickeln, welches die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit gewährleistet. Innerhalb der Grenzen dieses Konzepts bestehen verschiedenartige Möglichkeiten, die Instandhaltung in Bezug auf den Instandhaltungsaufwand und die resultierende Flugzeugverfügbarkeit zu optimieren.

Potenziale bergen weitere Prozessoptimierungen in der Instandhaltungsdurchführung. Zum einen können Optimierungen der Planungs- und Arbeitsabläufe (z. B. durch Anwendung von *Lean-Methoden*) zur Verkürzung von Durchlaufzeiten und Kostensenkungen in der Instandhaltung führen (*Ayeni et al.*, 2011). Zum anderen kann eine stärkere Automatisierung besonders arbeits- und zeitintensiver Tätigkeiten die Produktivität ebenfalls erhöhen. Ein Beispiel dafür ist der Einsatz von mobilen Robotereinheiten für die thermographische Rissprüfung am Flugzeugrumpf (*Schlosser und Schüppstuhl*, 2014).

Eine (begrenzte) Reduktion der No Fault Found (NFF)<sup>20</sup>-Raten und -Kosten lässt sich für die heute in Betrieb befindlichen Systeme bereits durch die Einführung verbesserter Prozesse in der Instandhaltung und der Produktion erreichen (vgl. z. B. *Werner* (2015)).

---

<sup>20</sup>Als NFF wird eine aus dem Flugzeug ausgebaute Einheit klassifiziert, die infolge eines Ausfalls oder eines Fehlers im Flugzeug ausgebaut wurde, jedoch in der (Komponenten-) Werkstatt als funktionsfähig erkannt wird (siehe auch S. 51).

Im Zuge der Instandhaltungsprogrammentwicklung sehen *Ahmadi et al.* (2010) Potenziale durch den systematischen Einsatz geeigneter Entscheidungsunterstützungssysteme für die Auswahl der Instandhaltungsmaßnahmen und die Festlegung der Intervalle.

Der Einsatz von Kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff (CFK) in der Flugzeugstruktur verspricht aufgrund der im Vergleich zu metallischen Werkstoffen besseren Ermüdungs- und Korrosionseigenschaften bereits mit den heutigen Instandhaltungskonzepten und -technologien signifikante Reduktionen der Instandhaltungsaufwände (vgl. z. B. *Hale* (2006); *Aircraft Commerce* (2007)).

Um die bereits in Kapitel 1.1 formulierten allgemeinen Anforderungen an einen zukünftigen Flugzeugbetrieb erfüllen zu können, ist es dagegen erforderlich, die Grenzen der heutigen Instandhaltungskonzepte zu überwinden. Im Einzelnen bestehen u. a. die folgenden Herausforderungen für die Instandhaltung:

- Operationelle Zuverlässigkeit,
- operative Flugzeugverfügbarkeit,
- Verschwendung durch präventive Instandhaltung,
- *No-Fault-Found*-Ereignisse,
- Einführung von Zustandsmanagementsystemen und
- Einsatz sonstiger neuer Technologien und Werkstoffe.

Die Herausforderungen und die daraus ableitbaren Anforderungen an zukünftige Instandhaltungskonzepte und Technologien werden im Folgenden in knapper Form diskutiert.

### Operationelle Zuverlässigkeit

Hersteller und Betreiber investieren heute viel in die eingesetzten Technologien und Prozesse, um eine möglichst hohe Abfertigungszuverlässigkeit (*dispatch reliability*) (DR)<sup>21</sup> zu erreichen. Mit technisch ausgereiften Kurz-/Mittelstreckenflugzeugen lassen sich heute Werte für die technische DR von über 99 % erreichen.<sup>22</sup> Hochgerechnet auf Flottenebene entstehen einer Fluggesellschaft durch technische Ausfälle so dennoch eine signifikante Anzahl an Betriebsunterbrechungen, verbunden mit hohen Verspätungs- und Annullierungskosten. Weitere Verbesserungen der DR werden daher angestrebt.

Die für die technische DR maßgeblichen Ausfälle von Flugzeugsystemen (d. h. Ausfälle von Bauteilen oder Systemen, ohne die gemäß MMEL die Abfertigung nicht erfolgen darf) machen dabei mit 41 % nur einen Teil der Gesamtzahl der technik- oder instandhaltungsbedingten Verspätungen bei der Flugabfertigung (*flight dispatch*) aus (siehe Abb. 2.12). Weitere

<sup>21</sup>Die DR ist der Prozentsatz der geplanten Flüge, die ohne Verspätung am Boden (d. h. innerhalb von 15 Minuten nach geplanter Abflugzeit) oder Annullierung abfliegen. Die technische DR berücksichtigt nur solche Verspätungen und Annullierungen, die technische Ursachen haben. Die genaue Definition der DR für diese Arbeit findet sich in Anhang A.4.2, S. 225.

<sup>22</sup>*Tinseth* (2012) nennt 99,67 % für die BOEING 737 NG und 99,35 % für den AIRBUS A320.

20 % werden durch das Inflight Entertainment (IFE) oder andere nicht sicherheitskritische Kabinensysteme verursacht. 11 % bzw. 5 % entfallen auf Instandhaltungsabläufe und (fehlende) Ersatzteile. Die verbleibenden 23 % der Verspätungen werden durch unterschiedliche Arten von Defiziten in der Koordination<sup>23</sup> verursacht (*Airbus*, 2005, S. 168).

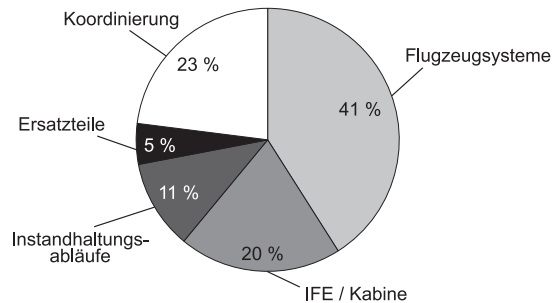


Abbildung 2.12: Technik- bzw. instandhaltungsbezogene Ursachen von verspäteten Flugabfertigungen (nach *Airbus* (2005))

Die Einhaltung von Prozessen und die Verbesserung von Koordination und Planung können die Ursachen für Verspätungen zwar vermindern aber kaum beseitigen. Darüber hinaus lassen sich Verbesserungen der DR nur durch zuverlässigere Komponenten und Systeme oder den Einsatz von neuen Technologien zur Zustandsdiagnose und -prognose zusammen mit optimierten Instandhaltungsprozessen erreichen.

Alle heutigen Instandhaltungsprogramme sind geprägt durch präventive oder korrektive Maßnahmen. PM-Maßnahmen werden vorwiegend für die Einheiten eingesetzt, deren Ausfall zu sicherheitskritischen Situationen führen kann oder erhebliche wirtschaftliche Folgen haben kann. Eine PM-Strategie kann jedoch nie alle Ausfälle vermeiden (vgl. Kapitel 2.1.3).

Die Operational Reliability (OR) wird durch den konstruktiven Entwurf, die Instandhaltung und die betrieblichen Bedingungen der Fluggesellschaft getrieben (*Pfeiffer*, 2010). Einen Überblick über die Treiber, die gleichzeitig die Ansatzpunkte für eine Steigerung der OR darstellen, zeigt die Abb. 2.13.

## Operative Verfügbarkeit

Die operative Verfügbarkeit stellt heute häufig eine Limitierung für die Nutzung (und damit auch für die Erlösgenerierung) von Verkehrsflugzeugen dar. Die operative Verfügbarkeit kann als Funktion der (operationellen) Zuverlässigkeit des Flugzeugs und der Dauer der instandhaltungsbedingten Bodenzeiten betrachtet werden. Wege zur Steigerung der Verfügbarkeit bestehen in einer weiteren Erhöhung der technischen Zuverlässigkeit des Flugzeugs, in der Vermeidung von ungeplanter Instandhaltung und einer Verkürzung der Bodenzeiten für geplante Instandhaltungsmaßnahmen. Der Einsatz von Prognosetechnologien bietet in diesem Zusammenhang das größte Potenzial, da sie die Einführung von PdM ermöglichen (*Arnaiz et al.*, 2010; *Conlon et al.*, 1982).

<sup>23</sup>Dazu zählen nach *Airbus* (2005): Klärung und Koordination der MEL, verspätete Mechaniker, Kommunikation, Planung, Überwachung wiederkehrender Fehler und Pläne zur deren Beseitigung.

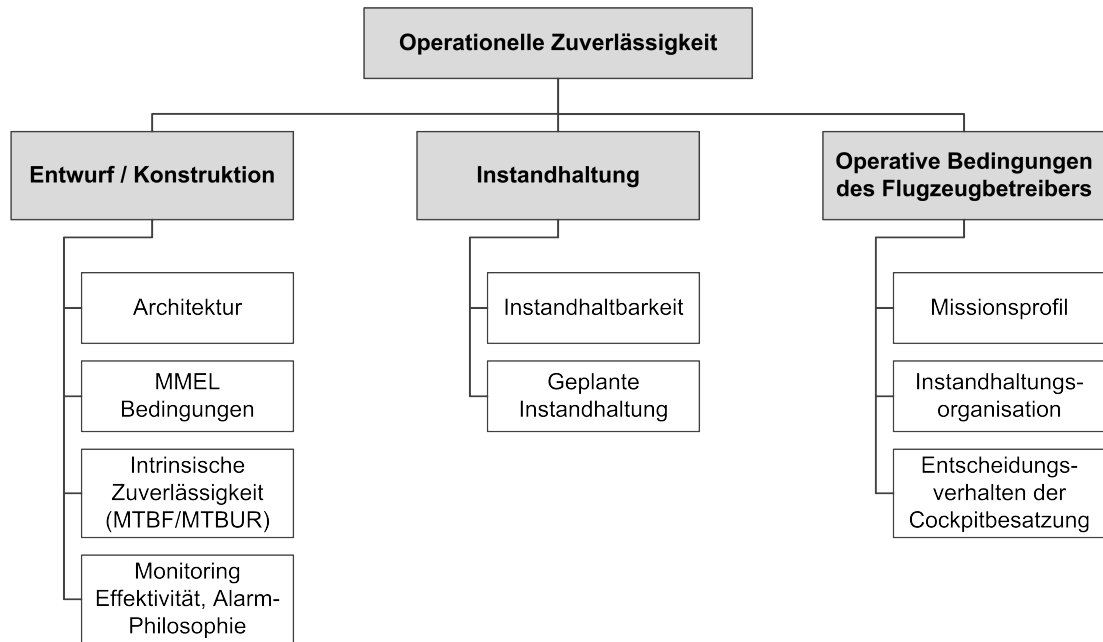


Abbildung 2.13: Treiber für die operationelle Zuverlässigkeit (nach Pfeiffer (2010))

### Lebensdauererschwendung durch präventive Instandhaltung

Der hohe Anteil an PM in den heutigen Instandhaltungsprogrammen führt zu deutlich höheren Aufwänden und längeren Bodenzeiten als es aufgrund der technischen Zuverlässigkeit der Flugzeugsysteme eigentlich notwendig wäre. Dies liegt zunächst in der grundsätzlichen Eigenschaft der PM-Strategie begründet, dass ein erheblicher Anteil der möglichen Nutzungsdauer der Einheiten verschwendet wird (vgl. Kapitel 2.1.3). Weitere Effizienzverluste ergeben sich bei der Erstellung der Instandhaltungsprogramme (vgl. Kapitel 2.2), die immer nur einen Kompromiss darstellen und nie exakt auf das Nutzungsprofil eines individuellen Flugzeugs und damit dessen Abnutzung zugeschnitten sein können. Insbesondere die größeren Checks (*light* und *heavy maintenance*) werden von den Fluggesellschaften nicht vollständig ausgefliegen, um sich die Möglichkeit zu wahren, auf ungeplante Ausfälle anderer Flugzeuge in der Flotte flexibel reagieren zu können. Diese zusätzliche Verschwendung wird von den Betreibern heute in Kauf genommen, da die Opportunitätskosten abgesagter Flüge häufig höher sind.

Eine Verschwendung der Lebensdauer lässt sich (wenn eine CM-Strategie nicht in Frage kommt) nur durch eine genauere Kenntnis der tatsächlichen Restlebensdauer der Einheiten und die Anwendung einer PdM-Strategie vermindern.

### *No-Fault-Found*-Ereignisse

Als NFF wird eine aus dem Flugzeug ausgebaute Einheit klassifiziert, die infolge eines Ausfalls oder eines Fehlers im Flugzeug ausgebaut wurde, jedoch in der (Komponenten-)Werkstatt als funktionsfähig erkannt wird. NFFs verursachen hohe Kosten in der Instandhaltung, der Ersatzteilbevorratung und im Betrieb eines Flugzeugs. Beim Bestreben bei

zukünftigen Flugzeugen sowohl die operationelle Zuverlässigkeit als auch die Verfügbarkeit signifikant zu erhöhen, muss berücksichtigt werden, dass zwischen 20 % und 50 % aller ungeplanten Ausbauten von Komponenten NFFs sind (*Söderholm, 2007; James et al., 2003*).

Als NFF-Rate wird der Anteil der ungeplanten Ausbauten ohne Fehler an der Gesamtzahl ungeplanter Ausbauten einer Komponente bezeichnet (vgl. Formel 2.9).

$$NFF = 1 - \frac{T_{MTBUR}}{T_{MTBF}} \quad (2.9)$$

Da die Ursachen für NFFs sehr unterschiedlich sein können, ist es äußerst schwierig, ihr Auftreten und ihre potenziellen Folgen vollständig zu beseitigen. Als Hauptgründe für NFFs werden genannt (*Scandura et al., 2011, S. 590*):

- Konstruktionsbedingte Defizite der Hardware und/oder Software,
- ungenügende Testabdeckung und ungeeignete Auslegung für die Testbarkeit,
- nicht ausreichende Zeit für das *Troubleshooting* (in der *Line Maintenance*) aufgrund verkürzter Turn-around Time (TAT) zwischen Flügen,
- ungenaue oder unvollständige Instandhaltungsdokumentationen,
- ungenügendes Instandhaltungstraining,
- ungeeignete Instandhaltungssysteme und/oder -hilfen.

Die unterschiedlichen Ursachen von NFFs spiegeln sich auch in der Art und Weise wider, wie sie auftreten und welche potenziellen Folgen sie haben. Einen Überblick dazu gibt die Tabelle 2.5.

Tabelle 2.5: Mögliche Merkmale von Komponentenausbauten

<b>Ausbaugrund</b>	<b>Eingangsprüfung Werkstatt</b>	<b>Wahrer Zustand</b>	<b>Potenzielle Folgen</b>
Fehlermeldung (z. B. BITE)	Fehler festgestellt	funktionsfähig	Betriebsunterbrechung, Instandhaltungskosten
	kein Fehler festgestellt	fehlerhaft	erneute Betriebsunterbrechung, Instandhaltungskosten
Troubleshooting	Fehler festgestellt	funktionsfähig	unnötiger Ausbau, Instandhaltungskosten
	kein Fehler festgestellt	fehlerhaft	erneute Betriebsunterbrechung, Instandhaltungskosten

Aus Sicht von *Scandura et al. (2011)* lassen sich die NFF-Ereignisse zum einen durch Verbesserungen des Systemdesigns verringern, zum anderen durch Verbesserungen des Instandhaltungssystems, welches den Flugzeugmechaniker unterstützt. Neben einem geeigneten Zustandsmanagementsystem selbst zählen dazu aber auch verbesserte Dokumentationen,

Trainings und benutzerfreundliche Funktionen. *Hockley und Phillips* (2012) sehen neben Verbesserungen des Designs (z. B. Erhöhung der Fehlertoleranz und Verbesserung des Verständnisses und der Modellierung von wiederkehrenden Fehlern zur Erhöhung der Detektionswahrscheinlichkeit durch das Build-in-Test Equipment (BITE)<sup>24</sup>) die Notwendigkeit für die Implementierung von IVHM-Systemen mit Prognosefähigkeiten. Denn diese Technologien ermöglichen ein proaktiveres Vorgehen, da sie Informationen zur Fehlerursache bereitstellen, die ein traditionelles BITE nicht ermitteln kann.

### **Einsatz neuer Technologien und Werkstoffe**

Zu zusätzlichen Herausforderungen für die Instandhaltung führen die weiter zunehmende Komplexität der Flugzeugsysteme und steigende Elektronik- und Softwareanteile (z. B. *Integrated Modular Avionics, More-Electric-Aircraft*) im Flugzeug. Der alleinige Einsatz von BITE zur Überwachung von Avionikkomponenten ist in modernen Flugzeugen nicht mehr ausreichend, um eine zufriedenstellende Ausfallisolation und -lokalisierung zu gewährleisten. Um schnelle und intelligente<sup>25</sup> Instandhaltungsentscheidungen zu ermöglichen, macht also auch der Einsatz neuer Technologien neue Diagnoseansätze als Elemente eines IVHM-Systems erforderlich (*Pecht et al.*, 2001; *Scandura et al.*, 2011).

Ein optimierter Einsatz von CFK-Werkstoffen in Flugzeugen führt zu besonderen Herausforderungen bei der Schadensdetektion und -bewertung. Schädigungen von CFK-Bauteilen (d. h. Matrixrisse, Delamination oder Debonding) sind häufig äußerlich nicht sichtbar. Um eine gewichtsoptimierte Auslegung bei gleichzeitiger Gewährleistung der Bauteilsicherheit zu ermöglichen, muss eine eingebaute Technologie zur (kontinuierlichen) Überwachung der Struktur eingesetzt werden. Diese Technologien sollten Teil eines integrierten Zustandsmanagementsystems auf Flugzeugebene sein (*Mueller et al.*, 2009).

### **Einführung von Prognosesystemen**

Ansätze zur Zustandsprognose sollen die verbleibende Restlebensdauer von Komponenten oder Bauteilen im Flugzeug vorhersagen und so eine prädiktive Instandhaltungsstrategie ermöglichen. Der daraus resultierende Nutzen der Prognoseansätze kann innerhalb der bestehenden Grenzen der Instandhaltungs- und Zulassungsanforderungen jedoch nur teilweise realisiert werden. Denn aktuell existiert noch kein Verfahren zur behördlichen Anerkennung von CBM-Maßnahmen als Ersatz für bisher vorgeschriebene periodisch, präventive Instandhaltungsmaßnahmen.

Auch die heutigen Verfahren zur Instandhaltungsplanung sind nicht auf einen Einsatz von Prognosesystemen und die resultierenden CBM-Maßnahmen vorbereitet. So würde ein breiter Einsatz von Prognosesystemen den Anteil der gut planbaren PM verringern, während der

---

<sup>24</sup>vgl. auch Kapitel 3.1.3.

<sup>25</sup>Eine unzureichende Ausfallisolation und -lokalisierung führt potenziell zu stark steigenden NFF-Kosten. Um die *Dispatch*-Fähigkeit eines Flugzeugs schnell wiederherzustellen, wird heute im Zweifelsfall eine zu hohe Zahl von Komponenten auf Verdacht ausgewechselt.

Anteil (kurzfristig) zu planender PdM ansteigt. Dies erfordert neue und flexiblere Konzepte in der Instandhaltungsplanung.

Die Entwicklung des Instandhaltungsprogramms erfolgt parallel zum Entwicklungsprozess des Flugzeugs und wird wesentlich von den ermittelten Sicherheitskritikalitäten der Bauteile und Komponenten beeinflusst. Folglich muss eine Technologie, welche deren Ausfallrisiko verringern kann, bereits in der Entwurfs- und Entwicklungsphase berücksichtigt werden, um den maximalen Nutzen erzielen zu können.



### 3. Technologien und Konzepte für eine zustandsorientierte Flugzeuginstandhaltung

Die Modellierung und Bewertung einer Technologie setzt ein grundlegendes Verständnis der Technologie und ihrer Wirkzusammenhänge voraus. Die Bewertungsgegenstände in dieser Arbeit sind Technologien zur Zustandsdiagnose und -prognose sowie Konzepte zur zustandsorientierten Instandhaltungsplanung. Vor dem Entwurf eines Bewertungsmodells müssen dementsprechend die technologischen Grundlagen der Zustandsdiagnose und -prognose im Flugzeug erarbeitet werden. Daneben ist es erforderlich, die Integration dieser Technologien im Flugzeug und die resultierenden Einflüsse auf die Flugzeugbetriebs- und Instandhaltungsprozesse zu erörtern. Außerdem müssen die Ansätze und Randbedingungen für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung identifiziert und beschrieben werden.

Dazu sollen in diesem Kapitel zunächst die Grundlagen des Zustandsmanagements erläutert werden. Aus Sicht des Autors ist es zudem erforderlich, begriffliche Definitionen und Abgrenzungen der wichtigsten Technologien und Konzepte in diesem Kontext vorzunehmen, da heute eine unübersichtliche Vielfalt von Begrifflichkeiten existiert, deren Gebrauch in Wissenschaft und Praxis nicht immer einheitlich ist. Im nächsten Schritt werden die Grundlagen von Diagnose- und Prognosekonzepten für Systeme und die wichtigsten Ansätze für das *Structural Health Monitoring* beschrieben. Es werden die Zustandsmanagementsysteme in heutigen Verkehrsflugzeugen dargestellt und bestehende Grenzen aufgezeigt.

Einen weiteren Schwerpunkt des Kapitels bildet die Beschreibung eines Konzeptes für ein sog. IVHM-System, welches das Zustandsmanagement aller (Sub-) Systeme auf Flugzeugebene in einer Gesamtarchitektur integriert, sowie die relevanten Unterstützungsprozesse am Boden als Systemelemente einbindet. Der Entwicklungs- und Zertifizierungsprozess für ein solches IVHM-Konzept wird erläutert und die wichtigsten Leistungsanforderungen und Metriken werden definiert.

Die zustandsorientierte Instandhaltungsplanung als Element der Entscheidungsunterstützung in einem zukünftigen IVHM-Konzept wird am Ende des Kapitels gesondert betrachtet. Es werden zentrale Anforderungen sowie Modellierungs- und Lösungskonzepte diskutiert, welche Anwendung in der Entwicklung des Bewertungsmodells in Kapitel 5 finden.

### 3.1 Grundlagen des Zustandsmanagements

Dieses Kapitel soll den Begriff des Zustandsmanagements definieren und einen Überblick über die wichtigsten Konzepte geben. Anschließend werden die technologischen Grundlagen von Zustandsdiagnose- und Prognoseansätzen für Flugzeugsysteme erörtert, die zwei Hauptvarianten der Strukturüberwachung erläutert und die in heutigen Verkehrsflugzeugen implementierten Zustandsmanagementsysteme skizziert.

Ein Zustandsmanagement (*health management*) umfasst die Erfassung von Zustandsdaten, Detektion, Diagnose und Prognose von Fehlern bzw. bevorstehenden Ausfällen von Komponenten oder Systemen. Zusätzlich beinhaltet das Zustandsmanagement auch die Entscheidungsunterstützung (oder auch automatisierte Entscheidungsfindung) dafür, welche Aktivitäten als Antwort auf einen Ausfall oder einen Ausfallvorläufer zu ergreifen sind. Diese Handlungen können eine Rekonfiguration von redundanter oder nicht-redundanter Hardware, Instandhaltungsaktivitäten, Rekalibrierung von Sensorwerten oder vorgegebene Werte zur Kompensation degradiert Hardware und eine Missionsneuplanung sein, um den degradierten Systemen Rechnung zu tragen (*Schwabacher und Goebel, 2007*). An dieser Stelle unterscheidet sich *Health Management* eindeutig von den Konzepten *Health Monitoring* bzw. *Condition Monitoring*, für welche eine Weiterverarbeitung der erfassten Daten nicht spezifiziert sein muss (*Söderholm, 2004*). Das Gebiet des Zustandsmanagements umfasst die Sensorikentwicklung und Optimierung der Sensorplatzierung, die Algorithmenentwicklung für Fehlerdetektion, Diagnose und Prognose sowie die Entwicklung der entsprechenden Entscheidungsunterstützungssysteme (*Schwabacher und Goebel, 2007*). Das Ziel eines Zustandsmanagementsystems ist es, die Systemfunktionalität unter Berücksichtigung von Verfügbarkeits- und Wirtschaftlichkeitsanforderungen zu erhalten.

In Wissenschaft und Praxis werden Konzepte für das Zustandsmanagement unter einer Vielzahl unterschiedlicher Begriffe diskutiert. Die wichtigsten dieser Konzepte sollen im Folgenden in knapper Form in Bezug auf ihre Zielsetzungen und hauptsächlichen Einsatzbereiche erläutert werden.

Die Flugzeugdiagnose und -prognose in Kombination mit der erforderlichen Datenakquise und -verarbeitung sowie der anschließenden Entscheidungsunterstützung werden häufig als *Integrated Vehicle Health Management* bezeichnet. Der Begriff des IVHM ist ursprünglich von der National Aeronautics and Space Administration (NASA) konzipiert worden und aus diesem Grund auch vorwiegend im Luft- und Raumfahrtsektor weit verbreitet (*Benedettini et al., 2009*). Erst seit einigen Jahren hat sich das Verständnis „Management“ durchgesetzt, das auch die Prognosefähigkeit mit einschließt (*Fudge et al., 2003, S. 29 f.*). *Roemer et al. (2006)* sieht ein IVHM-System dadurch gekennzeichnet, dass es die Technologien zur Anomalieerkennung, Diagnose und Prognose über Subsysteme hinweg als Ganzes integriert. Es beinhaltet, bevorstehende Fehler zu erkennen und zu isolieren sowie anschließend ihren zukünftigen Verlauf auf Basis des derzeit diagnostizierten Zustands sowie der verfügbaren Betriebsdaten vorherzusagen. In ähnlicher Weise sieht *Arnáiz et al. (2010)* in dem Adjektiv „integriert“ die Betonung der Fähigkeit des Konzepts, den integrierten Zustand auf Gesamtsystemebene (hier: Luftfahrzeug) zu bewerten und auf Basis von diesem

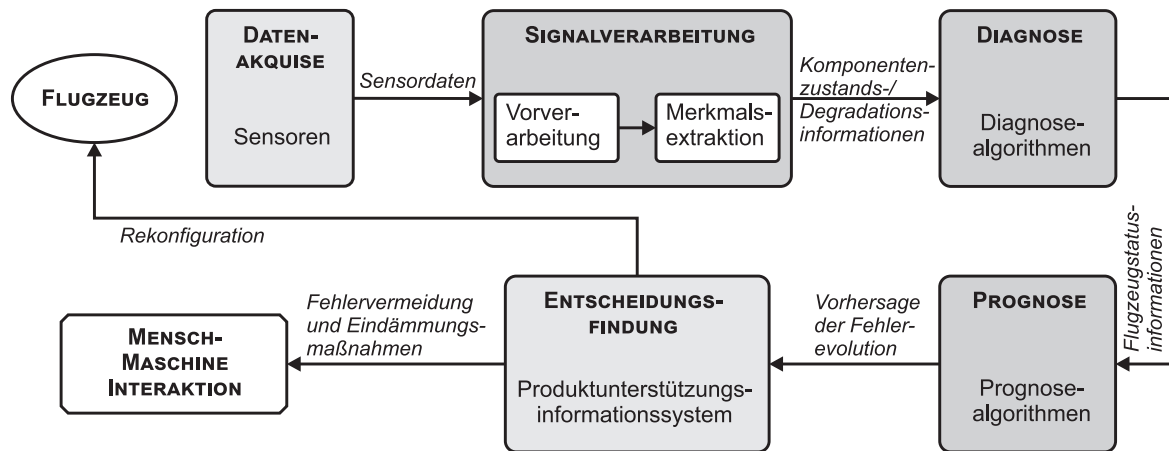


Abbildung 3.1: Funktionale Architektur eines IVHM-Systems (in Anlehnung an *Benedettini et al.* (2009))

Maßnahmen zu ergreifen. Früheren Konzepten fehlte die Fusionskomponente. Sie waren daher nur in der Lage, den Zustand von Subsystemen oder Komponenten zu bewerten, ohne die Wechselwirkungen zwischen den Subsystemen zu erkennen und die vollständigen Auswirkungen auf das Gesamtsystem abzuschätzen. Als IVHM-System kann die Hard- und Softwareimplementierung des Zustandsmanagements verstanden werden.

*Scandura* (2005) betont, dass IVHM nicht als in ein Flugzeug eingefügtes Subsystem betrachtet werden darf. Vielmehr ist es eine Fähigkeit, die über das gesamte Flugzeug (und seine Unterstützungsinfrastruktur) hinweg implementiert sein muss. Um dies zu gewährleisten, fordert *Scandura*, dass IVHM in Flugzeugprogrammen den Status einer Systems Engineering (SE)-Disziplin erhält. In ähnlicher Weise beschreiben auch *Wilmering und Ramesh* (2005) IVHM als Teil des SE-Prozesses in der Flugzeugentwicklung bei BOEING.

Eine grundlegende funktionale Architektur eines IVHM-Systems ist in Abb. 3.1 dargestellt. Die gezeigte Architektur ist unabhängig von der individuellen Ausgestaltung eines IVHM und den innerhalb der Funktionsblöcke eingesetzten Technologien und Verfahren. Im ersten Schritt – der Datenakquise – werden Zustandsdaten von den im Flugzeug installierten Sensoren erfasst. An die Erfassung der Sensordaten schließt sich immer eine Signalverarbeitung an, in der zunächst einer Vorverarbeitung zur Entfernung von Signalrauschen und Artefakten erfolgt<sup>1</sup>. Der nächste Schritt ist die Merkmalsextraktion<sup>2</sup>, in der die Zustandssindikatoren aus den aufbereiteten Sensordaten ermittelt werden und so die Beobachtung des Systemverhaltens (*monitoring*) ermöglichen sollen (*Vachtsevanos*, 2006; *Patterson-Hine et al.*, 2011).

<sup>1</sup>Für die Aufbereitung der Sensordaten können z. B. Tiefpassfilter, zeitsynchrone Mittelwertbildung oder Wavelet Theorie eingesetzt werden (*Vachtsevanos*, 2006)

<sup>2</sup>Zur Merkmalsextraktion eignen sich z. B. „Fast Fourier Transformationen“, „Kurzzeit Fourier Transformation“ und Verfahren der Wavelet-Theorie / Wavelet-Transformation (*Vachtsevanos*, 2006).

Es folgt die Diagnose. Dazu analysiert das Diagnosemodul Fehlerfunktionen, um bevorstehende oder beginnende Ausfallzustände zu erkennen, zu identifizieren und zu isolieren“ (*Benedettini et al.*, 2009, S. 162). Für die Prognose werden die Diagnoseinformationen im Prognosemodul mit historischen Daten und/oder modellbasierten Ansätzen kombiniert, um den Ausfallzeitpunkt von Subsystemen und Komponenten abzuschätzen (*Benedettini et al.*, 2009; *Roemer et al.*, 2006; *Fernandes et al.*, 2011). Die Diagnose- und Prognoseinformationen werden schließlich in einem *Reasoning*-Modul zur Entscheidungsfindung weiterverarbeitet. Diese proaktive Fähigkeit zur Entscheidungsunterstützung kann durch ein im Luftfahrzeug installiertes automatisches Rekonfigurations- bzw. Wiederherstellungssystem und/oder ein bodenbasiertes Unterstützungssystem dargestellt werden, bei welchem die endgültige Handlung (z. B. Instandhaltungsmaßnahme) durch einen Menschen geschieht (*Benedettini et al.*, 2009).

Die Begriffe des *System Health Management* und des Integrated System Health Management (ISHM) finden sowohl in der Luft- und Raumfahrt als auch in anderen Industrien (z. B. Kraftwerke, Produktionsanlagen, Waffensysteme) Verwendung. *Uckun* (2011) beschreibt das *System Health Management* als eine SE-Disziplin, welche Entwurf, Entwicklung, Betrieb und Lebenszyklusmanagement von Komponenten, Subsystemen und Fahrzeugen (oder anderer operationeller Systeme) mit der Zielsetzung einer Erhaltung des nominalen Systemverhaltens und der Gewährleistung der Betriebssicherheit und Leistungsfähigkeit unter nicht-nominalen Bedingungen. Die Funktionen und Zielsetzungen gleichen damit denen des IVHM-Begriffs. Als einziger Unterschied kann gesehen werden, dass der Begriff *System Health Management* nicht auf mobile Systeme begrenzt ist.

Ein weiteres Konzept beschreibt der Begriff Health and Usage Monitoring System (HUMS). HUMS ist in den 1980er und 1990er Jahren vor allem für Hubschrauber entwickelt worden, um deren Sicherheit und (Betriebs-) Zuverlässigkeit zu verbessern. Zusammen mit dem *Engine Condition Monitoring* stellt HUMS den Ursprung der Zustandsmanagementsysteme in der Luftfahrt dar. Anfangs konzentrierte sich HUMS vor allem auf die Überwachung der kritischen Komponenten des Antriebssystems, um Ermüdung und Verschleiß zu erkennen und so einem Versagen vorbeugen zu können. Moderne HUMS-Konzepte streben ein integriertes Zustandsmanagement des gesamten Hubschraubers an und verfolgen neben der Verbesserung der Sicherheit auch eine Steigerung der Verfügbarkeit und Instandhaltbarkeit sowie eine Senkung der Lebenszykluskosten (*Arnaz et al.*, 2010; *Land*, 2001). Es lassen sich somit viele Parallelen zu den IVHM-Konzepten erkennen.

Der Begriff des Prognostics and Health Management (PHM) betont stark die Prognosefähigkeit des Konzepts. Die Abgrenzung zu den IVHM bzw. ISHM ist nicht eindeutig. Während einige Autoren PHM als Synonym zum *System Health Management* und ISHM beschreiben (*Johnson*, 2011; *Uckun et al.*, 2008), sehen andere im PHM die eigentliche Technologie der Zustandsdiagnose und -prognose für ein (Sub-) System.

In dieser Arbeit soll PHM die Technologien für die Diagnose- und Prognosefähigkeit auf Komponenten-, System- und Flugzeugebene beschreiben. Das PHM-System stellt das Kernelement eines IVHM-Systems dar.

### 3.1.1 Diagnose- und Prognoseansätze für Systeme

Die Diagnose- und Prognosefunktionen als wesentliche Elemente eines Zustandsmanagementsystems sollen im Folgenden definiert und deren wichtigste Ansätze beschrieben werden.

#### Die Zustandsdiagnose

Zustandsdiagnose und Ausfallprognose setzen sich aus bestimmten Grundfunktionen zusammen, die bei allen Konzepten ähnlich sind. Die zur Erbringung dieser Grundfunktionen eingesetzten Verfahren unterscheiden sich dagegen deutlich in Methodik, Komplexität und Leistungsfähigkeit.

Es ist zwischen den Begriffen Fehlerdiagnose und Ausfalldiagnose zu unterscheiden. Die Fehlerdiagnose (*fault diagnosis*) bezeichnet die Detektion, Isolation und Identifizierung eines bevorstehenden oder beginnenden Ausfallzustands. Die betroffene Einheit (Komponente, Subsystem oder System) ist in diesem Fall noch funktionsfähig, wenngleich in einem eingeschränkten Betriebsmodus. Unter einer Ausfalldiagnose (*failure diagnosis*) ist dagegen die Detektion, Isolation und Identifizierung einer Einheit zu verstehen, die ihrem Betrieb bereits eingestellt hat (*Vachtsevanos, 2006*).

Die Fehler-/Ausfalldetektion umfasst die Beobachtung (*monitoring*) und den Vergleich von Messwerten mit Schwellwerten, um zwischen nominalem und nicht-nominalem Verhalten zu unterscheiden. Dieser Schritt wird auch als Anomalieerkennung bezeichnet. Die Fähigkeit zum *Monitoring* des Systems ist eine Schlüsselvoraussetzung, um Probleme innerhalb eines Systems diagnostizieren zu können. Abhängig vom technischen Systemgebiet kann sehr unterschiedliche Sensorik zum Einsatz kommen.<sup>3</sup> Bei der Festlegung der physikalischen Sensorauswahl und der Installationsorte im System spielen neben den Faktoren Beobachtbarkeit und Diagnostizierbarkeit auch die damit verbundenen Kosten und die Zuverlässigkeit der Messung eine wichtige Rolle. Für den Vergleich der Messwerte mit Schwellwerten ist zunächst eine Datenaufbereitung<sup>4</sup> und die Bestimmung der relevanten Schlüsselparameter (Merkmale) aus den gemessenen Daten durchzuführen. Anschließend kann der beobachtete Systemzustand mit dem erwarteten Zustand verglichen werden. Für diese Aufgabe der Fehler-/Ausfalldetektion stehen eine Vielzahl verschiedener Algorithmen zur Verfügung. Sie reichen von sehr einfachen Trendbestimmungen gegenüber bekannten Grenzwerten kritischer Parameter über Neuronale Netze (NNs)-Algorithmen bis zu komplexen Vergleichen von Messungen gegenüber erwarteten Werten auf Basis hochgenauer Simulationen oder Zustandsschätzer (*Patterson-Hine et al., 2011, S. 266 f.*).

---

<sup>3</sup>In thermischen, elektrischen, mechanischen und fluiden Systemen finden sich gewöhnlich Sensoren, die physikalische Charakteristika messen wie Temperatur, Druck, elektrische Spannung, Verdrängung, Dehnung und Vibration. Beobachtungen in Computernetzwerken umfassen Datenraten, Nachrichten-Wiederholungsversuche, aber auch physikalische Größen wie Spannung, Strom und Temperatur (*Patterson-Hine et al., 2011*).

<sup>4</sup>Dazu zählen z. B. : Datenbereinigung und -filterung, Normalisierung, Transformation, Reduktion.

Die Isolation beinhaltet die Lokalisierung des Fehlers und die Ursachenfeststellung. Wird ein abnormaler bzw. fehlerhafter Systemzustand festgestellt, erfolgt durch den Diagnosealgorithmus die Bestimmung der Ursache(n) für das nicht-nominale Verhalten. Das Verständnis darüber, wie Ausfalleffekte sich in einem System fortpflanzen, ist ein Kernelement der Fehlerdiagnose. Die Art und Weise, wie die Vielzahl von Komponenten und Subsystemen in komplexen Systemen miteinander interagieren, wirkt sich auch darauf aus, wie sich Ausfälle in Subsystemen und über Subsystemgrenzen hinweg ausbreiten. Bereits in der frühen Entwicklungsphase von Diagnosesystemen sind daher geeignete Analysen (z. B. Functional Hazard Assessment (FHA), System Safety Assessment (SSA)) durchzuführen, welche häufig auch Bestandteil des Sicherheits- und Zuverlässigkeitsnachweises von Flugzeugbauteilen und -systemen sind (vgl. hierzu auch Anhang A.5 und *Moir et al.* (2013)). Eine relevante Methode in diesem Zusammenhang ist die Failure Modes and Effects Analysis (FMEA) bzw. Failure Mode, Effects and Criticality Analysis (FMECA), welche als *Bottom-up* Methode die Ursachen und Effekte von kritischen Komponentenausfällen im System ermittelt und dokumentiert. Als *Top-down* Methode bietet sich z. B. die Fehlerbaumanalyse an, mit welcher unerwünschte Ereignisse auf Systemebene untersucht werden, um alle möglichen Ursachen für diese Ereignisse zu identifizieren. In der Praxis kommt meistens eine Kombination verschiedener Ansätze zum Einsatz (*Patterson-Hine et al.*, 2011, S. 267 f.).

Im letzten Schritt der Identifikation erfolgt eine Abschätzung von der Art und dem Ausmaß des Fehlers bzw. Ausfalls (*Vachtsevanos*, 2006; *Patterson-Hine et al.*, 2011). Die Ermittlung der Fehlerausprägung geht über die reine Feststellung eines Fehler hinaus, indem sie den Zustand der betrachteten Einheit bestimmt. Dieses Vorgehen lässt sich daher auch als Zustandsdiagnose bezeichnen (*Poole*, 2015).

Es existiert nicht das eine optimale Diagnoseverfahren, das sich für alle Anwendungsfälle eignet. Vielmehr unterscheiden sich die Ansätze zur Diagnose je nach Ingenieursdisziplin stark voneinander. Weiterhin hängt es von der Komplexität der überwachten Signale des physikalischen Systems ab, ob einfache Techniken zur Trend- und Merkmalsextraktion/-analyse für die Gewinnung der wichtigen Parameter aus den Sensordatenströmen oder z. B. komplexe Analyseverfahren (z. B. Signalaufbereitung, Lernen, Klassifikationsmethoden) dazu eingesetzt werden. Der Prozess zur Erkennung eines nicht-nominalen Zustands aus den überwachten Systemsignalen variiert stark zwischen den verschiedenen Diagnoseansätzen (*Patterson-Hine et al.*, 2011, S. 265). Die Ansätze zur Diagnose lassen sich typischerweise in die Kategorien modellbasierte und datengetriebene Diagnose einteilen (vgl. Abb. 3.2).

Modellbasierte Ansätze bauen auf einem dynamischen Modell des Systems auf. Sie nutzen die Messwerte des tatsächlichen Systems und die Ausgaben des Modells, um Abweichungen zwischen diesen zu erkennen, die auf einen potenziellen Fehlerzustand hinweisen. Datengetriebene Ansätze setzen z. B. NNs oder Expertensysteme ein, die zunächst mit bekannten Fehlermustern trainiert werden müssen, bevor sie im realen Betrieb fehlerhafte Komponenten erkennen und identifizieren können. Während modellbasierte Ansätze auch dazu in der Lage sind, nicht vorhergesehene Fehler zu erkennen, können datengetriebene Ansätze häufig nur mit bekannten Fehlerzuständen umgehen (*Vachtsevanos*, 2006).

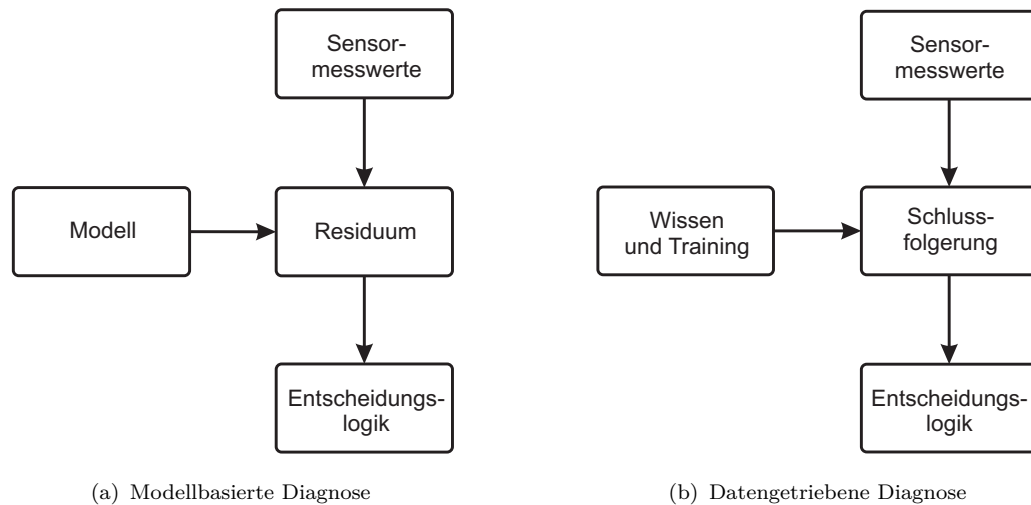


Abbildung 3.2: Kategorien der Diagnoseansätze (Vachtsevanos, 2006)

Weitergehende Beschreibungen der wichtigsten Diagnoseansätze finden sich z. B. bei Vachtsevanos (2006) und Patterson-Hine et al. (2011).

### Die Zustandsprognose

Der Begriff der Prognose<sup>5</sup> soll im Kontext dieser Arbeit verstanden werden als die Detektion einer Vorankündigung des Ausfalls einer oder mehrerer Einheiten, gefolgt von der Vorhersage der verbleibenden Restlebensdauern (*remaining useful life*) (RULs) dieser Einheiten, basierend auf der derzeitigen Zustandsbewertung und den zu erwartenden zukünftigen Betriebsbedingungen des Systems (Saxena et al., 2008, S. 1). Eine mögliche Architektur eines Prognoseansatzes zeigt die Abb. 3.3. Dem alterungs- oder abnutzungsbedingten Ausfall einer Komponente geht ein Degradationsmechanismus voraus, der sich über die Zeit entwickelt und verstärkt (vgl. Kapitel 2.1.1). Für zuverlässige Prognosen von bevorstehenden Ausfällen ist es daher unerlässlich, dass die potentiellen Fehlermechanismen identifiziert und verstanden werden (Fernandes et al., 2011, S. 310). Prognose ist eine Teilfunktion innerhalb des Zustandsmanagements und erfährt in der letzten Zeit in Wissenschaft und Praxis erhebliche Beachtung (Roemer et al., 2011, S. 281). Schwabacher und Goebel (2007) bezeichnen die Prognose als die schwierigste Aufgabe innerhalb des Zustandsmanagements.

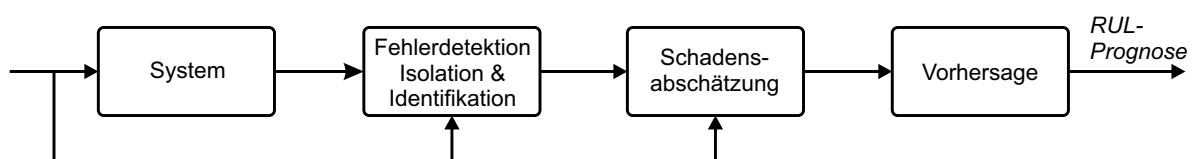


Abbildung 3.3: Architektur eines Prognoseansatzes (nach Daigle und Goebel (2010))

<sup>5</sup>Das Wort Prognose entstammt dem spätlateinischen *prognosis* bzw. dem griechischen *prógnōsis* für „das Vorherwissen“ und bezeichnet heute nach Duden (2013) die „(wissenschaftlich begründete) Voraussage einer künftigen Entwicklung, künftiger Zustände, des voraussichtlichen Verlaufs [...]“. Auch in dieser Arbeit verwendete Synonyme sind Voraussage und Vorhersage.

Die Prognoseanwendungen im Kontext dieser Arbeit sind grundsätzlich dadurch charakterisiert, dass ein kritischer Schwellwert vorliegt, bei dessen Über- bzw. Unterschreiten das betrachtete System die ihm zugedachte Funktion teilweise oder vollständig nicht mehr erfüllen kann. Der Abbau der betrachteten Einheiten weist im Allgemeinen einen monotonen Verlauf auf. Die Aufgabe der Prognose gliedert sich in zwei Anteile: die Vorhersage des Ereignisses selbst in der Form einer RUL-Schätzung und in der Vorhersage des Abbau- bzw. Degradationsprozesses in der Form einer Verlaufsprognose. Abhängig von Art und Umfang der Datenverfügbarkeit kommen unterschiedliche Prognoseansätze für den Anwendungsfall in Frage (*Saxena et al.*, 2008).

Auch für die Prognose existiert heute ein breites Spektrum an Ansätzen aus unterschiedlichen Ingenieursdisziplinen. Dieses reicht von probabilistischen Methoden, über Ansätze aus dem Bereich der künstlichen Intelligenz (KI) und physikalischen Modellen (*Roemer et al.*, 2006, S. 2). Ähnlich wie im Bereich der Diagnose wird in der Literatur häufig zwischen datengetriebenen und modellbasierten Methoden unterschieden (vgl. z. B. *Bagul et al.* (2008)). Abweichend dazu nehmen *Roemer et al.* (2006) eine Unterteilung der technischen Ansätze zur Prognose in drei Klassen vor:

- Erfahrungsbasierte Prognosen,
- evolutionäre oder trendbasierte Modelle,
- modellbasierte Prognosen.

Dieser Unterteilung soll in der vorliegenden Arbeit gefolgt werden. Sie erlaubt eine gute Einordnung von Prognoseansätzen in Hinblick auf ihre Anwendbarkeit auf unterschiedliche Systeme, ihre grundsätzlich erreichbare Prognosegenauigkeit und ihren Implementierungsaufwand (vgl. Abb. 3.4). Eine zunehmende Prognosegenauigkeit geht in der Regel mit steigenden Implementierungskosten und einem schmaleren Anwendungsbereich einher. So entscheidet neben der Verfügbarkeit von Sensordaten, historischen Betriebs- und Instandhaltungsdaten und der Kenntnis der Fehlermechanismen, auch die Kritikalität der zu überwachenden Bauteile oder Subsysteme über den geeigneten Prognoseansatz (*Roemer et al.*, 2006, S. 2). Das bedeutet, für die Überwachung einer Komponente mit hoher Kritikalität kommt (in den meisten Fällen) kein erfahrungsbasierter Prognoseansatz infrage, sondern es wird zumindest ein Evolutions- oder Trendmodell, wenn nicht ein modellbasierter Ansatz benötigt, um die erforderliche Prognosegenauigkeit gewährleisten zu können.

Da die Wahl des Prognoseansatzes Einfluss auf andere Elemente des Zustandsmanagementsystems, dessen Architektur und den potenziellen Nutzen im Flugzeuglebenszyklus hat, sollen im Folgenden einige wichtige Prognoseansätze aus den drei Klassen näher beschrieben und ihre jeweiligen Vor- und Nachteile erläutert werden.

### **Erfahrungsbasierte Prognosen**

Zu den erfahrungsbasierten Methoden zählen statistische Zuverlässigkeitsansätze und nutzungsbasierte Ansätze. In Situationen, in denen eine hohe Genauigkeit und Fehlerfreiheit



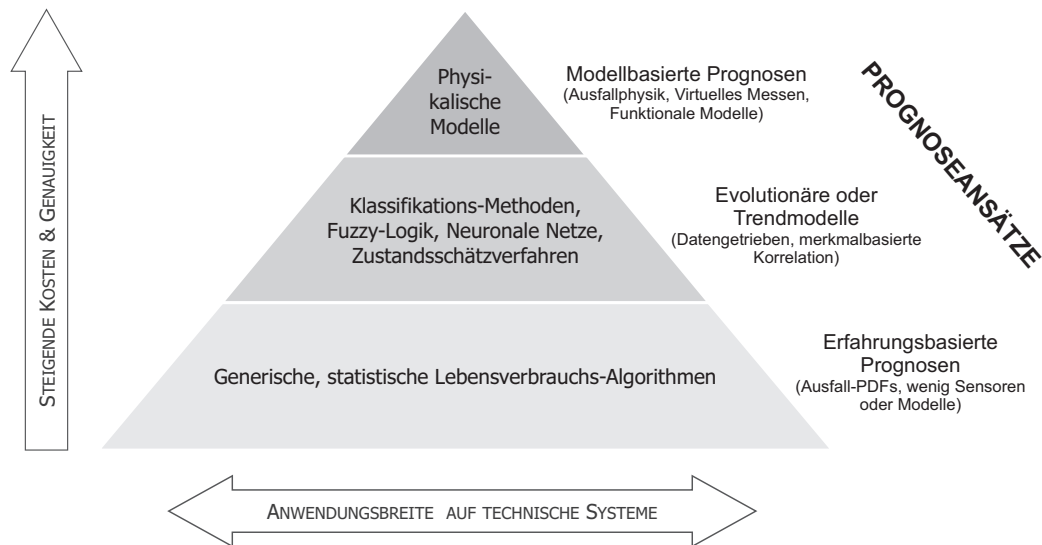


Abbildung 3.4: Einordnung von technischen Prognoseansätzen (nach *Vachtsevanos* (2006))

der Prognose aufgrund eines niedrigen Kritikalitätsgrads oder niedriger Ausfall Eintrittsraten, und/oder wenn ein unzureichendes Sensornetzwerk zur Bewertung des Systemzustands vorliegt, kann ein zuverlässigkeits- oder nutzungsbasierter Prognoseansatz eine geeignete Methode sein. Diese Art des Prognosealgorithmus weist von den hier betrachteten Klassen die geringste Komplexität auf und erfordert lediglich die Ausfallhistorie und/oder betriebliche Nutzungsprofilaten der Komponente bzw. LRU (*Roemer et al.*, 2011). Auf Basis von historischen Ausfall- oder Inspektionsdaten einer Komponentenpopulation kann anschließend eine statistische Ausfallverteilungsfunktion (z. B. Weibullverteilung oder eine andere parametrische oder nichtparametrische Wahrscheinlichkeitsverteilungsfunktion) geschätzt werden. Mit zunehmender Betriebserfahrung kann die Ausfallwahrscheinlichkeitsfunktion aktualisiert werden und damit das Prognosekonzept an das tatsächliche Ausfallverhalten angepasst werden (*Roemer et al.*, 2006; *Fernandes et al.*, 2011). Dennoch weisen die durch diese Ansätze erstellten Schätzungen eine geringe Treffsicherheit und Genauigkeit auf (*Roemer et al.*, 2011, S. 284).

Die logische Erweiterung eines zuverlässigkeitsbasierten Statistikmodells ist die Korrelation der Ausfallratendaten mit den spezifischen Nutzungsprofilaten, welche einen direkteren Bezug zur Nutzungsweise des individuellen Luftfahrzeugs aufweisen. Auf diese Weise können statistische Modelle zur Schadensakkumulation oder Nutzungsmodelle für spezifische Komponenten direkt an die wirkenden Lastprofile angebunden werden. Die Lastprofile können z. B. Ermüdungszyklen sein, die eine Funktion der Betriebszustände wie der Fluggeschwindigkeit und der dabei geflogenen Manöver darstellt (*Roemer et al.*, 2006).

Da alle erfahrungsbasierten Prognoseansätze auf einen ausreichenden Umfang an historischen Ausfalldaten angewiesen sind, eignen sie sich in der Regel nicht für Bauteile bzw. LRUs mit hoher Kritikalität. Denn diese werden definitionsgemäß nicht bis zu ihrem Ausfall betrieben, sondern unterliegen einer präventiven Instandhaltung. In diesen und anderen Fällen ohne ausreichende Datengrundlage können stattdessen datengetriebene oder modellbasierte Ansätze geeignet sein (*Saxena et al.*, 2008, S. 5).

## Evolutionäre oder trendbasierte Modelle

Ein trendbasierter oder evolutionärer Prognoseansatz basiert auf der Fähigkeit, Abweichungen sowie deren Änderungsraten bestimmter Eigenschaften oder Kennwerte des überwachten Systems im Vergleich zu seinem normalen Betriebszustand zu erkennen und den Trendverlauf zu ermitteln (Roemer et al., 2006, S. 3). Evolutionäre Prognosekonzepte lassen sich in Systeme oder Subsysteme implementieren, bei denen Ausfallarten vorherrschen, die durch bedingte oder langsame Degradation gekennzeichnet sind, und wo die zukünftigen Lasten ähnlich zu den in der Vergangenheit erfahrenen Lasten sind. Daher funktionieren solche Ansätze gut für die Vorhersage des Verschleißes derjenigen Triebwerkskomponenten, der mit Effizienzeinbußen einhergeht. Der Effizienzverlust lässt sich typischerweise aus dem Trendverlauf verschiedener Parameter wie Kraftstoffdurchfluss, Druckverhältnisse und Temperaturen ablesen.<sup>6</sup> Dieser Ansatz erfordert die Verfügbarkeit ausreichender Sensorinformationen, um den gegenwärtigen Zustand des Systems und das Unsicherheitsniveau dieser Messung bewerten zu können. Ein physikalisches oder statistisches Modell, welches die Klassifizierung eines spezifischen Fehlers unterstützen kann, ist zwar nützlich für diesen Ansatz, ist jedoch keine absolute Voraussetzung dafür. Eine Alternative zu einem physikalischen Modell besteht in Wissen über den Fehlerzustand und seine Erscheinungsform in gemessenen und extrahierten Merkmalen. Solches Wissen lässt sich durch Beobachtung der Charakteristika von vergangenen Fehlern gewinnen (Roemer et al., 2011, S. 284).

Auch zur Klasse der trendbasierten Ansätze zählen Roemer et al. (2011) die datengetriebenen Methoden. Sie zählen zu den populärsten Prognoseansätzen und werden gerne als die „niedrig hängenden Früchte“ der Prognosedurchführung bezeichnet. Dies liegt darin begründet, dass kein grundlegendes Wissen des zugrundeliegenden Systems notwendig ist, um eine Abschätzung der RUL durchführen zu können. Wenn historische Zeitreihen zu Fehler- bzw. Ausfalldaten zusammen mit Signalen bis zum Ausfallzeitpunkt existieren oder wo statistische Datensätze aufgezeichnet wurden, lassen sich diese Daten z. B. in der Mustererkennung oder in Regressionsverfahren einsetzen. In der Literatur findet sich eine große Vielfalt an Algorithmen für diese Aufgabe (Schwabacher und Goebel, 2007). Zu populären Techniken zählen die NN-Methode, welche durch Signalverarbeitungstechniken in biologischen Nervensystemen inspiriert ist (jedoch sich davon stark unterscheidende mathematische Algorithmen einsetzt) und Case-based Reasoning (CBR) Algorithmen, welche die gegebene Situation mit bereits bekannten Fällen abgleicht, um auf die Restlebensdauer zu schließen (Saxena et al., 2008; Roemer et al., 2011).

Prognoseansätze, die NN-Algorithmen nutzen, werden erfolgreich von Wissenschaftlern und Praktikern eingesetzt und sind in der Lage, traditionelle statistische Methoden in ihrer Leistungsfähigkeit zu übertreffen (Roemer et al., 2011, S. 285). Im Unterschied zu traditionellen modellbasierten Methoden sind NNs datengetrieben und selbstlernend. Sie machen zudem

---

<sup>6</sup>Roemer et al. (2006) beschreiben z. B. den Einsatz eines trendbasierten Prognoseansatzes für die Vorhersage der Beeinträchtigung von Ablagerungen auf die Kompressorleistung eines Triebwerks. Mit Beginn der Ablagerungen werden die Parameterverschiebungen bei Kraftstoffdurchfluss, Druckverhältnissen, Temperaturen usw. hinsichtlich des Schweregrades der Ablagerungen auf Basis existierender Modelle oder Versuche bewertet. Der Ansatz liefert den derzeit diagnostizierten Zustand und den erwarteten Degradationspfad mit einem entsprechenden Vertrauensintervall.

sehr wenige Annahmen über das der Untersuchung zugrundeliegende System. Im Allgemeinen können sie als eine von vielen multivariaten, nichtlinearen und nicht-parametrischen statistischen Methoden angesehen werden (*Cheng und Titerington, 1994*). Die Hauptprobleme von NNs sind, dass das ihnen Entscheidungen zugrunde liegende Schließen nicht immer evident ist und dass sie manchmal unerwünschte Ergebnisse liefern können, welche Folge eines Übertrainierens<sup>7</sup> oder des Versuchs sind, NNs in Szenarien einzusetzen, die nicht innerhalb der Grenzen der Trainingsdaten liegen (und somit ein Operieren außerhalb ihrer Erfahrung darstellen). Dennoch stellen NNs ein praktikables Werkzeug für praktische Vorhersageprobleme bereit (*Bonissone und Goebel, 2002; Heimes, 2008*).

Mit einem Verständnis, wie die Fehlersignaturen in Beziehung zu spezifischen, messbaren oder erschlossenen Merkmalen des beobachteten Systems stehen, kann eine datengetriebene Methode einen erfolgreichen Ansatz darstellen. Basierend auf den ausgewählten Eingangsmerkmalen, die mit der Ausfallentwicklung korrelieren, wird eine gewünschte Vorhersage des Ausfallzeitpunkts auf Basis eines Trainingsprozesses<sup>8</sup> erstellt (*Roemer et al., 2011, S. 285*).

Als weitere Methoden dieser Klassen können merkmalsbasierte Methoden (*feature-based methods*) und Zustandsschätzverfahren genannt werden. Für die Zustandsschätzung werden häufig die auch aus der Diagnose bekannten Partikel-Filter eingesetzt. Beschreibungen dieser Methoden finden sich u. a. bei *Roemer et al. (2011); Saha und Goebel (2008)*.

### Modellbasierte Prognosen

Eine modellbasierte Methode setzt sich aus einer mathematischen Repräsentation des dynamischen Verhaltens einer Komponente bzw. eines Systems und der zugehörigen Degradaionsmechanismen zusammen. Dabei kann zwischen physikalischen und statistischen bzw. probabilistischen Modellierungsansätzen unterschieden werden. Typischerweise wird ein modellbasierter Ansatz für die Lebensdauervorhersage für die direkte Modellierung der Degradaionsmechanismen eingesetzt, um dann über die beschreibenden Variablen des Degradaionsmechanismus eine Verbindung zur Lebensdauer des Systems herzustellen. Die Eingangsparameter des Modells können dabei entweder deterministische oder zufallsbehaftete Variablen sein, um unter Einbeziehung ihrer Variabilität eine robustere Modellierung zu gewährleisten (*Fernandes et al., 2011, S. 310*).

Physikalisch-basierte Modelle stellen einen Weg zur Berechnung der Schädigung, insbesondere von kritischen Komponenten oder Systemen, als Funktion der Betriebsbedingungen und der Bewertung der kumulierten Auswirkungen in Form eines Komponentenabnutzungsgrades dar. Durch Einbeziehung sowohl von physikalischen als auch von stochastischen Modellierungstechniken ermöglichen die Modelle die Ermittlung einer Verteilung der Restlebensdauern von überwachten Komponenten als Funktion von fehlerspezifischen Unsicherheiten (z. B. in den Komponenteneigenschaften und Lastbedingungen). Dabei dienen

---

<sup>7</sup>Übertrainieren bezeichnet das Erfassen von Effekten einer höheren Ordnung, welche irrelevant für den Prozess sind.

<sup>8</sup>Innerhalb des Trainingsprozesses passt das Netzwerk basierend auf den Beziehungen, welche es zwischen dem Ausfallzeitpunkt und den korrelierten Merkmalsausprägungen/-größen, automatisch seine Gewichtungen und Schwellwerte an (*Roemer et al., 2011, S. 285*).

statistische Repräsentationen bzw. Kennwerte von historischen Betriebsprofilen als Basis zur Berechnung der zukünftigen Schadensakkumulation. Die Ergebnisse eines solchen Modells können für die Echtzeit-Fehlerprognose mit spezifizierten Vertrauensintervallen verwendet werden (Roemer *et al.*, 2006, S. 6).

Eine umfassende Prognosefähigkeit kann durch eine Kombination von merkmalsbasierten und modellbasierten Ansätzen realisiert werden. Modellbasierte Prognoseansätze können im Unterschied zu merkmalsbasierten Ansätzen RUL-Schätzungen ohne das Auftreten von messbaren Ereignissen ermitteln. Verfügbare Diagnoseinformationen können aber für eine Modellkalibration auf Basis dieser neuen Information verwendet werden. Damit ermöglicht die Fusion aus modell- und merkmalsbasiertem Ansatz eine umfassende Prognosefähigkeit über die gesamte Lebensdauer einer Komponente (Vachtsevanos, 2006, S. 290 f.).

Um eine Prognose mit einem physikalisch-basierten Modell durchführen zu können, müssen Informationen über das zukünftige Betriebsprofil (und ggf. das Profil der Umweltbedingungen) bekannt sein. Dies kann entweder durch eine Bereitstellung dieser Informationen durch den Betreiber oder durch Entwicklung eines Vorhersagemodells für das Betriebsprofil unter Verwendung von stationären und instationären Lasten, Temperaturen und anderen Online-Messungen erreicht werden. Durch die Erzeugung statistischer Simulationen von zukünftigen Betriebsprofilen aus den Statistiken der vergangenen Betriebsprofile oder der erwarteten zukünftigen Betriebsprofile können probabilistische Modelle kritischer Komponenten dann in die Zukunft gelaufen lassen werden.

Die Erfahrungen in der Korrelation von Betriebsprofilstatistiken und Lebensdauerverbräuchen von Komponenten zeigen, dass die nichtlineare Natur vieler Schadensmechanismen sowohl von den inhärenten Charakteristika des Schadenstyps (z. B. Risse, Abplatzungen, etc.) als auch der betrieblichen Mischarten abhängig sind. Komponentenlebensdauern, die durch Ermüdungsausfallarten getrieben sind, werden sehr häufig durch einzigartige Betriebsprofile oder durch einige wenige, seltene, schwere, zufällig auftretende Ereignisse dominiert. Zu diesen Ereignissen zählen auch abnormale Betriebsbedingungen und zufällige Schadensvorfälle. Aus diesem Grund ist eine statistische Charakterisierung der Lasten, Geschwindigkeiten und Zustände für die projizierte zukünftige Nutzung in den Prognosemodellen empfohlen (Roemer *et al.*, 2006, 2011).

### Hybride Prognoseansätze

Alle der existierenden Prognoseansätze weisen Vor- und Nachteile auf. Es gibt keinen einzelnen Ansatz, der sich für alle Prognoseaufgaben eignet. Durch den Einsatz von hybriden Ansätzen wird versucht, die Stärken unterschiedlicher Prognoseansätze zu kombinieren und so die Prognoseleistung zu erhöhen (Zhang *et al.*, 2009).

Grundsätzlich ist jede Kombination der oben genannten Ansätze denkbar. Häufig angewandte und in der Literatur diskutierte hybride Prognoseansätze kombinieren physikalisch-basierte Modelle mit datengetriebenen Ansätzen (Liao und Köttig, 2014). Ein Beispiel für einen solchen hybriden Ansatz ist in Abb. 3.5 als Blockdiagramm dargestellt.

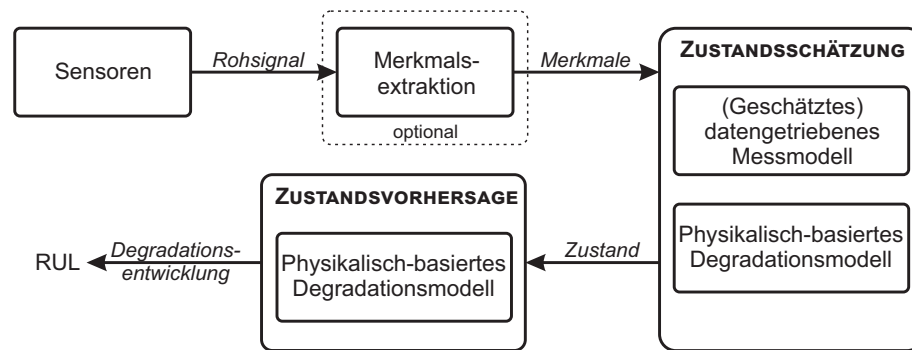


Abbildung 3.5: Hybrider Prognoseansatz aus einem physikalisch-basierten Modell und einem datengetriebenen Ansatz (nach *Liao und Köttig* (2014))

Da der Zustand eines komplexen Systems häufig nicht direkt messbar ist, muss aus den extrahierten Merkmalen indirekt auf den Systemzustand geschlossen werden, um basierend darauf die RUL vorherzusagen. In dem dargestellten Beispiel erfolgt das Schließen der Messung auf den internen Zustand mithilfe eines datengetriebenen Ansatzes. Es kommen Methoden zum Einsatz, die auch für die Detektion bevorstehender Fehler einsetzbar sind (z. B. Partikelfilter). Es wird eine Anomalieerkennung durchgeführt und im Falle eines detektierten Fehlers die RUL-Prognose ausgelöst. Die Vorhersage des Systemzustands wird dann von einem physikalisch-basierten Ansatz geleistet, welcher den Degradationsprozess auf Basis eines analytischen Modells beschreibt (*Liao und Köttig*, 2014).

### Eignung von Prognoseansätzen und Relevanz für die Arbeit


In der Literatur sind zahlreiche qualitative Vergleiche von Methoden zur Lebensdauervorhersage insbesondere hinsichtlich ihrer Vorhersagegenauigkeit, aber auch ihrer Komplexität und Anwendungsbreite vorgenommen worden (vgl. z. B. *Roemer et al.* (2006); *Vachtsevanos* (2006); *Fernandes et al.* (2011); *Gorjian et al.* (2010)). Quantitative Vergleiche und Bewertungen von Prognoseansätzen sind dagegen kaum zu finden. Einen Ansatz einer semi-quantitativen Analyse von RUL-Schätzverfahren hat *Bagul et al.* (2008) vorgenommen. Die Analyse stützt sich auf Expertenwissen und nimmt eine Bewertung hinsichtlich Eigenschaften, Genauigkeit, Komplexität, Rechenzeit, erforderlichem Erfahrungsniveau und Anwendungsbereich vor. Kritisch ist zu diesem Vorgehen anzumerken, dass dessen Aussagekraft stark vom Erfahrungswissen der befragten Experten abhängig ist und die konkrete Anwendung und ihre spezifischen Anforderungen (z. B. hinsichtlich Kritikalität und Ausfallfolgekosten) keine ausreichende Berücksichtigung finden.

Aus Sicht des Autors kann es keine allgemeingültige Eignungsbewertung von Prognoseansätzen geben, sie muss immer anwendungsspezifisch erfolgen<sup>9</sup>. Eine grobe Orientierung für die Auswahl eines Prognoseansatzes und die für eine Umsetzung erforderlichen Informationen gibt die Tabelle 3.1. Prognoseansätze für Einheiten mit hoher Kritikalität können sich in aller Regel nicht auf umfangreiche historische Ausfalldaten (Ausfallhistorie) stützen. Der

<sup>9</sup>Auf die Auswahl eines geeigneten Prognoseansatzes für einen spezifischen Anwendungsfall wird in Kapitel 3.2.3 eingegangen.

Grund ist, dass diese Bauteile ja gerade nicht bis zu ihrem Ausfall betrieben werden, sondern einer PM unterliegen. Somit können zwar nach längerer Betriebserfahrung umfangreiche Daten bezüglich der Ausbaupunkte und ggf. der dabei festgestellten Bauteilzustände vorliegen, jedoch können davon ausgehend keine gesicherten Erkenntnisse über die tatsächlichen Lebensdauern der Einheiten gewonnen werden. Auch aus diesem Grund schließen sich erfahrungsbasierte Prognoseansätze für kritische Bauteile in den meisten Fällen aus. Tendenziell können am ehesten physikalisch-basierte Ansätze die hohen Genauigkeitsanforderungen bei kritischen Einheiten erfüllen.

Tabelle 3.1: Eignung und erforderliche Informationen von Prognoseansätzen (nach *Vachtsevanos* (2006))

	Zunehmende Prognosegenauigkeit 		
	<b>Erfahrungsbasiert</b>	<b>Evolutionär</b>	<b>Physikalisch-basiert</b>
Technisches Modell	nicht erforderlich	vorteilhaft	erforderlich
Ausfallhistorie	erforderlich	nicht erforderlich	vorteilhaft
Vergangene Betriebsbedingungen	vorteilhaft	nicht erforderlich	erforderlich
Gegenwärtige Zustände	vorteilhaft	erforderlich	erforderlich
Erkannte Fehlermuster	vorteilhaft	erforderlich	erforderlich
Instandhaltungshistorie	vorteilhaft	nicht erforderlich	vorteilhaft
<b>Im Allgemeinen</b>	keine Sensoren, kein Modell	Sensoren, kein Modell	Sensoren und Modell

Modellbasierte Prognoseansätze weisen zudem Vorteile in Hinblick auf eine Verifikation und Validierung (V&V) und Zertifizierung auf, da ihre Modellantwort zu Naturgesetzen in Beziehung gesetzt werden kann (*Uckun et al.*, 2008).

### 3.1.2 *Structural Health Monitoring-Ansätze*

Das Structural Health Monitoring (SHM) umfasst Systeme zur Überwachung von Strukturbauteilen. Ein SHM-System kann als Subsystem eines IVHM-Systems angesehen werden (*Gorinevsky et al.*, 2005). In der militärischen Luftfahrt findet SHM bereits seit den 1960er Jahren Anwendung.<sup>10</sup> Auch in der zivilen Luftfahrt wird ein SHM-Einsatz zunehmend in Erwägung gezogen, um Kosten für Strukturinspektionen und Bodenzeiten zu reduzieren und die Betriebssicherheit (z. B. durch die rechtzeitige Erkennung kritischer Schäden an CFK-Strukturbauteilen) zu erhöhen (*Gorinevsky et al.*, 2005). Nach *Bartelds et al.* (2004) kann bei SHM-Anwendungen in der Luftfahrt grundsätzlich zwischen zwei Funktionsprinzipien unterschieden werden:

<sup>10</sup>z. B. ist die C-160 TRANSALL (Erstflug 1963) bereits mit einem einfachen SHM-System ausgerüstet.

- Lastbeobachtung (*load monitoring* oder *usage monitoring*),
- Schadensdetektion (*damage detection*).

Die Prinzipien unterscheiden sich sowohl im Hinblick auf die eingesetzte Sensorik und die Bewertungsmethoden als auch in ihrem potenziellen Nutzen für Betrieb und Instandhaltung eines Luftfahrzeugs.

### Lastbeobachtung

Eine Lastbeobachtung kann auf indirekte oder direkte Weise erfolgen. Das indirekte Verfahren nutzt die vom Flugsteuerungssystem bereitgestellten Flugparameter und Gewichts- und Trimmdaten, um die Spannungsverteilung über die Struktur des Flugzeugs zu berechnen. Aus dem zeitlichen Spannungsverlauf kann dann auf Basis ermittelter Ermüdungskurven der Ermüdungszustand der Struktur abgeschätzt werden. Beim direkten Verfahren erfolgt eine Dehnungsmessung an ausgewählten Punkten der Flugzeugstruktur. Aus den gemessenen Dehnungen wird wiederum die Spannungsverteilung bestimmt und wie beim indirekten Verfahren anschließend der Ermüdungszustand der Struktur abgeschätzt (*Hunt und Hebden, 2001*).<sup>11</sup>

Das *Usage Monitoring* wird in der militärischen Luftfahrt schon seit mehreren Jahrzehnten eingesetzt. Die Missionsprofile und damit die Belastungen, denen ein Flugzeug während der Missionen ausgesetzt ist, variieren hier sehr viel stärker als in der zivilen Luftfahrt. Dies macht es in der militärischen Luftfahrt schwieriger als in der zivilen, eine Strukturermüdung auf der Basis von Flugzyklen oder Flugstunden abzuschätzen und stellt die Motivation für die Durchführung des *Usage Monitorings* dar (*Stolz und Neumair, 2010*).

Ein SHM-System im Sinne eines *Usage Monitorings* liefert keine Information über den tatsächlichen Zustand der Struktur, sondern nur eine Abschätzung des Ermüdungszustands. Neben einem potenziellen Sicherheitsgewinn gegenüber einer vorausbestimmten Instandhaltung besteht der Nutzen in möglichen Intervallverlängerungen der Instandhaltungstätigkeiten an den überwachten Strukturbauteilen als Folge der PdM-Strategie.

Auf Lastbeobachtung basierende SHM-Systeme können auch keine Informationen über unerwartete Beschädigungen durch *Impacts* liefern. Daher ist ein solches System nicht geeignet, Inspektionen der Struktur auf Beschädigungen (z. B. *foreign object damage*) zu ersetzen.

### Schadensdetektion

Bei SHM-Systemen zur Schadensdetektion werden Sensoren zur permanenten Strukturüberwachung in die Struktur integriert bzw. auf diese aufgebracht, um Schäden an der Struktur messtechnisch zu erfassen. Die eingesetzten Verfahren basieren auf den Messprinzipien der

<sup>11</sup>Für den EUROFIGHTER TYPHOON bestand beispielsweise die Kundenanforderung, sowohl ein auf Flugparametern als auch ein auf Dehnungsmessstreifen basierendes SHM-System zu entwickeln (*Hunt und Hebden, 2001*).

zerstörungsfreien Materialprüfung (NDT) (*Speckmann und Rösner, 2006*). Die meisten Ansätze basieren auf der Ausbreitung von Schall und seiner Wechselwirkung mit Schäden im Bauteil. Insbesondere eignet sich der Einsatz von Lamb-Wellen<sup>12</sup> aufgrund ihrer großflächigen Ausbreitung und geringen Dämpfung. Es wird dabei zwischen aktiven und passiven Methoden unterschieden. Passive Systeme nutzen die Lamb-Wellen, die bei der Entstehung eines Schadens erzeugt werden als Signal und messen diese dann mit den verbauten Sensoren. Dagegen erzeugen aktive Systeme die Lamb-Wellen mittels applizierter Aktuatoren (Piezoschwinger) selbst und empfangen sie an festgelegten Positionen (*Hillger und Pfeiffer, 2006*). Passive Systeme sind damit drauf angewiesen, den Moment der Schadensentstehung zu beobachten und aufzuzeichnen, während aktive Systeme davon unabhängig sind (*Brand und Boller, 2000*).

Verfahren zur Schadensdetektion sind prinzipiell dazu geeignet, herkömmliche Inspektionen der Struktur zu ersetzen bzw. zu reduzieren (*Stolz und Neumair, 2010*). Nach *Bartelds et al. (2004)* lassen sich durch Einsatz eines intelligenten SHM-Systems zur Schadensdetektion an einem modernen Kampfflugzeug (mit Metall- und CFK-Strukturanteilen) über 40% der Inspektionszeit einsparen. Die Einsparungen gegenüber konventionellen NDT-Methoden resultieren aus drei wesentlichen Vorteilen (*Speckmann und Rösner, 2006*):

- Kein Zugriff auf die zu untersuchenden Regionen der Struktur notwendig,
- Untersuchung ist automatisiert,
- Reduzierung des menschlichen Faktors.

Darüber hinaus ermöglicht die kontinuierliche Überwachung der Struktur, dass Schäden direkt nach ihrem Entstehen entdeckt werden. Konventionelle NDT-Methoden werden dagegen nur in den festgelegten Inspektionsintervallen durchgeführt, so dass bis zum Entdecken eines Schadens potenziell eine längere Zeit vergeht (*Balageas, 2006*).

Ein Ersatz der bisherigen periodischen Strukturinspektionen durch ein SHM-System setzt die Akzeptanz durch die Zulassungsbehörden voraus. *Stolz und Neumair (2010)* nehmen an, dass ein SHM-System für eine behördliche Akzeptanz Schäden an der Struktur mit der gleichen Wahrscheinlichkeit erkennen muss wie die konventionellen NDT-Methoden. Neben der Zertifizierbarkeit spielt insbesondere für kommerzielle Flugzeugbetreiber die Wirtschaftlichkeit eines SHM-Systems eine wesentliche Rolle. Zusätzlich zu den Kosten für Anschaffung und Betrieb eines SHM-Systems sind auch das zusätzliche Gewicht, der Energiebedarf sowie die Zuverlässigkeit und Diagnosegenauigkeit<sup>13</sup> des Systems zu berücksichtigen.

<sup>12</sup>Lamb-Wellen breiten sich in Bauteilen großflächig mit kleiner Dämpfung aus. Sie unterscheiden sich damit von den in der klassischen Ultraschallprüfung eingesetzten Longitudinalwellen (*Toyama und Takatsubo, 2004*).

<sup>13</sup>Für SHM-Systeme gilt genauso wie für Diagnose- und Prognoseansätze, dass eine zu hohe Fehlalarmrate (Anteil der „falsch-positiven“ Diagnosen) die wirtschaftlichen Vorteile aufzehren kann.



### 3.1.3 Zustandsmanagement in heutigen Verkehrsflugzeugen

Der Einsatz von Technologien zur Zustandsüberwachung in der kommerziellen Luftfahrt reicht bis in die 1950er und 1960er Jahre zurück und hat sich bis heute mit jeder neuen Flugzeuggeneration weiterentwickelt. Im Folgenden soll ein kompakter Überblick über die wichtigsten Entwicklungen gegeben werden.<sup>14</sup>

Die z. B. in der BOEING 727 oder der MCDONNELL DOUGLAS DC-8 zum Einsatz gebrachten *Push-to-Test*<sup>15</sup>-Systeme können als der Beginn dieser auch als BITE bezeichneten Überwachungssysteme angesehen werden. Mit dem Einzug von digitalen Systemen in der kommerziellen Luftfahrt sind in den 1980er Jahren auch weiterentwickelte BITE Systeme eingeführt worden. Entsprechend ausgerüstete LRUs besitzen eine digitale Logik zur Unterstützung der Fehlerisolation mit einer Anzeige für numerische Fehlercodes (*Scandura et al.*, 2011; *Vachtsevanos*, 2006).

Mitte der 1980er Jahre wurden dann zentralisierte Bildschirme für die gemeinsame Nutzung mehrerer LRUs eingeführt. Damit boten sich dem Mechaniker Test- und Abfragemöglichkeiten für mehrere Systeme an einem Ort. Der erste Einsatz erfolgte in der BOEING 757 und 767 mit dem Maintenance Control and Display Panel (MCDP). Das später auch in der BOEING 737 übernommene MCDP erlaubte die Zustandsbestimmung verschiedener Flugzeug-Subsysteme. Airbus führte kurz darauf mit der Indienststellung der A320 das Centralized Fault Display System (CFDS) ein. Im Unterschied zum MCDP zeigt das CFDS dem Mechaniker anstatt von alphanumerischen Codes auch englischsprachigen Text an und fasst die Instandhaltungsmeldungen auf einer Anzeige zusammen (*Scandura et al.*, 2011, S. 591 f.). Durch den großen Anteil der BOEING 737 und des AIRBUS A320 an der Weltflotte stellen diese Systeme auch heute noch den am weitesten verbreiteten Technologiestand dar.

Mit zunehmender Komplexität und Integration der Flugzeugsysteme nahm auch die Notwendigkeit für eine Konsolidierung von Fehlermeldungen der unterschiedlichen Systeme zu. Die Einführung eines Centralized Maintenance Computers (CMC)<sup>16</sup> ab Ende der 1980er Jahre und die Veröffentlichung des ARINC<sup>17</sup> 624 Standards führten zu einer verbesserten Unterstützung des Instandhaltungspersonals. Über eine im Cockpit montierte Anzeigeeinheit versorgt der CMC den Mechaniker mit Zustandsinformationen aller eingebundenen Systeme und hat damit eine zentrale Rolle in der Fehlersuche und -behebung (*Scandura et al.*, 2011, S. 592).

---

<sup>14</sup>Einen detaillierteren Überblick über die Entwicklungsstufen der Zustandsüberwachungssysteme in der kommerziellen Luftfahrt mit ihren charakterisierenden Funktionen und den Flugzeugtypen, mit denen sie eingeführt worden sind, gibt Tabelle A.9 auf S. 236.

<sup>15</sup>Mit frühen Push-to-Test Systemen konnten bestimmte Komponenten oder Systeme durch Knopfdruck auf ihre Betriebsfähigkeit überprüft werden. Der Status der überprüften Einheit wurde dann durch das Aufleuchten eines Lämpchens angezeigt.

<sup>16</sup>Die erste Einführung eines CMC erfolgte 1989 in der BOEING 747-400. Vergleichbare Systeme hat AIRBUS mit der A330/A340 eingeführt und später auch in die A320-Familie implementiert (*Moir et al.*, 2013).

<sup>17</sup>Aeronautical Radio Incorporated (ARINC) ist ein US-amerikanisches Luftfahrtunternehmen, welches eine Vielzahl an Standards, Protokollen und Datenbussystemen für zivile und militärische Luftfahrzeuge definiert hat.

Die bisherigen Generationen folgten dem traditionellen Ansatz in der Flugzeugavionik, jeder Funktion im Flugzeug eine oder mehrere dedizierte LRUs zuzuordnen. Für die BOEING 777 wurde stattdessen mit dem Airplane Information Management System (AIMS)<sup>18</sup> erstmals ein modularer Ansatz umgesetzt. Mehrere Funktionen wurden auf generischen Line Replaceable Modules (LRMs) untergebracht. LRMs können z. B. Recheneinheiten, Ein-/Ausgabe-Module, Kommunikationsmodule und Datenbankmodule sein. Auf Gesamtflugzeugebene führt dieses Konzept zu einer Einsparung an benötigten Geräten und in der Folge zu einer erheblichen Reduktion von Gewicht, Energiebedarf, Volumen und Verkabelung für die Avionik bei gleichzeitiger Erhöhung der Zuverlässigkeit (*Aleksa und Carter, 1997; Scandura et al., 2011, S. 592*). Neben den vielen Vorteilen einer modularen Avionik entstanden aber auch neue Herausforderungen für die Instandhaltung. Da einzelne Flugzeugfunktionen nicht mehr einer dedizierten LRU zugeordnet, sondern auf mehrere LRMs verteilt sind, kann ein Mechaniker bei einer Fehlfunktion nicht ohne weiteres die fehlerhafte Einheit identifizieren. Die BOEING 777 ist daher mit einem weiterentwickelten CMC-System (auch bezeichnet als Central Maintenance Computing Function (CMCF)) ausgerüstet worden. Zusammen mit der Airplane Condition Monitoring Function (ACMF) bildet das CMCF der BOEING 777 das On-Board Maintenance System (OMS) (*Ramohalli, 1992*).

Das weiterentwickelte CMC-Konzept nutzt statt einer fest kodierten Logik einen modellbasierten Diagnoseansatz, in dem Ursache-Wirkungs-Beziehungen und Fehlerfortpflanzungen in einer ladbaren Datenbank modelliert sind. Dieser Ansatz reduziert zudem den Entwicklungsaufwand, der für Anpassungen an einen spezifischen Flugzeugtyp notwendig ist. Weiterhin standen erstmals tragbare *Maintenance Displays* für die Mechaniker und eine begrenzte Fähigkeit zur Übermittlung von CMC-Daten während des Fluges an eine Bodenstation zur Verfügung (*Scandura et al., 2011, S. 593*).

Das ACMF als zweites Element des AIMS in der BOEING 777 dient der Zustandsdatenerfassung und -aufzeichnung als Grundlage für weitergehende Analysen und Vorhersagen in Bezug auf die langfristige Instandhaltung der Flugzeugsysteme. Es lassen sich individuelle Datenaufzeichnungen konfigurieren, um z. B. schwer auffindbare und nur unter bestimmten Umwelt- oder Betriebszuständen auftretende Fehler aufzuspüren (*Ramohalli, 1992*). Das entsprechende System bei AIRBUS ist das Aircraft Condition Monitoring System (ACMS).

Sowohl BOEING als auch AIRBUS bieten ein bodenbasiertes Softwaresystem<sup>19</sup> an, welches die Identifikation und das Management von ungeplanter Instandhaltung unterstützt. Die Systeme empfangen und analysieren die CMC- und ACMS-Daten aus dem Flugzeug. Die Übertragung der Daten im Flug verlängert die verfügbare Zeit, um geeignete Instandhaltungsmaßnahmen festzulegen und vorzubereiten (*Airbus, 2011, S. 82 ff.*).

Die Zustandsmanagementsysteme in den neuesten Flugzeugmustern AIRBUS A350 und BOEING 787 zeichnen sich durch eine deutlich stärkere Integration mit den bodenbasierten

---

<sup>18</sup>AIMS kombiniert die Funktionen *Primary Flight Display*, Navigations-Anzeige, Triebwerksanzeige, Flugplanung, Navigation, *Performance Management*, Flugführung, Schubregelung, Centralized Maintenance System (CMS), Flugzeug- und Triebwerksüberwachung, Kommunikation, Digitale Flugdatenaufzeichnung und Datenkonvertierung in einem einzigen integrierten System (*Aleksa und Carter, 1997*).

<sup>19</sup>Airplane Health Management (AHM) von BOEING bzw. Aircraft Maintenance Analysis (AIRMAN) und Aircraft Real Time Health Monitoring (AiRTHM) von AIRBUS.

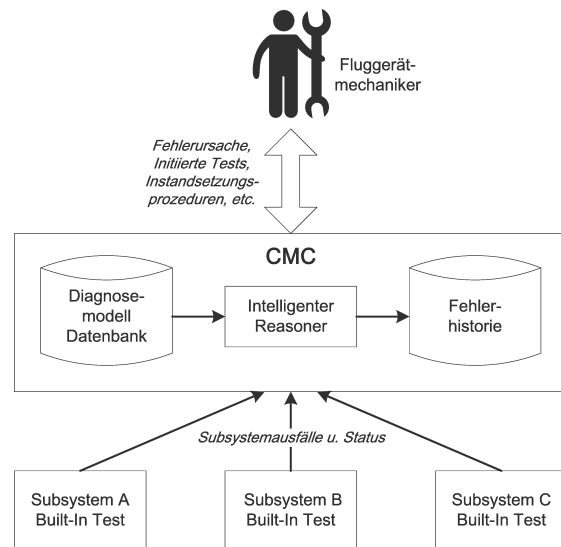


Abbildung 3.6: Strukturbild eines CMCs der aktuellen Generation (nach *Scandura et al.* (2011))

Systemen (AiRTHM bzw. AHM) und weiter verbesserten Diagnosefähigkeiten des CMC aus (vgl. Abb. 3.6). Insbesondere bieten die Systeme moderne Netzwerkinfrastrukturen und leistungsfähigere Breitbanddatenverbindungen sowohl im Flug als auch am Boden. Der primäre Zugriff auf das Maintenance System (MS) des Flugzeugs erfolgt per Webbrowser mit handelsüblichen Laptop-Computern. Die Systeme weisen von ihrer Philosophie her bereits viele Gemeinsamkeiten mit den Konzepten des IVHM auf (*Scandura et al.*, 2011, S. 593).

### 3.1.4 Grenzen der heutigen Zustandsmanagementsysteme

Die Zustandsmanagementsysteme der neuesten Flugzeugtypen AIRBUS A350 und BOEING 787, aber auch bereits die der BOEING 777, können als IVHM-System bezeichnet werden. Jedoch handelt es sich bei diesen um ein „post-flight“ IVHM (*Fudge et al.*, 2003). Die Prognosefähigkeiten der heutigen Systeme reichen bisher kaum über Trendanalysen und einfache statistische Analysen hinaus. Zudem ist der Automatisierungsgrad der auf den gewonnenen Zustandsinformationen getroffenen Entscheidungen noch sehr gering. Diese Systeme dienen in erster Linie der Unterstützung der Instandhaltungs- und Logistikprozesse.

Durch die erzielten technologischen Fortschritte in der Informationstechnologie und der Datenübertragung bestehen heute (theoretisch) völlig neue Möglichkeiten zur Gestaltung von IVHM-Systemen. Nach dem Wegfall der bisherigen Restriktionen kann der aus den Schritten Detektion, Entscheidung und Handlung bestehende Prozess eines IVHM-Systems völlig neu und umfassender gedacht werden (*Scandura et al.*, 2011, S. 600). In der Praxis finden Breitbandverbindungen zwischen Flugzeug und Bodenstation für Zwecke des Zustandsmanagements aber weiterhin kaum Anwendung.

Die Zahl von im Flugzeug verbauten Sensoren und aufgezeichneten Sensormesswerten hat sich bei den neuesten Flugzeugmustern wesentlich vergrößert. Damit haben sich die Voraussetzungen für eine Entwicklung und Implementierung leistungsfähiger Diagnose- und

Prognosealgorithmen grundsätzlich verbessert. Die von der installierten Sensorik erfassten Messwerte dienen heute primär der Gewährleistung eines sicheren Flugbetriebs. Sie eignen sich jedoch nicht in jedem Fall für eine Merkmalsextraktion, die Basis einer Zustandsprognose sein kann<sup>20</sup>. Weiterhin verhindern Medienbrüche und manuelle Analyseprozesse in den bodenbasierten Funktionen der heutigen Zustandsmanagementsysteme eine automatisierte Entscheidungsunterstützung (bzw. -findung), wie sie für eine weitreichende Realisierung des Nutzens von IVHM-Systemen erforderlich wäre.

Für zukünftige IVHM-Systeme ist daher eine sorgfältige Identifizierung und Definition der Ziele und der Entwurf einer Gesamtarchitektur mit ihren Elementen und deren Schnittstellen erforderlich. Die Zertifizierung von IVHM-Systemen in Luftfahrzeugen stellt eine große Herausforderung dar. Daher empfiehlt es sich, bereits ab Beginn des IVHM-Entwurfsprozesses die Anforderungen und möglichen Nachweisverfahren einer luftrechtlichen Zulassung des IVHM-Systems zu berücksichtigen.

## 3.2 Konzept für ein *Integrated Vehicle Health Management* (IVHM) mit Prognosefähigkeiten

In diesem Kapitel soll ein mögliches IVHM-Konzept für ein Verkehrsflugzeug skizziert und seine zentralen Funktionen beschrieben werden. Charakterisierend für dieses Konzept sollen die Prognosefähigkeiten des Systems sein. Entsprechend liegt der Schwerpunkt der folgenden Ausführungen auf den in diesem Zusammenhang relevanten Technologien und Prozessen. Im ersten Schritt wird eine Klarstellung der mit einer IVHM-Einführung verfolgten Ziele vorgenommen und die relevanten Einflüsse ermittelt. Es folgt der Vorschlag einer Gesamtarchitektur und die Beschreibung ihrer Elemente. Schließlich wird ein Prozess für die Entwicklung und Zertifizierung eines IVHM-Systems diskutiert.

### 3.2.1 Ziele und Einflüsse

Mit der Entwicklung und Einführung von Diagnose- und Prognosesystemen werden jeweils spezifische Ziele verfolgt, die sich je nach (zu überwachendem) System und Anwendungsfall teils deutlich voneinander unterscheiden können. Die von einem Zustandsmanagementsystem ermittelte RUL-Information kann Ausgangspunkt für taktische oder strategische Entscheidungsprozesse sein. Während die Echtzeitinterpretation und -rückmeldung, z. B. zur automatischen Rekonfiguration eines Systems im Flug oder zur Missionsanpassung zu den taktischen Entscheidungsprozessen zählt, stellt die Nutzung der RUL-Schätzung für eine CBM-Planung einen strategischen Entscheidungsprozess dar (*Sandborn und Wilkinson, 2007*).

---

<sup>20</sup>Dies ist der Fall, wenn die für eine Zustandsprognose benötigten Signale gar nicht erfasst bzw. aufgezeichnet werden. Oder die Signale werden nicht in einer ausreichend hohen Frequenz erfasst bzw. aufgezeichnet, so dass die Erkennung einer Degradation oder Anomalie des überwachten Bauteils nicht möglich ist.

Im Folgenden sollen die in Wissenschaft und Praxis diskutierten Ziele sowie der potenzielle Nutzen einer IVHM-Einführung diskutiert werden. Der Schwerpunkt liegt dabei auf den Prognosefähigkeiten eines IVHM-Systems.

*Sun et al.* (2010) identifizieren sechs verschiedene Bereiche, auf welche Zustandsmanagementsysteme eine positive Wirkung erzielen können:

- Sicherheit
- Zuverlässigkeit
- Instandhaltbarkeit
- Logistik
- Lebenszykluskosten
- Systemdesign und -analyse

Welche dieser Bereiche mit einem Prognosesystem adressiert werden können, hängt entscheidend davon ab, ob das System in ein neues Flugzeugmuster integriert werden soll und parallel mit diesem entwickelt wird oder ob es nachträglich in ein existierendes Flugzeug (*legacy aircraft*) integriert werden soll. Eine Auswahl von in der Literatur genannten positiven Einflüssen durch den Einsatz von PHM/IVHM-Systemen ist in Tabelle 3.2 zusammengefasst<sup>21</sup>. Die Zuordnung der positiven Einflüsse zu den Wirkungsbereichen „Zuverlässigkeit & Verfügbarkeit“, „Sicherheit“, „Instandhaltung & Logistik“, „Flugzeug-/Systementwicklung“ und „Lebenszykluskosten“ ist an *Sun et al.* (2010) angelehnt.<sup>22</sup>

Prognosesysteme können potenziell zu einer weiteren Verbesserung der Sicherheit beitragen, in dem sie bevorstehende Ausfälle sicherheitskritischer Systeme erkennen und durch eine rechtzeitige Vorhersage des Ausfallzeitpunkts die Instandsetzung ermöglichen, bevor es zu einem katastrophalen Ausfall des Systems kommt (*Roemer et al.*, 2011; *Sun et al.*, 2010; *Minnella und Zahiri*, 2009; *MacConnell*, 2007). Auch kann PHM dazu beitragen, bei Ausfällen drohende Sekundärschäden zu vermeiden (*Bagul et al.*, 2008).

Durch die rechtzeitige Warnung vor bevorstehenden Ausfällen lässt sich die Betriebszuverlässigkeit und Verfügbarkeit eines Systems erhöhen (z. B. *Scanff et al.* (2007); *Johnson et al.* (2011); *Feldman et al.* (2009)). Damit besteht für den Betreiber die Möglichkeit, die Flugzeugnutzung zu intensivieren.

Der potenzielle Nutzen von Diagnose und Prognose für kritische Komponenten in Bezug auf Wirtschaftlichkeit und Sicherheit eines Luftfahrzeugs ist in Abb. 3.7 dargestellt. Bezo-

---

<sup>21</sup>Die Tabelle enthält jeweils nur die von den Autoren explizit genannten Vorteile. In vielen Fällen impliziert die Erwähnung eines positiven Einflusses in der Konsequenz immer mehrere weitere Vorteile und die Einflüsse lassen sich nicht immer exakt voneinander trennen. Beispielsweise hat die Vermeidung von ungeplanten Ausfällen Auswirkungen auf die Zuverlässigkeit & Verfügbarkeit, aber auch ggf. auf die Sicherheit und die Höhe der Instandhaltungskosten.

<sup>22</sup>Aus Sicht des Autors erscheint hier die Reduktion auf fünf Bereiche angebracht, da sich die Einflüsse auf die Logistik kaum von denen auf die Instandhaltung trennen lassen.

Tabelle 3.2: Potenzieller Nutzen einer Einführung von IVHM/PHM in Luftfahrzeugen

Bereiche	Potenzieller Nutzen	<i>Johnson et al. (2011)</i>	<i>Bagul et al. (2008)</i>	<i>Feldman et al. (2009)</i>	<i>Keller und Poblete (2011)</i>	<i>MacConnell (2007)</i>	<i>Minnella und Zahiri (2009)</i>	<i>Roemer et al. (2011)</i>	<i>Scanff et al. (2007)</i>	<i>Sun et al. (2010)</i>
Zuverlässigkeit & Verfügbarkeit	Verbesserung der (Betriebs-) Zuverlässigkeit	•	•	•	•	•	•	•	•	•
	Erhöhung der Verfügbarkeit u. Steigerung der Nutzung	•		•	•	•	•		•	•
Sicherheit	Schutz gegen überraschendes u. katastrophales Versagen		•	•		•	•	•		•
	Vermeidung Sekundärschäden		•							
	Verbesserung der „Situational Awareness“ der Cockpitcrew	•	•							
Instandhaltung & Logistik	Reduktion von ungeplanten Instandhaltungsereignissen	•		•	•	•		•	•	•
	Reduktion von NFFs				•	•	•			•
	Zustandsorientierte bzw. prädiktive Instandhaltung	•	•	•			•	•		•
	Verminderung der erforderlichen Testausrüstungen									•
	Einsparung von (manuellen u. visuellen) Inspektionen					•				•
	Verbesserte Detektion u. Isolation von Fehlern	•			•	•	•	•		
	Verminderung von instandhaltungsinduzierten Fehlern				•		•			•
	Reduktion MTTR u. Instandhaltungsbodenzeiten	•			•	•	•		•	•
	Bessere Planbarkeit von Instandhaltungsmaßnahmen			•			•			
	Reduktion Ersatzteilbestände					•	•			•
Flugzeug-/Systementwicklung	Verbesserung d. Systemdesigns			•						•
	Erhöhte Genauigkeit von Zuverlässigkeitsvorhersagen									•
	Reduktion von Redundanzen und/oder Sicherheitsfaktoren					•				•
Lebenszykluskosten	Reduktion Lebenszykluskosten			•	•	•	•	•	•	•
	Reduktion von Betriebs-, Instandhaltungs- u. Unterstützungskosten		•	•	•	•	•	•	•	•
	Reduktion des „waste of life“	•		•		•			•	•

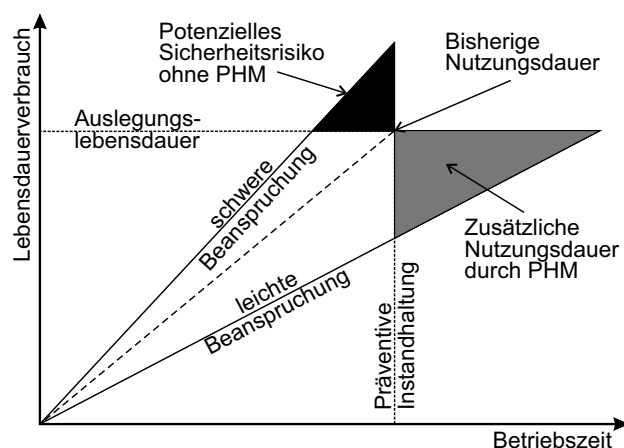


Abbildung 3.7: Nutzen von Diagnose und Prognose in Bezug auf die Wirtschaftlichkeit und Sicherheit (Dempsey und Zakrajsek, 2011)

gen auf die Instandhaltung wird allgemein von einer Reduktion der Instandhaltungskosten durch den Einsatz von PHM-Systemen ausgegangen (Roemer et al., 2011; Sun et al., 2010; Bagul et al., 2008; Scanff et al., 2007). Ein zentraler Nutzen von PHM ist die Fähigkeit zur Vermeidung von ungeplanten Instandhaltungsereignissen (Keller und Poblete, 2011; Roemer et al., 2011; Sun et al., 2010). Auch Ausfälle ohne akute Auswirkungen auf die Sicherheit können zu ungeplanten Unterbrechungen des Flugbetriebs führen und hohe Kosten für den Betreiber hervorrufen. Zudem sind ungeplante Instandhaltungsmaßnahmen aufgrund der notwendigen kurzen Reaktionszeiten und erhöhten Kosten für eine ggf. notwendige schnelle Ersatzteilbeschaffung häufig kostenintensiver als geplante Maßnahmen. Die Vermeidung ungeplanter Ausfälle hat also Auswirkungen auf die Betriebszuverlässigkeit und Verfügbarkeit des Flugzeugs sowie die Instandhaltungs- und Betriebskosten. Weiterhin gehen zahlreiche Autoren von einer Verbesserung der Fehlerdiagnose und in der Folge einer Reduktion der NFF-Raten<sup>23</sup> aus (Keller und Poblete, 2011; Minnella und Zahiri, 2009; Sun et al., 2010). NFF-Ereignisse verursachen hohe unnötige Instandhaltungs- und Logistikkosten. Weiterhin können sie die Betriebszuverlässigkeit und Verfügbarkeit beeinträchtigen, wenn Komponenten aufgrund eines Fehlalarms des BITE-Systems ausgebaut werden müssen oder eine als voll funktionsfähig getestete Einheit im Flugzeug erneut einen Fehler verursacht (Scandura et al., 2011; Keller und Poblete, 2011). Bisher erforderliche manuelle oder visuelle Inspektionstätigkeiten können von einem Diagnose- oder Prognosesystem übernommen werden und durch dieses zu jeder Zeit automatisiert durchgeführt werden. Ähnliche Ziele werden auch mit dem Einsatz von SHM verfolgt. So berichten Gorinevsky et al. (2005), dass sich insbesondere kommerzielle Flugzeugbetreiber aufgrund ihres Bestrebens, Kosten für Strukturinspektionen zu reduzieren, Bodenzeiten zu minimieren und die Betriebssicherheit zu verbessern, für die Technologie interessieren.

Die PHM-Technologie ist der „Enabler“ für CBM, denn eine tatsächlich zustandsorientierte bzw. prognosebasierte Instandhaltung wird erst mit Kenntnis der RUL der betreffenden Einheiten möglich (Sun et al., 2010; Sandborn und Wilkinson, 2007). Der Vorteil entsteht

<sup>23</sup>Durch den Einsatz von Diagnose- und Prognosesystemen können nicht alle NFF-Ereignisse vermieden werden, da es eine Vielzahl unterschiedlicher Gründe für NFFs gibt (vgl. Kapitel 2.3).

durch den dann möglichen Entfall periodisch präventiver Instandhaltungsmaßnahmen (*Bagul et al.*, 2008). Der aus einer solchen Umwandlung einer PM- in eine PdM-Strategie realisierbare Nutzen wird auch unter dem Begriff *Maintenance Credits* zusammengefasst. *Maintenance Credits* werden erworben, wenn das IVHM-System die bisherige Instandhaltung nach Industriestandard für eine gegebene Komponente oder ein ganzes Flugzeug ersetzen kann und dieses die Verfügbarkeit, Instandhaltbarkeit und die Einsatzfähigkeiten des Flugzeugs verbessert (*Buderath und Adhikari*, 2012). Für die Erreichung dieses Ziels müssen eine V&V und eine Zertifizierung der im Flugzeug integrierten Technologie als Teil des Entwicklungsprozesses durchlaufen werden (vgl. Kapitel 3.2.3). Da für die Zertifizierung von *Maintenance Credits* ein erheblicher Aufwand zu erwarten ist, werden die zugrundeliegenden Ziele tendenziell nur im Zuge von Flugzeugneuentwicklungen angestrebt.

Im Bereich der Instandhaltung können Betreiber und/oder MROs durch den Einsatz von PHM außerdem von vereinfachter Fehlerisolation, einer Verminderung instandhaltungsinduzierter Fehler sowie einer Reduktion der Gesamtreparaturdauern und der Instandhaltungsbodenzeiten profitieren (*Keller und Poblete*, 2011; *Minnella und Zahiri*, 2009; *Sun et al.*, 2010). Auch können sich im Vergleich zur ungeplanten Instandhaltung Vorteile für die Planbarkeit von Instandhaltungsereignissen ergeben und die erforderlichen Ersatzteilbestände sinken. Somit hat PHM insgesamt das Potenzial, den Betriebs-/Instandhaltungs-Logistik-Fußabdruck zu vermindern (*Roemer et al.*, 2011, S. 282).

Weitgehende Einigkeit besteht in Wissenschaft und Praxis darin, dass die Implementierung umfassender Diagnose- und Prognosekonzepte ein großes Potenzial zur Reduktion der Gesamtlebenszykluskosten eines Luftfahrzeugs aufweist (*Roemer et al.*, 2011; *Keller und Poblete*, 2011; *Scanff et al.*, 2007; *Sandborn und Wilkinson*, 2007). Eine zustandsorientierte Instandhaltung erlaubt im Vergleich zu einer präventiven Instandhaltung eine bessere Ausnutzung der Lebensdauer technischen Einheiten. Die „Verschwendung von Lebenszeit“ (*waste of life*) und damit von Instandhaltungskosten lässt sich also durch PHM-Einsatz reduzieren (*Scanff et al.*, 2007; *Sun et al.*, 2010; *Sandborn und Wilkinson*, 2007).

Wenn ein IVHM-System bereits in der Konzeptentwurfsphase des Flugzeugs berücksichtigt wird, können darüber hinausgehende Potenziale entstehen. Neben einer Verbesserung des Entwurfs und einer gesteigerten Genauigkeit von Zuverlässigkeitsvorhersagen von Systemen sind zukünftig Reduktionen von Redundanzen und/oder Sicherheitsfaktoren denkbar (*Sun et al.*, 2010). *MacConnell* (2007) sieht dadurch die Möglichkeit für signifikante Gewichts- und Kosteneinsparungen auf Flugzeugebene.

Zusammengenommen zeigt die Auflistung der positiven Einflüsse in Tabelle 3.2 deutlich, wie vielfältig und weitreichend der potenzielle Nutzen von IVHM ist. Die von den Autoren genannten Potenziale widersprechen sich nicht, sondern zeigen vielmehr die unterschiedlichen Perspektiven und damit verbundenen Hauptziele einer Einführung von IVHM auf.

Die individuell angestrebten Ziele haben einen wesentlichen Einfluss darauf, welche Technologien im Einzelnen zum Einsatz kommen und wie die Systeme ausgelegt werden. Weiterhin entscheidet sich dadurch das erreichbare Gesamtpotenzial, das durch Nutzung der Technologie realisiert werden kann. Dieses für einen spezifischen IVHM-Anwendungsfall qualitativ



zu formulieren, ist mit einem grundsätzlichen Systemverständnis noch vergleichsweise leicht möglich. Deutlich herausfordernder ist es, den in einer realen Umgebung erzielbaren Nutzen auf Flugzeug- bzw. Flottenebene bereits in der Entwicklungsphase zu quantifizieren. Der in Kapitel 5 vorgestellte Bewertungsansatz soll hierzu einen wichtigen Beitrag leisten.

### 3.2.2 Gesamtarchitektur und ihre Elemente

Beim Entwurf eines IVHM-Systems sind bereits in einer frühen Entwicklungsphase ausgehend von den definierten Anforderungen und Zielen (vgl. Kapitel 3.2.1 und 3.2.3) Entscheidungen hinsichtlich der grundsätzlichen Systemarchitektur und Konfiguration zu treffen.

In der Luftfahrtindustrie herrscht allgemeiner Konsens, dass für eine vollständige Realisierung der Potenziale von IVHM offene Architekturen und Standards erforderlich sind (*Gorinevsky et al.*, 2010). Mit dem OSA-CBM<sup>24</sup> und OSA-EAI<sup>25</sup> Standard ist eine solche standardisierte Architektur für den Datenaustausch, das Datenmodell bzw. die Datenbankspezifikation in einem Zustandsmanagementsystem definiert worden und mittlerweile von vielen Akteuren in Forschung und Entwicklung aufgegriffen worden (vgl. z. B. *Swearingen et al.* (2007); *Gorinevsky et al.* (2010); *Arnaiz et al.* (2010); *Löhr et al.* (2012); *Sreenuch et al.* (2013)). OSA-CBM stellt eine Standardstruktur für die Datenakquise, Analyse, Bewertung und resultierende Handlung bereit. Das Ziel des Standards ist es, die Interoperabilität von IVHM-Systemen unterschiedlicher Hersteller zu unterstützen und die Integration in bestehende Instandhaltungsplanungs- und Steuerungssysteme bzw. ERP-Systeme zu ermöglichen (*Mathew et al.*, 2006). Als Implementierung des ISO 13374 Standards definiert OSA-CBM sechs funktionale Schichten (*MIMOSA*, 2015):

1. Datenakquise – Data Acquisition (DA)
2. Signal-/Datenverarbeitung – Data Manipulation (DM)
3. Zustandsdetektion – State Detection (SD)
4. Zustandsbewertung – Health Assessment (HA)
5. Prognosebewertung – Prognosis Assessment (PA)
6. Entscheidungsunterstützung – Advisory Generation (AG)

In einigen Quellen wird ergänzend eine Präsentations-Schicht genannt (z. B. *Arnaiz et al.* (2010); *Swearingen et al.* (2007)). Sie stellt die Mensch-Maschine-Schnittstelle dar und bietet Zugriff auf Daten und Informationen aller anderen Schichten. Sie unterstützt die Präsentation von in den darunter liegenden Schichten erzeugten Informationen an die Systembenutzer und nimmt als Eingaben die von den Schichten benötigten Informationen entgegen (*Discenzo et al.*, 2001).

<sup>24</sup>Open System Architecture for Condition-Based Maintenance (OSA-CBM).

<sup>25</sup>Open System Architecture for Enterprise Application Integration (OSA-EAI).

In einer IVHM-Systemarchitektur werden die Konfiguration (d. h. Anordnung und Verteilung der Funktionen auf das Flugzeug- und das Bodensegment) des IVHM-Systems, die enthaltenen Funktionen und ihre Schnittstellen festgelegt. In der Literatur ist eine große Bandbreite von Konfigurationen beschrieben, von der vollständigen Installation der Zustandsmanagementfunktionen an Bord des Flugzeugs bis zur ausschließlichen Datenverarbeitung und -auswertung am Boden (*Benedettini et al.*, 2009). Die Bandbreite der realisierbaren Konfigurationen hat sich durch die technischen Fortschritte auf den Gebieten der Prozessortechnik und der Kommunikationstechnologien mit jeweils einhergehenden Kostenreduktionen in den letzten Jahren vergrößert. Die Datenverarbeitungsschicht in einem IVHM-System kann durch Wahl unterschiedlicher Technologien<sup>26</sup> zwischen Sensorik, zentralen *on-board* Rechnern und *off-board* Rechenzentren verschoben werden. Dies hat Auswirkungen auf die einsetzbaren Sensoren, die Sensornetzwerke im Flugzeug (Netzwerkstandard und -topologie), die zentralen Rechenkapazitäten<sup>27</sup> sowie die erforderlichen Übertragungsbandbreiten zwischen Flugzeug und Bodenstation.

Die optimale Konfiguration hängt vom spezifischen Anwendungsfall ab und wird u. a. beeinflusst durch die Kritikalität der Zustandsinformationen, vorhandene bzw. realisierbare Rechenkapazitäten im Flugzeug, Datenübertragungsbandbreiten, Datenvolumen (Sensordaten), Logistikzeit und Umfang ggf. erforderlicher historischer Datenbestände für die Prognose.

Einen Vorschlag für eine IVHM-Architektur für zukünftige Verkehrsflugzeuge und eine Zuordnung der Funktionen zu den OSA-CBM Schichten zeigt die Abbildung 3.8. Die dargestellte Architektur mit ihren Funktionen wird im Folgenden beschrieben.

### Flugzeugsegment

Die im Flugzeug implementierten Funktionen umfassen die Datenakquise durch die installierte Sensorik und deren Verarbeitung und Zustandserkennung. Diese Funktionen werden typischerweise auf LRU- oder Systemebene ausgeführt. Auf diesen LRU-nahen Schichten sind auch die bereits heute genutzten BITE-Systeme einzuordnen.

In einem On-Board-Datenmanagement auf Flugzeugebene erfolgt dann eine Datenkonzentration bzw. -fusion aus den eingebundenen Systemen (inkl. Triebwerke und Struktur). Der *Health Assessment* Schicht können alle Diagnosefunktionen zugeordnet werden. Während heute in Bezug auf mögliche IVHM-Anwendungen in der kommerziellen Luftfahrt meistens die Prognose als reine bodenbasierte Funktion betrachtet wird, gibt es auch

<sup>26</sup>Beispielsweise erlaubt es die Nutzung von smarten Sensoren, die DM-Schicht dichter an den Sensor zu verschieben. Es müssen dann nicht mehr die gesamten Rohdaten übertragen werden, was zur Verringerung der erforderlichen Datenbandbreiten führt und prinzipiell auch einfachere Netzwerkkonzepte ermöglicht. Jedoch weisen smarte Sensoren im Vergleich zu konventioneller Sensorik einen deutlich erhöhten Energiebedarf und aufgrund der größeren Rechenleistung auch wesentlich höhere Kosten auf (*Lebold et al.*, 2005, S. 9).

<sup>27</sup>z. B. Integrated Modular Avionics (IMA)-Rechner.

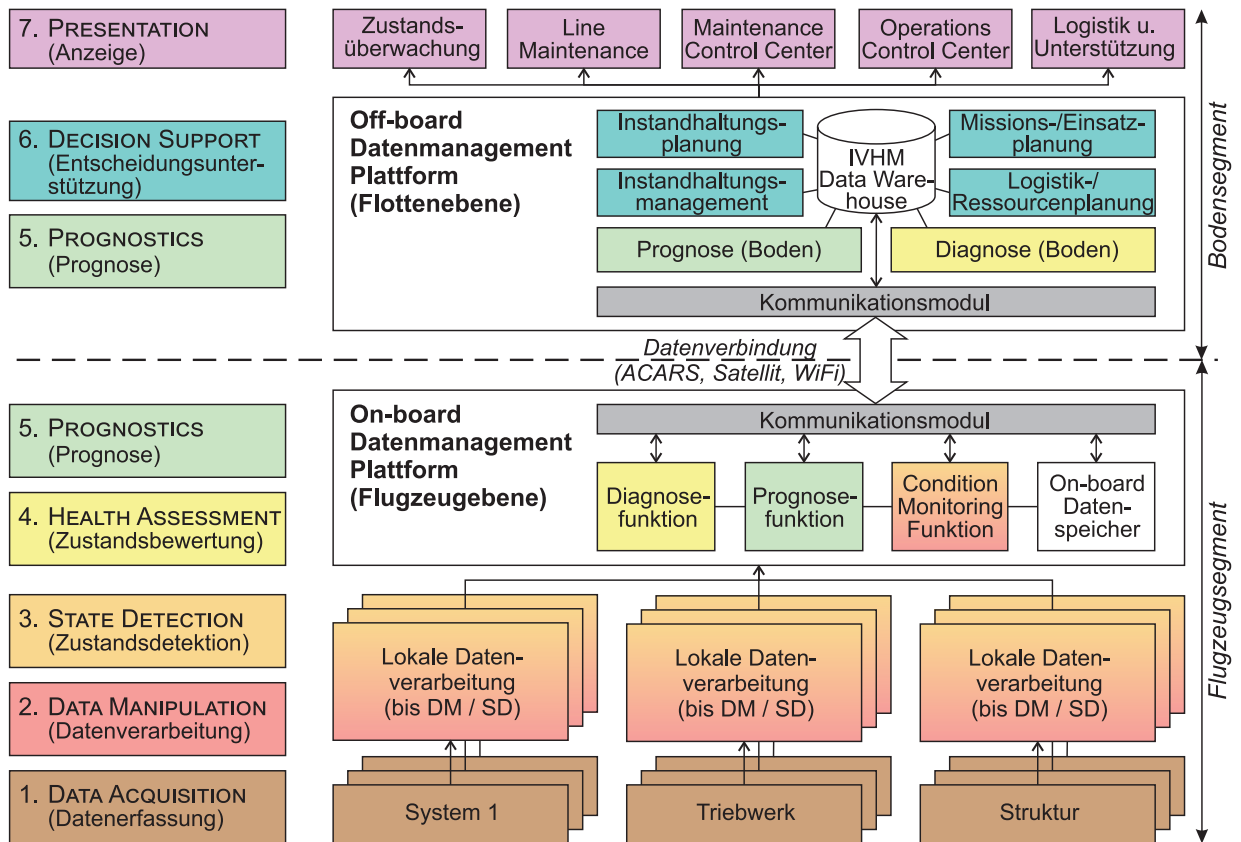


Abbildung 3.8: IVHM-Architektur mit Zuordnung zu den OSA-CBM Schichten (in Anlehnung an *Swearingen et al. (2007)*, mit eigenen Erweiterungen)

Argumente für (teilweise) *on-board* Prognosefähigkeiten auf Flugzeug- oder auch LRU-Ebene. *Roemer et al. (2006)* sehen in einer verteilten IVHM-Architektur zahlreiche Vorteile. Durch die Platzierung der Prozesse mit hoher Bandbreite auf die unterste LRU-Ebene und die Weiterleitung nur von kritischen Merkmalen nach oben wird ein optimales Rechenressourcenmanagement gewährleistet. Gleichzeitig erfolgt die Detektion und Ausfallvorhersage dort, wo das detaillierteste Verständnis des Systems vorhanden ist (d.h. Zulieferer-/Entwicklerverantwortlichkeit) (*Roemer et al., 2006, S. 8*). Daneben kann eine PHM-Implementierung für kritische Systeme verbunden mit kurzen Vorwarnzeiten eine flugzeugseitige Installation der Prognosefunktion erforderlich machen, um eine rechtzeitige Reaktion gewährleisten zu können. Allerdings können die für datengetriebene Prognoseansätze erforderliche Rechenleistung und benötigten (Flotten-) Daten (bisher) nur am Boden vorgehalten werden.

Als Informationsbasis für bodenbasierte Diagnose- und Prognosefunktionen wird auch zukünftig ein CMS vorgesehen. Daten und Analyseergebnisse können je nach Dringlichkeit, Verfügbarkeit einer Datenverbindung und Datenvolumen im Flug über das Kommunikationsmodul an eine Bodenstation übertragen werden bzw. ausschließlich im On-Board-Datenspeicher abgelegt werden. Bereits heute stehen im Flug typischerweise Datenverbindungen über ACARS<sup>28</sup> und Satellit zur Verfügung. In neueren Flugzeugmustern (z. B.

<sup>28</sup>Aircraft Communications Addressing and Reporting System (ACARS)

BOEING 787, AIRBUS A350) stehen zudem am Boden Wi-Fi<sup>29</sup>-Verbindungen zur Verfügung, um größere Datenmengen kostengünstig und schnell zu übertragen. In Zukunft kann mit zunehmender Übertragungsbandbreite und sinkenden Kosten für Satellitenverbindungen ausgegangen werden. Dies erleichtert die verteilte Architektur der IVHM-Funktionen.

## Bodensegment

Das Bodensegment umfasst die bodenbasierten Zustandsmanagementfunktionen (Diagnose und Prognose), die Entscheidungsunterstützungsfunktionen, das IVHM-*Data Warehouse* und die Systeme zur Anzeige und Benutzerinteraktion.

**Diagnose- und Prognosefunktionen:** Zu den Zustandsmanagementfunktionen am Boden zählen erweiterte Diagnose- und Prognosefunktionen sowie vorausschauende Analysen. Erweiterte Diagnosefunktionen können gestützt auf historischen Daten des gleichen Flugzeugs und flottenweiten Ausfalldaten die Diagnoseergebnisse der On-Board-Systeme validieren und ggf. verfeinern. Die Prognosefunktionen berechnen die RULs der überwachten Einheiten und die zugehörigen Vertrauensniveaus. Wenn kein Prognoseansatz zur Verfügung steht, lassen sich ggf. mittels Trendanalysen von historischen Daten zumindest bevorstehende Ausfälle identifizieren (*Buderath und Adhikari, 2012*).

**Entscheidungsunterstützungsfunktionen:** Die Instandhaltungsmanagementfunktion identifiziert für die betrachteten Einheiten und auf Basis der zugelassenen Instandhaltungsstrategien und des detektierten bzw. prognostizierten Fehlers mögliche Instandhaltungsmaßnahmen. Eine Bewertung der möglichen Maßnahmen hinsichtlich Wirksamkeit, Kosten und Bodenzeit liefert die optimale Instandhaltungsmaßnahme. Die ausgewählten Maßnahmen werden durch das Instandhaltungsmanagement gemäß des zugelassenen Instandhaltungsprogramms ausgelöst, verfolgt und abgeschlossen (*Buderath und Adhikari, 2012*). Auf Basis einer berechneten RUL werden die CBM-Aufgaben in einem integrierten Ansatz mit PM-Aufgaben in der Instandhaltungsplanungsfunktion zu Instandhaltungsereignissen pakettiert und terminiert.<sup>30</sup> Weitere Entscheidungsunterstützungsfunktionen sind die Missions-/Einsatzplanung und die Logistik-/Ressourcenplanung. Abhängig von der technischen Verfügbarkeit (und ggf. der prognostizierten Verfügbarkeit) der Flugzeuge in der Flotte passt die Flugzeugeinsatzplanung die Umlaufplanung an. Die bedarfsgerechte Planung der Ersatzteilbevorratung und -bereitstellung sowie die Planung der Instandhaltungsressourcen sind weitere zentrale Funktionen für eine erfolgreiche IVHM-Implementierung.

---

<sup>29</sup>Wi-Fi ist das Markenzeichen der WI-FI ALLIANCE und bezeichnet Standards für Funkschnittstellen elektronischer Geräte.

<sup>30</sup>Ein Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung wird in Kapitel 3.3 beschrieben. Die Vorstellung des im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Ansatzes zur integrierten dynamischen Instandhaltungsplanung erfolgt in Kapitel 5.4.4.

**IVHM Data Warehouse:** Das IVHM Data Warehouse stellt den zentralen Speicher für Daten und Informationen im Bodensegment dar. Das Data Warehouse dient als Informationssystem für alle Applikationen des Bodensegments. Es verarbeitet und speichert die gesamten IVHM- und Einsatzdaten, die während der Flüge erzeugt werden und stellt die Zustandsinformationen (Diagnose- und Prognoseergebnisse) den verschiedenen Funktionen zur Verfügung. Außerdem hält es die Instandhaltungshistorie und Instandhaltungspläne für die Flugzeuge der betreuten Flotte vor und verwaltet die Flugzeugkonfiguration. Mit zunehmender Leistungsfähigkeit der Datenverbindungen sind auch direkte Zugriffe von On-Board-Funktionen auf das Data Warehouse im Flug denkbar, um die Diagnose- und Prognosefähigkeiten im Flugzeug zu verbessern. Einen konkreten Vorschlag für einen solchen zentralen Datenspeicher eines IVHM-Systems haben z. B. *Löhr et al.* (2012) gemacht und das Konzept als Bestandteil einer Simulationsumgebung umgesetzt.

**Anzeigefunktionen:** Der Präsentationsschicht lassen sich die Schnittstellen der Entscheidungsunterstützungssysteme (und der darunter liegenden Schichten) zu den Benutzern in den Funktionsbereichen Zustandsüberwachung/-management, *Line Maintenance*, MCC, OCC und Logistik & Unterstützung zuordnen.

### 3.2.3 Entwicklungs- und Zertifizierungsprozess

Neben einer für den spezifischen Anwendungsfall geeigneten technischen Auslegung eines IVHM-Systems ist für die erfolgreiche Implementierung auch ein geeigneter Entwicklungsprozess erforderlich. Dieser muss nicht nur die Erfüllung technischer und betriebswirtschaftlicher Anforderungen, sondern insbesondere auch die luftfahrtrechtliche Zulassung des Gesamtsystems gewährleisten können. Im Folgenden soll ein möglicher Entwicklungsprozess skizziert und die Einordnung des in Kapitel 5 präsentierten Bewertungsansatzes in diesen Prozess aufgezeigt werden. Aufgrund der erheblichen Herausforderung einer luftfahrtrechtlichen Zulassung von CBM und damit verbundenem Risiko für eine erfolgreiche Implementierung und Operationalisierung wird in knapper Form auch auf ein mögliches Vorgehen zur Zertifizierung von IVHM-Systemen eingegangen.

Am Beginn des Entwicklungsprozesses steht die Anforderungsanalyse. Im Grundsatz ist die Aufgabe eines IVHM-Systems mit der Lieferung von wertvollen (Zustands-) Informationen an den Nutzer<sup>31</sup> unabhängig vom spezifischen Anwendungsbereich stets die gleiche. Die individuelle Ausgestaltung in Hinblick auf die integrierten Funktionen, die Architektur und die einbezogenen Systeme und Komponenten variiert jedoch und hängt vom Geschäftsmodell, dem spezifischen Marktsegment und dem Technologienutzer ab (*Scandura, 2005; Bird et al., 2005*).

Ein IVHM-Konzept kann aus heutiger Sicht keine vollständig Abdeckung sämtlicher Subsysteme eines Flugzeugs erreichen. Die Abdeckung wird durch die Verfügbarkeit ausgereifter technischer Lösungen sowie durch Kosten-Nutzen-Aspekte begrenzt. Folglich ist eine an den

---

<sup>31</sup>Als Nutzer eines IVHM-Systems können der Flugzeugbetreiber, die Crew, der MRO oder ein Hersteller (des Flugzeugs, aber auch von Systemen und Komponenten) betrachtet werden.

jeweiligen Anwendungsfall angepasste Priorisierung von Funktionalitäten und abgedeckter Systeme nach Kritikalität, Leistung der Prognosekonzepte und Kosten vorzunehmen (*Banks et al.*, 2005; *Keller et al.*, 2007).

Weitere grundsätzliche Zielkonflikte bei der Entwicklung von Zustandsmanagementsystemen sehen *Uckun et al.* (2008) zwischen Anwendungsbereich, Genauigkeit, Unsicherheit, Komplexität, Prognosehorizont und Kosten (vgl. auch Kapitel 3.1.1). Bei der Lösung dieser Zielkonflikte können der in Abb. 3.9 dargestellte Auswahlprozess und der Einsatz von Kosten-Nutzen-Analysen helfen. Entwürfe von Prognosesystemen werden durch die Top-Level Anforderungen an das Gesamtsystem Flugzeug und der daraus abgeleiteten Zielsetzung einer PHM-Implementierung getrieben und durch die Ressourcenverfügbarkeit beschränkt.

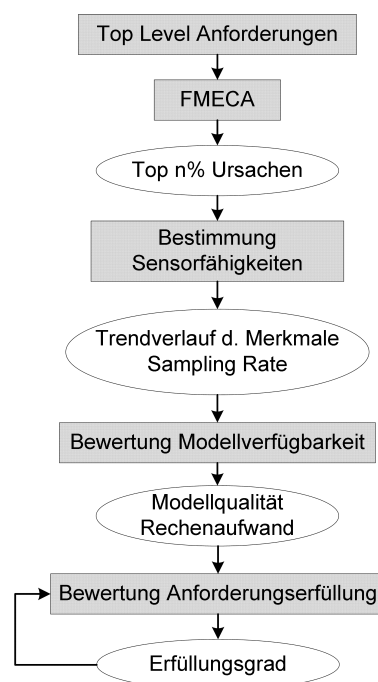


Abbildung 3.9: Auswahlprozess für ein Prognosekonzept (nach *Uckun et al.* (2008))

Der erste Schritt ist die Durchführung einer Analyse der Ausfallmodi (z. B. FMECA), um die kritischsten Fehler zu identifizieren. Abhängig von der verfolgten Zielsetzung können an dieser Stelle auch andere Auswahlkriterien zur Anwendung kommen. So definiert *Poole* (2015) für eine (mögliche) Zustandsüberwachung<sup>32</sup> in einem AIRBUS A320: Auswirkung von Fehlerfällen auf Verfügbarkeit, Inspektionsaufwand, unnötige Ausbauten und relative Häufigkeit von Fehlern. Im nächsten Schritt sind die Sensorfähigkeiten zu bewerten, um Informationen über Abstraten und Trendaufzeichnungsqualitäten der abgeleiteten Merkmale zu erhalten. Dann kann die Verfügbarkeit von Modellen geprüft und ihre Qualität und weitere Charakteristiken (z. B. erforderliche Rechenleistung) analysiert werden. Im letzten Schritt werden unterschiedliche Ansätze und deren Wahrscheinlichkeit, mit welcher sie die Anforderungen erfüllen, berücksichtigt. Das Ergebnis ist jeweils ein Erfüllungsgrad. Falls

<sup>32</sup>Die im Rahmen des Forschungsprojekts Prognosekonzepte zur Reduktion von Betriebskosten im Lufttransport (ProReB) durchgeführte Untersuchung hatte das Ziel der Vermeidung von ungeplanten Instandhaltungsereignissen, nicht aber die Zertifizierung von *Maintenance Credits*.

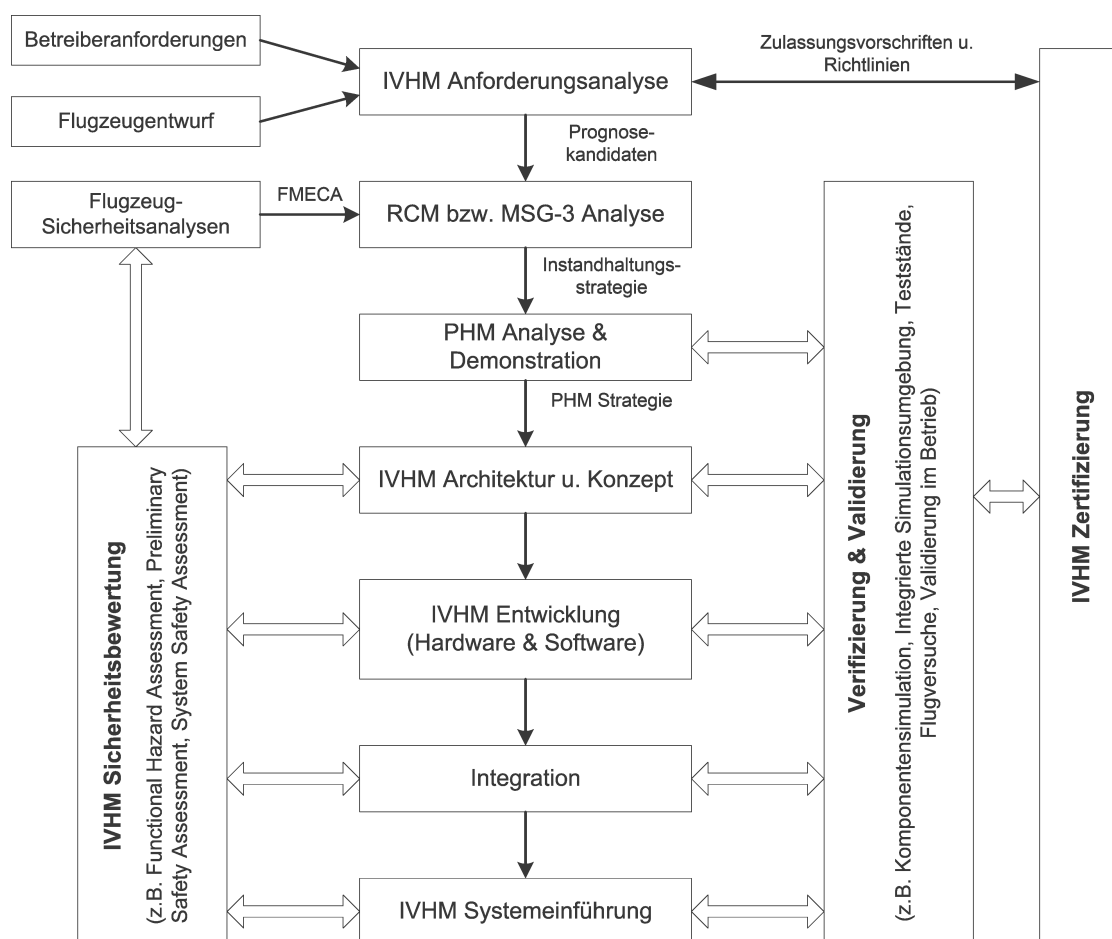


Abbildung 3.10: IVHM Entwicklungsprozess (in Anlehnung an *Buderath und Adhikari* (2012))

die übergeordneten Anforderungen nicht erfüllt werden, wiederholt sich der Prozess, bis alle möglichen Ansätze berücksichtigt worden sind oder auf bestimmte Anforderungen verzichtet wird (*Uckun et al.*, 2008).

Der beschriebene Auswahlprozess stellt nur einen ersten Schritt in einem strukturierten Entwicklungsprozess eines IVHM-Systems dar. *Buderath und Adhikari* (2012) unterteilen den Prozess in die Phasen Technologiereifung (Konzeptverfeinerung und Technologieentwicklung), Systementwicklung, Produktion, Installation, überwachte Inbetriebnahme, Validierung (der *Benefits* und *Credits*), Zertifizierung und Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit. An dieser Stelle sollen die Aktivitäten während der Phasen der Technologiereifung und der anschließenden Entwicklung bis zur Einsatzreife eines IVHM-Systems betrachtet werden. Einen Überblick über einen möglichen IVHM-Entwicklungsprozess gibt Abb. 3.10.

Im ersten Schritt der Entwicklung ist eine Anforderungsanalyse durchzuführen. Diese leitet sich aus den Anforderungen des (zukünftigen) Flugzeugbetreibers (z. B. geforderte Flugzeugverfügbarkeit, *Dispatch Reliability*, Direkte Instandhaltungskosten (*direct maintenance cost*) (DMC)) ab und baut dabei auf dem vorliegenden Flugzeugdesign mit der Systemarchitektur, den Systemredundanzen und den berechneten Systemzuverlässigkeiten auf. Dabei

sind von Beginn an die relevanten Zulassungsvorschriften zu berücksichtigen (vgl. S. 88 und Anhang A.5). Ein wichtiges Ergebnis dieser Analyse ist eine Liste der Prognosekandidaten.

Die RCM-Analyse wählt unter Einbeziehung der FMECA des Flugzeugs die geeigneten Instandhaltungsstrategien für die Prognosekandidaten aus. Der Prozess der PHM-Analyse & -Demonstration umfasst die Selektion der zu prognostizierenden Ausfallarten der Prognosekandidaten, die Ermittlung der erforderlichen Sensorik (Sensortechnologie, Sensorpositionen, Messgenauigkeiten, Zuverlässigkeit und Umweltbedingungen), die Bestimmung der Diagnose- und Prognosealgorithmen und die (vorläufige) Festlegung der Bodenfunktionen des IVHM-Systems. Die Demonstration der ausgewählten Prognoseansätze erfolgt zunächst auf Komponentenprüfständen.

Die resultierende PHM-Strategie stellt dann die Basis für den Entwurf der IVHM-Architektur und die Definition eines Gesamtkonzepts dar (vgl. Kapitel 3.2.2). In diesem Schritt werden zudem detaillierte Anforderungen für die anschließende Entwicklung der Hardware und Software des IVHM-Systems festgelegt. Nach Abschluss der Entwicklung erfolgt im nächsten Schritt die Implementierung und Integration der IVHM-Elemente in das Gesamtsystem. Der letzte Schritt ist die Systemeinführung.

Parallel zu den Entwicklungsprozessen werden die Sicherheitsbewertungen des IVHM-Systems durchgeführt. Zwischen den Sicherheitsbewertungen des IVHM-Systems und den Flugzeugsicherheitsanalysen bestehen enge Wechselwirkungen, die ein iteratives Vorgehen im Entwicklungsprozess erforderlich machen können, wenn geforderte Ausfallwahrscheinlichkeiten (vgl. Tabelle A.6, S. 228) von kritischen Systemen in einem Entwicklungsschritt nicht erfüllt werden. Ein weiterer Bestandteil aller Entwicklungsschritte sind die V&V-Prozesse. Die Demonstration der Prognoseansätze beginnt mit Komponentensimulationen, bevor die Nachweisführung auf Prüfständen erfolgt. Zum Nachweis des Gesamtkonzepts wird eine integrierte Simulationsumgebung eingesetzt, in welche die ausgewählten PHM-Ansätze und die Algorithmen und Modelle der Bodenfunktionen eingebunden werden. Für die Systemeinführung und die Zertifizierung sind zudem Flugversuche durchzuführen.

Nach erfolgreicher V&V folgt die Zertifizierung (vgl. S. 88) und schließlich die Indienststellung des IVHM-Systems. Auch wenn der Entwicklungsprozess hier als sequentieller Vorgang dargestellt ist, laufen in der Realität verschiedene Schritte parallel ab. Zudem können zwischen allen Prozessschritten Iterationen erforderlich sein.

## **Leistungsanforderungen und Metriken**

Zur Lösung der Zielkonflikte in der Entwicklung von IVHM-Systemen müssen zunächst Anforderungen an die Leistungsfähigkeit der Prognoseansätze festgelegt und entsprechende Metriken definiert werden. Auch die V&V eines PHM-Systems erfordert die Festlegung von Anforderungen und Metriken, gegenüber welchen das entwickelte System geprüft werden kann. Dies trifft insbesondere bei PHM-Systemen für sicherheitskritische Einheiten zu. *Saxena et al.* (2010) nennen in diesem Zusammenhang vier Schlüsselparameter, die aus der Perspektive eines Technologieentwicklers die Anforderungen an ein PHM-System treiben:



- Maximal zulässige Ausfallwahrscheinlichkeit des Prognosesystems (zur Risikobegrenzung des Verlusts des Luftfahrzeugs),
- Maximal tolerierbare Wahrscheinlichkeit einer verfrühten Instandhaltung zur Begrenzung unnötiger Instandhaltung,
- Vorlaufzeit zu welcher das Maß einer Vorwarnung (Prognose) spezifiziert wird, wie sie für die Einleitung geeigneter Maßnahmen erforderlich ist,
- Erforderliches Vertrauensniveau für die Bewertung, wann eine Prognose ausreichend gut ist.

Ein möglicher Prozess zur Ableitung dieser Anforderungen an ein PHM-System wird von *Saxena et al.* (2012) beschrieben. Der Prozess beginnt auf der Ebene der Betreiberanforderungen an das Gesamtsystem (z. B. Sicherheit, Verfügbarkeit, Kosten). Diese werden in IVHM-Anforderungen auf Gesamtsystemebene und zu berücksichtigende Randbedingungen konvertiert.

Für geeignete Leistungsmetriken für Prognosealgorithmen wird auf *Saxena et al.* (2008, 2012) verwiesen. An dieser Stelle sollen lediglich die für die vorliegende Arbeit relevanten Metriken zur Beschreibung der Anforderungen auf Flugzeug- und Subsystemebene definiert und diskutiert werden.

Für die Beschreibung der Leistungsfähigkeit eines Prognosesystems und deren angestrebte Bewertung in einer Kosten-Nutzen-Analyse auf Flugzeugebene eignen sich die Rate der Fehlprognosen und die Prognosedurchdringung als Abdeckungsmetrik.

Für die Klassifikation von Ausfallvorhersagen schlagen *Goebel et al.* (2005) vor, das aus der Diagnose bekannte Konzept der Konfusionsmatrix (vgl. Tabelle 3.3) zu nutzen, jedoch mit an die Prognose angepassten Definitionen der möglichen Prognosefehler. Eine *falsch positive* Prognose liegt vor, wenn der vorhergesagte Zeitpunkt eines Ausfalls um  $t_{fp}$  Zeiteinheiten früher als der tatsächliche Ausfallzeitpunkt ist. In diesem Fall liegt eine übermäßige Vorlaufzeit vor, die zu nicht notwendigen Instandsetzungsmaßnahmen und damit Kosten führen kann. Eine Prognose wird als *falsch negativ* gewertet, wenn es nicht gelingt, einen Ausfall rechtzeitig vor dem Ausfall vorherzusagen oder wenn der Ausfall gar nicht vorhergesagt wird. Eine Warnung vor einem bevorstehenden Ausfall ist nicht rechtzeitig, wenn zwischen der Warnung und dem tatsächlichen Ausfall keine ausreichende Reaktionszeit für die Durchführung geeigneter Gegenmaßnahmen bleibt. Die Konsequenzen einer zu späten Prognose sind die gleichen, wie wenn gar keine Prognose erfolgen würde.

Die Prognosedurchdringung (*PHM-Coverage*) bezeichnet den prozentualen Anteil an der Ausfallrate, die durch ein PHM-System abgedeckt sind. Für eine einzelne Einheit stellt die Durchdringung den Anteil der durch PHM erfassbaren Ausfallmodi an den gesamten Ausfallarten dieser Einheit dar (*Luna*, 2009). Die Metrik ist ebenso geeignet, die Abdeckung der Ausfallmodi durch PHM-Ansätze auf (Sub-) System- oder Flugzeugebene zu messen.

Tabelle 3.3: Konfusionsmatrix der Ausfallvorhersage

	<b>Bevorstehender Ausfall</b>	<b>Kein bevorstehender Ausfall</b>
<b>Warnung</b>	<i>richtig positiv</i> (korrekte Warnung)	<i>falsch positiv</i> (Fehlalarm)
<b>Keine Warnung</b>	<i>falsch negativ</i> (fehlende Warnung)	<i>richtig negativ</i> (korrekte Nicht-Warnung)

## Zertifizierung von IVHM

Die Zertifizierung von IVHM-Systemen und insbesondere die Gewährung von *Maintenance Credits* für ein Verkehrsflugzeug stellen grundsätzlich eine große Herausforderung dar. Bis heute existiert auf der Seite der Zulassungsbehörden (EASA, FAA, etc.) noch kein umfassendes Regelwerk für die Zertifizierung eines IVHM-Systems auf Flugzeuglevel (*Buderath und Adhikari*, 2012). Es gibt jedoch einige Beispiele, in denen *Maintenance Credits* für mit HUMS ausgerüstete Hubschrauber zertifiziert worden sind (*Kessler et al.*, 2011, S. 191 ff.).

Die bereits erfolgten Zertifizierungen für Hubschrauber und zahlreiche laufende Aktivitäten zur Entwicklung von V&V-Methoden und Zertifizierungskonzepten von IVHM-Systemen geben Hinweise, wie die Zertifizierung von *Maintenance Credits* für Flächenflugzeuge erreicht werden kann (vgl. z. B. *Larder und Davis* (2007); *Kessler et al.* (2011); *Buderath und Adhikari* (2012)). Eine Zertifizierung eines IVHM-Systems für die Erlangung von *Maintenance Credits* erfordert den Nachweis darüber, dass das Zustandsmanagementsystem in der Lage ist, für alle Ausfallmodi, die bisher durch ein PM-Programm überwacht werden, rechtzeitig eine geeignete Instandhaltungsmaßnahme einzuleiten, um jeglichen negativen Einfluss auf die Lufttüchtigkeit zu verhindern (*Larder und Davis*, 2007).

Die IVHM-Zertifizierung betrifft unabhängig davon, ob das IVHM-System bereits im Rahmen der Flugzeugentwicklung oder nachträglich implementiert wird, die drei Aspekte:

- Einbauzulassung,
- Validierung von *Maintenance Credits*,
- Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.

Grundsätzlich sind für die Installation der IVHM-Ausrüstung im Flugzeug die geltenden Standards für mechanische Haltbarkeit, elektromagnetische Verträglichkeit sowie eine Vielzahl von extremen Bedingungen (Schock, Vibration, Temperatur, Flüssigkeiten, Salznebel usw.) zu erfüllen (*Kessler et al.*, 2011). Nach *Buderath und Adhikari* (2012) sind für die Einbauzulassung eines IVHM-Systems eine Bestimmung der Kritikalitätsstufen<sup>33</sup>, die Entwicklung geeigneter Abmilderungsmaßnahmen, die Zulassung der bord- und bodenbasierten

<sup>33</sup>Die Kritikalitätsstufen ergeben sich aus den resultierenden Auswirkungen in der Kritikalitätsanalyse auf Flugzeugebene (vgl. auch Kapitel 2.2 und Anhang A.5).

Ausrüstung sowie die Genehmigung des Plans zur Erlangung der *Maintenance Credits* erforderlich.

Wenn die Entwicklung und Implementierung eines IVHM-Systems Bestandteil eines Flugzeugentwicklungsprogramms ist, dann erfolgt auch die IVHM-Zertifizierung innerhalb des Zulassungsprogramms des Flugzeugs. Eine Nachrüstung eines IVHM-Systems bedeutet dagegen eine Änderung<sup>34</sup> oder Ergänzung<sup>35</sup> der Musterzulassung des Flugzeugs. In *Part-21* wird zwischen geringfügigen (*minor*) und erheblichen (*major*) Änderungen gegenüber einer Musterzulassung unterschieden. Geringfügige Änderungen können (gemäß 21.A.95) durch die Agentur oder durch einen zugelassenen Entwicklungsbetrieb zugelassen werden.

Eine Änderung gegenüber der Musterzulassung ist nach *Part-21, Section A, Subpart D* (21.A.91) nur dann als geringfügig zu klassifizieren, wenn dass zu implementierende IVHM-System zu keinen merklichen Auswirkungen auf Masse, Balance, strukturelle Festigkeit, Zuverlässigkeit, Betriebseigenschaften, Lärm, Kraftstoffablassen oder Abgasemissionen oder andere die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs beeinflussende Eigenschaften führt.<sup>36</sup> In allen anderen Fällen ist die Änderung als erheblich einzustufen (*EASA*, 2018). Die im Flugzeug zu installierenden Komponenten eines IVHM-Systems (z. B. Sensorik, Verkabelungen, Rechner- und Speicherkapazitäten, Datenübertragungssysteme) führen bei großen Luftfahrzeugen vermutlich nicht zu merklichen Auswirkungen auf die Masse und verändern voraussichtlich auch die anderen oben genannten Eigenschaften nicht in merklicher Weise. Jedoch können Eingriffe u. a. in die Systemarchitektur der Avioniksysteme erforderlich sein. Und die mit der Implementierung des IVHM-Systems angestrebte Zertifizierung von *Maintenance Credits* bedeutet u. a. eine Veränderung der im MRB-Report oder in der Airworthiness Limitation Section (ALS) festgelegten Instandhaltungstätigkeiten und -intervalle (vgl. Kapitel 2.2.2, Abb. 2.9). Diese Vorgänge wären als erhebliche Änderungen zu klassifizieren, da hiermit die Zertifizierungsbasis für das TC bzw. Anforderungen, die aus dieser folgen, angepasst oder neu interpretiert werden.<sup>37</sup>

Für die Änderung bzw. Ergänzung der Musterzulassung ist der Zulassungsbehörde ein Zertifizierungsprogramm vorzulegen. Dieses beinhaltet gemäß AMC 21.A.20(b) neben einer Projektbeschreibung und der angestrebten Form des Betriebs, eine Zertifizierungsbasis, welche die vorgeschlagenen Zulassungsspezifikationen, Sonderbedingungen, Feststellungen einer gleichwertigen Sicherheit und die Umweltschutzanforderungen umfasst. Weiterhin ist detailliert zu beschreiben, wie die Einhaltung dieser Zertifizierungsbasis gezeigt und welche Nachweisverfahren dazu eingesetzt werden sollen (*EASA*, 2018, S. 66). *Buderath und Adhikari* (2012) haben die Anforderungen der Aufsichtsbehörden und zugehörige Beratungsrundschreiben für die Zertifizierung eines IVHM-Systems zusammengestellt.<sup>38</sup> Dieser Vorschlag

<sup>34</sup>Als erheblich klassifizierte Änderungen dürfen nur vom Inhaber der Musterzulassung beantragt werden.

<sup>35</sup>Supplemental Type Certificate (STC)

<sup>36</sup>Als geringfügige Änderung könnte z. B. eine Abweichung vom AMM klassifiziert werden, die anstatt des manuellen Ablesens bestimmter Füllstände in einem festgelegten Zeitintervall den Einsatz eines automatisierten Monitorings vorsieht, solange diese Methode die gleiche Zuverlässigkeit gewährleistet und von ihr keine zusätzlichen Risiken ausgehen.

<sup>37</sup>Vgl. dazu GM 21.A.91 in Anhang I zu (EU) No. 748/2012 (*Europäische Kommission*, 2012).

<sup>38</sup>Siehe Tabelle A.10 in Anhang A.6

einer Zertifizierungsbasis soll die Qualifizierung des Systems für die Lufttüchtigkeit und die Erreichung von *Maintenance Credits* gewährleisten.

Die V&V von *Maintenance Credits* kann erfolgen, sobald die Einbauzulassung abgeschlossen ist. Bei Nichterfüllung der im V&V-Plan festgelegten Verifizierungs- bzw. Validierungskriterien ist eine Überarbeitung der betroffenen Systemelemente erforderlich. Nach erfolgreicher Validierung kann das System kontrolliert in Dienst gestellt werden. Es muss davon ausgegangen werden, dass eine Validierung innerhalb der Entwicklungsphase nicht für alle Elemente möglich ist. Für diese können dann noch keine *Maintenance Credits* erlangt werden, solange Daten im Flugzeugbetrieb erfasst werden und zur Kalibrierung der Sensoren und zur Einstellung und zum Training der Diagnose- und Prognosealgorithmen genutzt werden. Nach Abschluss dieser Phase kann die vollständige Indienststellung erfolgen (*Buderath und Adhikari, 2012*).

Eine angestrebte Validierung (und Zertifizierung) von *Maintenance Credits* muss bereits bei der Auswahl der Prognoseansätze berücksichtigt werden. So sehen *Schwabacher und Goebel (2007)* eine der größten Herausforderungen für KI-basierte Prognoseansätze und für das übrige IVHM in der V&V. Die Komplexität von KI-Systemen macht es äußerst schwer, sie vor ihrem Einsatz zu verifizieren und zu validieren. *Uckun et al. (2008)* sehen in diesem Zusammenhang modellbasierte Prognoseansätze im Vorteil (vgl. Kapitel 3.1.1).

Neben Einbauzulassung und Validierung von *Maintenance Credits* ist schließlich als Teil der Zertifizierung auch die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Systems nachzuweisen und die zugehörige Dokumentation für Einbau, Betrieb und Instandhaltung zu erstellen. Dazu ist das bereits in Kapitel 2.2 diskutierte Verfahren zur Erstellung eines Instandhaltungsprogramms anzuwenden.

### 3.3 Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung

Die zustandsorientierte Instandhaltungsplanung stellt ein entscheidendes Element der Entscheidungsunterstützung in einem zukünftigen IVHM-Konzept dar (vgl. Kapitel 3.2.2), um die angestrebten Ziele auch im realen Flugzeug- und Flottenbetrieb erreichen zu können.

Die durch die Nutzung von Prognosesystemen möglich werdende zustandsorientierte Instandhaltung hat wesentliche Auswirkungen auf den Instandhaltungsbereich. Während heute eine vergleichsweise langfristige Planung der präventiven Instandhaltungsumfänge möglich ist, kann sich der Planungshorizont durch kürzere Vorwarnzeiten bei CBM-Umfängen stark reduzieren.

Die heutigen Instandhaltungsprogramme sind durch periodisch präventive und korrektive Aufgaben geprägt. Während periodische Aufgaben vorhersehbar und leicht zu planen sind, ist es schwieriger, Zeit und Aufwand für korrektive Maßnahmen zu planen, da sie erst aus (präventiven) Inspektionsaufgaben resultieren. Durch einen Einsatz von Prognosesystemen könnten viele präventive Inspektionen überflüssig werden, während PdM-Aufgaben

mit potenziell kurzen Vorwarnzeiten geplant und durchgeführt werden müssen. Diese steigende Planungskomplexität erfordert einen neuen Planungsansatz, um die angestrebten Ziele einer IVHM-Implementierung erreichen zu können. Weiterhin kann CBM für zunehmende Fluktuationen in der Ersatzteilnachfrage und veränderten Anforderungen an die Instandhaltungs-Supply-Chain sorgen (Hölzel *et al.*, 2014).

### 3.3.1 Anforderungen an eine zukünftige Instandhaltungsplanung

Die im Folgenden formulierten Anforderungen leiten sich aus den gewonnenen Erkenntnissen der vorangegangenen Kapitel ab und dienen auch als Ausgangspunkt für die Konzeptentwicklung und Modellierung einer zustandsorientierten Instandhaltungsplanung in dieser Arbeit.

Für die Implementierung einer PdM-Strategie zwingend zu erfüllende Anforderungen sind:

- Die Instandhaltungsplanung muss stets gewährleisten, dass die zur Behebung eines bevorstehenden Ausfalls erforderlichen Instandhaltungsmaßnahmen vor Ablauf der prognostizierten RUL erfolgen.<sup>39</sup>
- Aufgrund verkürzter Vorwarnzeiten (im Vergleich zur PM) und potenziell jederzeit auftretenden Warnungen vor bevorstehenden Ausfällen, ist ein dynamischer Planungsansatz mit entsprechend kurzen Reaktionszeiten<sup>40</sup> erforderlich.

Daneben bestehen Effizienzanforderungen, die erfüllt werden müssen, damit der Einsatz eines IVHM-Systems für einen Betreiber von Verkehrsflugzeugen wirtschaftliche Vorteile generieren kann.

- Instandhaltungsereignisse sollen grundsätzlich so geplant werden, dass der geplante Flugbetrieb (d. h. der vorgesehene Flugzeugumlauf) absolviert werden kann und keine Betriebsunterbrechungen auftreten. Entsprechend können Instandhaltungsmaßnahmen nur während (planmäßiger) Bodenzeiten des Flugzeugs eingeplant werden.<sup>41</sup>
- Um die Verschwendungskosten zu minimieren, sollte die prognostizierte RUL möglichst vollständig ausgenutzt werden. Dem entgegen stehen die ereignisbezogenen Fixkosten, reduzierte Effizienz der Instandhaltungsmaßnahmen und steigende (instandhaltungsbedingte) Bodenzeiten. Der zu entwickelnde Planungsansatz muss daher in

---

<sup>39</sup>Im Falle des Ersatzes von bisher vorgeschriebenen präventiven Instandhaltungsaufgaben wäre im Rahmen der Zertifizierung nachzuweisen, dass eine geeignete Instandhaltungsmaßnahme mit sehr großer Sicherheit (abhängig von der Kritikalität der vom Ausfall bedrohten Funktion) vor dem Ausfall der Einheit erfolgt.

<sup>40</sup>Die Reaktionszeit ist Bestandteil der Logistikzeit, die höchstens so lang wie der minimale Prognosehorizont (PF-Intervall) sein darf (vgl. Kapitel 2.1.3, S. 30).

<sup>41</sup>Es wäre auch denkbar, dass zwar die Einhaltung des (veröffentlichten) Flugplans, nicht aber der Umlaufplan des einzelnen Flugzeugs gefordert wird. Damit ließe sich in der Theorie ein besseres Gesamtoptimum erreichen. Ein solcher Ansatz würde eine integrierte Optimierung der Flugzeugumlauf- und CBM-Planung erfordern und die Komplexität des gesamten Planungs- und Betriebsprozesse deutlich erhöhen.

der Lage sein, einen (in Abhängigkeit der Betreiberanforderungen) möglichst guten Kompromiss aus Ausnutzung der RUL, effizienter Durchführung und Auslastung der Instandhaltungsressourcen zu finden.

- Da die Flugzeuge einer Flotte um die begrenzten Instandhaltungskapazitäten konkurrieren, muss die Instandhaltungsplanung auf Flottenebene erfolgen.
- Um instandhaltungsbedingte Bodenzeiten möglichst effizient zu nutzen, sollen CBM-Maßnahmen mit weiterhin erforderlichen PM-Maßnahmen in einem Ereignis kombiniert werden können. Dazu ist eine aufgabenbasierte Instandhaltung mit integrierter Planung von präventiven und zustandsorientierten Aufgaben zu realisieren. Einzig die HMTs sollen aufgrund des hohen Zerlegegrades weiterhin als klassische Blockchecks beibehalten werden.
- Die Ersatzteillogistik muss in den Instandhaltungsplanungsprozess eingebunden sein und die benötigten Ersatzteile in geforderter Anzahl zur benötigten Zeit an der geplanten Instandhaltungsstation bereitstellen.

### 3.3.2 Modellierungs- und Lösungskonzepte

Die angestrebte zustandsorientierte Instandhaltungsplanung kann als kombinatorisches Optimierungsproblem aufgefasst werden und lässt sich damit dem Bereich der diskreten Mathematik zuordnen. Das Ziel dieser Optimierungsprobleme ist es, aus einer Menge diskreter Elemente unter Einhaltung der vorgegebenen Nebenbedingungen eine Teilmenge zu finden, die eine optimale globale Lösung darstellt. Der Ressourcenbedarf zur Lösung solcher Probleme kann sich in Abhängigkeit der Problemgröße stark unterscheiden. Die Komplexitätstheorie ordnet die Probleme entsprechend ihrer oberen Schranke für den Ressourcenbedarf in unterschiedliche Komplexitätsklassen<sup>42</sup> ein. Nähere Beschreibungen und Definitionen der Komplexitätstheorie finden sich z. B. bei *Hromkovič (2014)*.

#### Das Behälter-Problem

Die Planung der Flugzeuginstandhaltung lässt sich als Allokation von Instandhaltungstätigkeiten (d. h. Objekte) zu Instandhaltungskapazitäten (d. h. Behälter) beschreiben. Damit ähnelt das Problem dem elementaren Behälterproblem (*bin-packing problem*) (*Fukunaga und Korf, 2007; Bohlin, 2009*). Das Ziel des Behälter-Problems ist die Verteilung einer Anzahl gegebener Objekte auf möglichst wenige Behälter der gleichen Größe. Das Behälter-Problem gehört zur Klasse der nichtdeterministischen Polynomialzeit (NP)-schweren Probleme<sup>43</sup> und ist somit vermutlich nicht in Polynomialzeit lösbar (*Korte et al., 2008*).

<sup>42</sup>Eine in diesem Zusammenhang wichtige Komplexitätsklasse ist die der nichtdeterministischen Polynomialzeit (NP). Ein NP-schweres Problem ist mindestens so schwer wie alle Probleme in NP. Ein Problem kann als NP-vollständig klassifiziert werden, wenn es zu den schwierigsten Problemen der Klasse NP gehört und damit die Schnittmenge aus NP und NP-schwer bildet. NP-vollständige Probleme lassen sich (vermutlich) nur mit einer nichtdeterministischen Turingmaschine in Polynomialzeit lösen. Für einen deterministisch arbeitenden Rechner ist es aber möglich, eine vorgeschlagene Lösung eines NP-Problems in polynomieller Zeit zu verifizieren.

<sup>43</sup>Vgl. hierzu die vorangegangene Fußnote.

Mathematisch lässt es sich als ganzzahliges Optimierungsproblem formulieren: Gegeben ist eine Anzahl Behälter  $k \in \mathbb{N}$  mit der Größe  $b \in \mathbb{N}$  und einer Anzahl von Objekten  $n \in \mathbb{N}$  mit den Größen  $a_1, a_2, \dots, a_n \leq b$ . Gesucht wird eine Zuordnung  $f : \{1, \dots, n\} \rightarrow \{1, \dots, k\}$  mit  $\sum_{f(i)=j} a_i \leq b$  für  $\forall j := 1, \dots, k$ , so dass  $k$  minimiert wird (Korte et al., 2008).

Die meisten Lösungsverfahren für das Behälter-Problem basieren auf folgenden Randbedingungen (Vöcking et al., 2008):

- Die Objekte müssen in der Reihenfolge verpackt werden, in der sie ausgewählt werden.
- Über Objekte, die noch nicht ausgewählt wurden, sind weder Wert noch Volumen bekannt. D. h. die Objekte müssen den Behältern zugeordnet werden, ohne dass bekannt ist, welche Objekte noch folgen.
- Die Anzahl der Objekte ist unbekannt, bis alle verpackt wurden.

Gegenüber dem einfachen Behälterproblem weist das Problem der Flugzeuginstandhaltungsplanung eine höhere Komplexität infolge der größeren Anzahl an Variablen und Nebenbedingungen auf. Denn die Behälter (Instandhaltungskapazitäten) sind typischerweise unterschiedlich groß und es bestehen zusätzliche Restriktionen, die die Nutzung der Kapazitäten einschränken. Aus den folgenden Eigenschaften des Instandhaltungsproblems resultieren die Nebenbedingungen für die Problemformulierung:

- Kapazitäten: Die verfügbare Personalstärke und Anzahl der Vorfeld- bzw. Hallenpositionen an den Stationen sind begrenzt.
- Fähigkeiten: Nicht durch jede Instandhaltungskapazität (d. h. *maintenance station*) kann und darf jede Art von Instandhaltung durchgeführt werden. Es bestehen Anforderungen (gemäß EASA *Part 145*) hinsichtlich der Qualifikation des MRO-Betriebs und des Personals (vgl. Kapitel 2.2.1).
- Werkzeug- und Ausrüstungsverfügbarkeit: Erforderliche Werkzeuge und Ausrüstungen (ggf. flugzeugmusterspezifisch) müssen für die geplanten Arbeiten verfügbar sein.
- Zeitliche und örtliche Überdeckung: Nutzung einer Instandhaltungskapazität ist nur während der Bodenzeit eines Flugzeugs an dieser Station möglich.
- Zeitliche Limitierung: Für die geplanten Tätigkeiten bestehen Fälligkeiten (Intervallgrenze bei PM- bzw. RUL bei CBM-Aufgaben).

Die möglichen Kombinationen der hier betrachteten kombinatorischen Optimierungsprobleme lassen sich grafisch als gerichtete Graphen, bestehend aus Knoten und Kanten, darstellen. Die Abbildung 3.11 zeigt einen bewerteten Graph. Den gerichteten Kanten (Pfeile) sind hier Gewichte zugeordnet, die abhängig vom Problem z. B. Weglängen oder Kosten sein können. Es ist das Ziel, innerhalb des Graphen den kürzesten bzw. günstigsten Weg zu finden (in Abbildung 3.11 in fett dargestellt).

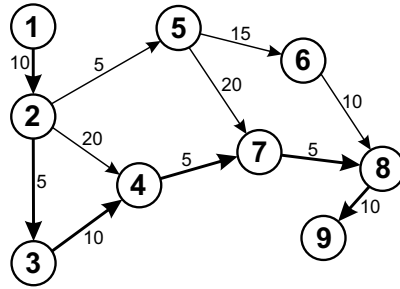


Abbildung 3.11: Beispiel eines bewerteten Graphen mit kürzester Strecke (bzw. günstigster Kombination)

Verfahren für die exakte Lösung ganzzahliger und kombinatorischer Optimierungsprobleme lassen sich unterteilen in Entscheidungsbaumverfahren und Schnittebenenverfahren, sowie der Kombination aus beiden (z. B. Branch-and-Cut und Branch-and-Price) (Domschke, 2015). Ein geeignetes Lösungsverfahren für das hier betrachtete (gemischt-) ganzzahlige Optimierungsproblem der Flugzeuginstandhaltungsplanung ist Branch & Bound (B&B) (Bohlin, 2009). B&B zählt zu den Entscheidungsbaumverfahren mit unvollständiger Enumeration, denn es nimmt durch die Verzweigung des Problems und anschließenden Ausschluss von Teilen des Problems keine vollständige Enumeration vor. Neben diesen Verfahren für eine exakte Lösung ist auch der Einsatz von Metaheuristiken möglich, wie z. B. *Simulated Annealing*, genetischen Algorithmen, *Tabu-Search* oder *Variable Neighborhood Search* (Nickel et al., 2014; Domschke, 2015).

Vor dem Hintergrund, dass der Fokus dieser Arbeit auf der Entwicklung eines Bewertungsansatzes von IVHM-Konzepten zusammen mit der (grundsätzlichen) Demonstration eines Optimierungsansatzes für die integrierte dynamische Instandhaltungsplanung liegt, wird auf eine detaillierte Gegenüberstellung verschiedener Lösungsverfahren verzichtet. Entsprechend wird im Folgenden nur das tatsächlich in Kapitel 5.4.4 zur Anwendung kommende B&B-Verfahren vorgestellt. Der B&B-Ansatz ist gewählt worden, da er auch bei großen Problemen vergleichsweise schnell zu zulässigen Lösungen führt und eine gute Nachvollziehbarkeit des Lösungswegs aufweist.

## Branch & Bound

Das B&B-Verfahren ist ein Lösungsverfahren für gemischt-ganzzahlige Optimierungsprobleme und geht auf die Arbeiten von Dakin (1965) zurück. Die B&B-Verfahren werden häufig im Bereich des Operations Research bei kombinatorischen Optimierungsproblemen genutzt, die NP oder sogar NP-schwer sind. Häufige Anwendungsgebiete von B&B sind Tourenplanungsprobleme wie z. B. das klassische „Traveling Salesman Problem“.

Das Verfahren stützt sich auf die schrittweise Zerlegung des Problems (*branching*) und die Bestimmung von Schranken für Zielfunktionswerte der Teilprobleme (*bounding*). Einen dabei entstehenden Lösungsbaum<sup>44</sup> zeigt Abbildung 3.12. Zudem werden durch den Vorgang der Auslotung (*pruning*) Teile des Problems von der weiteren Betrachtung und Verzweigung

<sup>44</sup>In der Graphentheorie wird diese Art des Baumes als Wurzelbaum bezeichnet (Hartmann, 2015).



ausgeschlossen (Nickel et al., 2014). Ein Teilproblem heißt ausgelotet, wenn entweder die optimale Lösung des Teilproblems nicht besser sein kann als die beste bekannte zulässige Lösung, die optimale Lösung des Teilproblems gefunden wurde oder das Teilproblem keine zulässigen Lösungen enthält (Domschke, 2015).

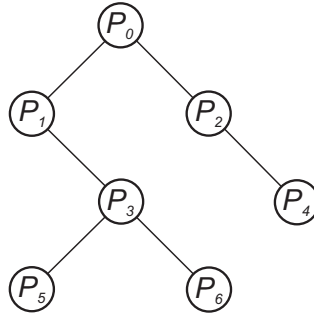


Abbildung 3.12: Lösungsbaum

Bei der Implementierung eines B&B-Algorithmus kann zwischen zwei grundlegenden Regeln für die Auswahl des nächsten zu untersuchenden Teilproblems unterschieden werden:

- Breitensuche (*breadth-first search*)
- Tiefensuche (*depth-first search*)

Die unterschiedliche Reihenfolge, in der die Teilprobleme in Abhängigkeit der Auswahlregel betrachtet werden, zeigt die Abbildung 3.13.

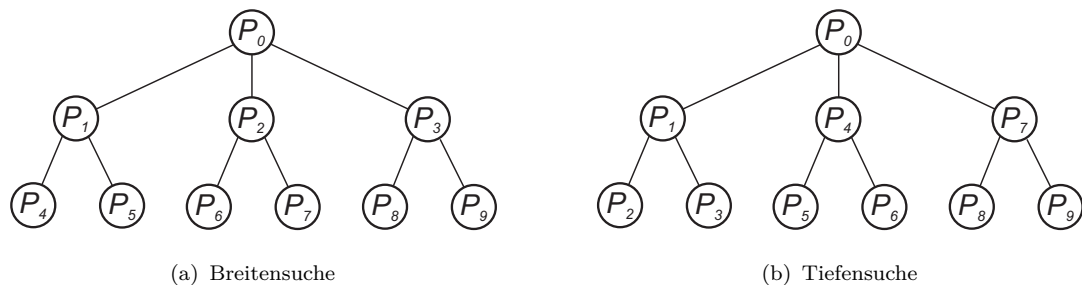


Abbildung 3.13: Einfluss der Auswahlregel auf die Reihenfolge des Durchsuchens einer Baumstruktur (ohne Einfluss der Auslotung dargestellt)

Bei der Breitensuche ist die Suche in die Breite gerichtet. Es werden zunächst alle direkt erreichbaren Knoten des Ausgangsknotens durchlaufen (d. h. alle Teilprobleme des Ausgangsproblems werden betrachtet). Es wird jeweils das Teilproblem mit der kleinsten unteren Schranke (im Falle eines Minimierungsproblems) ausgewählt und weiter verzweigt. Im Unterschied dazu durchläuft die Tiefensuche (Abbildung 3.13(b)) einen Pfad zunächst vollständig in die Tiefe, bevor Abzweigungen untersucht werden. Da sie (in der klassischen Variante) immer das zuletzt in die Kandidatenliste aufgenommene Problem zuerst untersucht, wird sie auch als Last In - First Out (LIFO) Regel bezeichnet. Eine Tiefensuche mit vollständiger Verzweigung zerlegt das betrachtete Problem vollständig in seine Teilprobleme, bevor es eines der erzeugten Teilprobleme (z. B. dasjenige mit der kleinsten unteren

Schranke) weiter betrachtet. Die Eignung der Breiten- und Tiefensuche als Auswahlregel hängt stark vom Charakter des Optimierungsproblems ab. Tendenziell führt die Tiefensuche schneller zu einer ersten zulässigen Lösung und hat einen geringeren Speicherbedarf, da sich weniger Teilprobleme parallel in der Kandidatenliste befinden. Die Breitensuche weist eine längere Laufzeit bis zum Auffinden einer Lösung auf und kann in der Umsetzung leichter zu Speicherproblemen führen, da meist relativ viele Probleme in der Kandidatenliste stehen. Die erste gefundene zulässige Lösung ist dafür gewöhnlich recht gut. Für die praktische Anwendung sind auch beliebige Kombinationen der Auswahlregeln möglich (*Domschke, 2015; Nickel et al., 2014*).

Ein B&B-Verfahren muss nicht zwangsläufig vollständig durchlaufen werden, bis die Kandidatenliste keine nicht abgearbeiteten Teilprobleme mehr enthält. Bei sehr großen Problemen kann es sinnvoll sein, das Verfahren vorzeitig abzurechnen. Der B&B-Algorithmus wird in diesem Fall zu einem unvollständig exakten Verfahren, welches den Heuristiken zuzuordnen ist (*Domschke, 2015*).

### 3.4 Erkenntnisse und Schlussfolgerungen für das Simulations- und Bewertungsmodell

Im vorliegenden Kapitel sind mit den Grundlagen des Zustandsmanagements (Kapitel 3.1) sowie den Konzepten für ein IVHM (Kapitel 3.2) und eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung (Kapitel 3.3) die Merkmale und Fähigkeiten der Technologien herausgearbeitet worden, die Gegenstand des zu entwickelnden Modellierungs- und Bewertungskonzepts in Kapitel 5 sind.

Die Diskussion der Diagnose- und Prognoseansätze sowie der SHM-Ansätze zeigt, dass heute eine sehr große Vielfalt an Ansätzen in Forschung und Wissenschaft bereitsteht. Da alle Ansätze Vor- und Nachteile und keine universale Eignung aufweisen, wird ein IVHM-System je nach Zielsetzung und zu überwachender Systeme bzw. Bauteile stets auf einer Kombination unterschiedlicher Diagnose- und Prognoseansätze aufbauen. Für die Entwicklung eines Simulations- und Bewertungsmodells bedeutet dies, dass das Modell die relevanten Einflüsse und Leistungsfähigkeiten der unterschiedlichen Ansätze abbilden muss, es dabei aber generisch, d. h. methodenneutral bleiben sollte. Für die praktische Anwendung des Bewertungsansatzes ist es dagegen unerlässlich, die Funktionsweisen, die jeweiligen Vor- und Nachteile und daraus resultierende Eignungen der unterschiedlichen Diagnose- und Prognoseansätze zu verstehen, um eine zielgerichtete und belastbare Bewertung durchführen zu können.

Für eine ganzheitliche Technologiebewertung (vgl. Kapitel 4) darf bspw. ein Prognoseansatz nicht als isolierte Technologie betrachtet werden, sondern ist als Element eines Gesamtsystems zu bewerten. Zu diesem Gesamtsystem zählt (neben dem Flugzeug- und Flottenbetrieb und der Instandhaltungsprozesse) auch die vorgeschlagene IVHM-Architektur. Diese verdeutlicht die Anordnung der Elemente auf das Flugzeug- und Bodensegment, ihre zugewiesenen Funktionen und die wesentlichen Schnittstellen zwischen den Elementen.

Weiterhin definiert eine Architektur den Rahmen des potenziellen Nutzens und möglicher Limitierungen des Gesamtsystems. Daher muss der zu entwickelnde Bewertungsansatz die jeweilige IVHM-Architektur mit ihren Anordnungen der Elemente, ihren Schnittstellen und ggf. Limitierungen berücksichtigen. Eine vollständige Modellierung der Architektur und ihrer Systemelemente zum Zwecke der Bewertung ist dagegen weder erforderlich noch anzustreben.

Die Skizzierung des Entwicklungs- und Zertifizierungsprozesses zeigt auf, welche Schritte für die Entwicklung eines IVHM-Systems zu durchlaufen sind und in welchen Phasen der Einsatz eines Simulations- und Bewertungsmodells zu empfehlen ist. Die dargestellten Anforderungen an eine erfolgreiche Zertifizierung von IVHM-Systemen haben entscheidenden Einfluss auf die Realisierungswahrscheinlichkeit und den zu erwartenden Aufwand. Die grundlegende Kenntnis des Zertifizierungsprozesses verbunden mit einer qualifizierten Einschätzung der Zertifizierungsanforderungen eines spezifischen IVHM-Systems sind daher essentiell für die Durchführung einer Technologiebewertung und die Interpretation der Analyseergebnisse. Da im Anwendungsfall dieser Arbeit die Bewertung auf einer generischen Subsystemebene durchgeführt wird, fließen die zu erwartenden Zertifizierungsanforderungen nur in vereinfachter Weise in die Definition des Referenzsystems und der Technologiealternativen ein (vgl. Kapitel 6.3 und 6.4).<sup>45</sup>

Das beschriebene Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung definiert die Anforderungen, die sowohl von dem in dieser Arbeit zu entwickelnden Modell als auch von einem späteren operativen Planungswerkzeug als Element eines IVHM-Konzeptes zu erfüllen sind. Mit der Identifizierung und Beschreibung eines geeigneten Ansatzes zur Modellierung und zur Lösung des Instandhaltungsplanungsproblems werden die methodischen Grundlagen für die Modellierung und Optimierung der Flugzeuginstandhaltungsplanung in Kapitel 5.4.4 gelegt.

---

<sup>45</sup>Konkret sind die Zertifizierungsanforderungen im Anwendungsfall dieser Arbeit in der Modellierung des Referenzinstandhaltungsprogramms auf Basis der sog. Task Code Gruppen (vgl. Kapitel 6.3.3.1) und der Festlegung der Leistungscharakteristiken der zu bewertenden IVHM-Konzepte in dem Parameterraum für die Analyse (vgl. Kapitel 6.4.2) zu berücksichtigen. Für die Entwicklung und Bewertung eines realen Systems ist es erforderlich, die Zertifizierungsanforderungen individuell für die zu überwachenden Komponenten bzw. Systeme (zusammen mit ggf. heute bestehenden präventiven Instandhaltungsanforderungen) und die zur Auswahl stehenden Prognoseansätze zu prüfen.



# 4. Technologiebewertung im Lufttransportsystem

In den vorangegangenen Kapiteln ist der Stand der Technik der Flugzeuginstandhaltung, der Zustandsmanagementtechnologien und ihrer jeweiligen Grenzen und Herausforderungen herausgearbeitet worden. Für die Zielsetzung der Arbeit – der Entwicklung eines Bewertungsansatzes für IVHM- und CBM-Konzepte – ist es erforderlich, auch das Themengebiet der Technologiebewertung zu beleuchten und existierende ökonomische Bewertungsmethoden zu diskutieren. Dazu soll zunächst der Begriff der Technologiebewertung definiert werden und deren wichtigsten Ziele aufgezeigt werden. Anschließend wird ein allgemeines Verfahrensschema vorgestellt, bevor der Fokus auf das Lufttransportsystem gelegt wird. Die im Kontext der Arbeit relevanten Bewertungsmethoden werden vorgestellt und ihre Eignung für den angestrebten Bewertungsansatz diskutiert.

## 4.1 Definition und Zielsetzung

Der Begriff der Technologiebewertung ist ursprünglich aus dem Englischen entlehnt worden. In den 1960er Jahren ist erstmals in den USA aus der Politik nach einem Beitrag der Wissenschaft für die Verbesserung der Informationsbasis von Forschungs- und Innovationsentscheidungen für neue Technologien gefragt worden. Die Antwort bestand in der Entwicklung des Technology Assessment (TA), welches im Deutschen auch als Technik- bzw. Technologiefolgenabschätzung oder Technologie- bzw. Technikbewertung bezeichnet wird (*Jochem*, 1988, S. 3). Die verschiedenen Bezeichnungen im Deutschen weisen bereits auf unterschiedliche Bewertungsschwerpunkte und -perspektiven auf der einen Seite und eine nicht einheitliche Verwendung der Begriffe „Technik“ und „Technologie“ in der Literatur auf der anderen Seite hin. Im traditionellen Begriffsverständnis wird die Technologie als das Wissen zur technischen Problemlösung definiert. Dieses Wissen stellt den Ausgangspunkt zur Entwicklung von Verfahren und Produkten dar. Die daraus resultierenden konkreten Anwendungen können als Technik bezeichnet werden (*Bullinger*, 1996, S. 4-27). In der englischsprachigen Literatur wird diese Abgrenzung nicht vollzogen, sondern die Aspekte Wissen und Anwendung unter dem Begriff „technology“ zusammengefasst (*Pelzer*, 1999).

In der vorliegenden Arbeit soll dem Begriffsverständnis von *Binder und Kantowsky* (1996) gefolgt werden, welches die Technik als Subsystem der Technologie betrachtet. Somit wird die Technologie zum übergeordneten Begriff und umfasst sowohl das Wissen als auch die

Anwendung (*Binder und Kantowsky, 1996; Schuh et al., 2011*). Weiterhin wird im Folgenden von einer weitreichenden Definition des Begriffs „Technologie“ ausgegangen, welche z. B. auch neuartige Betriebs- und Instandhaltungskonzepte einschließt. Allgemein formuliert kann jede gezielte Änderung des Lufttransportsystems als Technologie interpretiert werden. Neben neuen Flugzeugkonzepten und Änderungen an Flugzeugkomponenten lassen sich so z. B. auch neuartige Betriebskonzepte wie das *Intermediate-Stop-Operations* (*Langhans et al., 2013; Linke et al., 2012*) oder die im Fokus dieser Arbeit stehenden IVHM- und CBM-Konzepte mit dem Begriff „Technologie“ erfassen.

Die Konzepte der Technologiefolgenabschätzung und der Technologiebewertung werden von vielen Autoren in ähnlicher Weise als ganzheitliche Bewertungsansätze beschrieben, welche unter Einbezug aller gesellschaftlicher Gruppen die Folgewirkungen neuer Technologien analysieren und bewerten und insbesondere ein Instrument für die Politik darstellen (vgl. z. B. *Paschen et al. (1978); Jochem (1988); Ludwig (1995)*). Inhaltlich beschreibt *Jochem (1988)* die TA als eine Vorausschau auf Auswirkungen neuer Techniken, die zwei Aspekte aufweist: zum einen „das frühzeitige Erkennen von Zusammenhängen, Chancen und eventuellen Problemen“, zum anderen „das rechtzeitige Anerkennen von absehbaren Problemlagen, die zum rechtzeitigen Handeln auffordern“. *Ludwig (1995)* nennt als Aufgabe der Technikbewertung die Unterstützung der politisch Handelnden bei der Identifizierung alternativer Handlungsstrategien. Damit soll eine nachhaltige Entwicklung ermöglicht und gleichzeitig gesellschaftliche Akzeptanz für Technologien geschaffen werden.

*Paschen et al. (1978)* stellen fest, dass in der Technologiefolgenabschätzung im Allgemeinen die Auswirkungen zweiter und höherer Ordnung besonders hervorgehoben werden, da sie im Gegensatz zu den primären beabsichtigten Auswirkungen einer Technologie regelmäßig höchstens oberflächlich analysiert werden. In ähnlicher Weise betont *Jochem (1988)* die Untersuchung von Zusammenhängen zwischen der betrachteten Technik und ihrer sozialen und natürlichen Umwelt sowie den Einbezug konkurrierender Interessen (der durch die Technikanwendung betroffenen gesellschaftlichen Gruppen) als Elemente einer TA.

Eine stärkere Abgrenzung der Begriffe nehmen *Haag et al. (2011)* vor, indem sie die Technologiebewertung als Element des Technologiemanagementprozesses einordnen, welches die Auswirkungen einer neuen Technologie für ein bestimmtes Unternehmen analysiert und bewertet. Das Ziel ist die Entscheidungsunterstützung des Managements bei der Entwicklung, Einführung und Nutzung von Technologien. Konkret definieren sie Technologiebewertung als „Ermittlung und Beurteilung des Erfüllungsgrades vorgegebener Zielstellungen oder -zustände für ein bestimmtes (technologiebezogenes) Bewertungsobjekt“ (*Haag et al., 2011, S. 310*). *Servatius und Peiffer (1992)* sehen in der Technologiebewertung ein Mittel, um Ansätze zukünftiger Technologien in sehr frühen Entwicklungsstadien einer Vorbewertung zu unterziehen. Dabei besteht das Ziel darin, eine möglichst qualifizierte Aussage über die relative Bedeutung des betreffenden Technologieimpulses aus der Betrachtungsperspektive des Unternehmens zu erhalten. Einsatz findet die Technologiebewertung aber auch bei der Bewertung von bereits verfügbaren Technologien, die sich in einem fortgeschrittenen Entwicklungsstadium befinden. Denn bevor die Technologie in einem Serienprodukt zur

Anwendung kommt, ist zu klären, ob diese Technologie einen ausreichenden Reifegrad aufweist (*Kröll, 2007, S. 37*).

Um eine Bewertung durchführen zu können, sind grundsätzlich vorab die Bewertungskriterien festzulegen. In der Literatur werden verschiedenste Strukturierungen von Kriterien beschrieben (vgl. z. B. *VDI (2000), Nennen und Hörning (1999)*). Eine eingängige Einteilung in drei Hauptkriterien, die wiederum in Unterkriterien unterteilt werden, nimmt die Akademie für Technikfolgenabschätzung in Baden-Württemberg (AFTA) vor (*Nennen und Hörning, 1999, S. 371*):

1. Technische Effizienz und Wirtschaftlichkeit (Ökonomie)
2. Schutz von Umwelt und Gesundheit (Ökologie)
3. Sozialverträglichkeit und politische Qualität (Soziologie)

Für die Bewertung ist es von besonderer Wichtigkeit, die existierenden Wechselbeziehungen zwischen den Kriterien zu kennen und zu berücksichtigen (*Wicke, 2016, S. 22*).

Es lässt sich zusammenfassen, dass die meisten Autoren die Technik- bzw. Technologiefolgenabschätzung eher als politisches oder gesellschaftliches Instrument ansehen, welches eine ganzheitliche Analyse und Bewertung einer neuen Technik oder Technologie erlaubt und dabei anstrebt, alle intendierten und nicht-intendierten Effekte zu berücksichtigen. Die Technologiebewertung dagegen wird stärker als ein Instrument zur Entscheidungsunterstützung innerhalb eines Unternehmens beschrieben. Dabei betrachtet auch die Technologiebewertung sowohl beabsichtigte als auch unbeabsichtigte Effekte einer Technologie und berücksichtigt neben ökonomischen grundsätzlich auch ökologische und soziologische Auswirkungen. Im Vergleich zur Technologiefolgenabschätzung legt die Technologiebewertung gewöhnlich ein stärkeres Gewicht auf die wirtschaftliche Bewertung.

## 4.2 Allgemeines Verfahrensschema

Unabhängig von einer konkreten Bewertungsaufgabe lassen sich allgemeingültige Vorgehensweisen zur Technologiebewertung identifizieren. So strukturiert die VDI-Richtlinie 3780 den Ablauf einer TA in vier Phasen (*VDI, 2000*):

1. Definition und Strukturierung des Problems,
2. Folgenabschätzung,
3. Bewertung,
4. Entscheidung.

Im ersten Schritt wird das Problem definiert und strukturiert. Dazu sind innerhalb der gesetzten Rahmenbedingungen der Gegenstandsbereich und die Systemgrenzen zu definieren. Dabei ist der relevante ökologische, wirtschaftliche und politische Kontext zu berücksichtigen. Weiterhin müssen Verfahrensweisen, zu betrachtende Größen und erforderliche Daten und Informationen festgelegt werden. Schließlich sind der zeitliche Horizont und die Bewertungskriterien auszuwählen (Ludwig, 1995, S. 26). Die Folgenabschätzung baut auf bisherigen Erfahrungen auf und trifft Annahmen über die zukünftige Entwicklung der betrachteten Technik und möglicher Alternativen. In der Bewertungsphase werden Aussagen über die Folgen getroffen. Neben den erwünschten positiven Folgen sind auch die zu akzeptierenden negativen Folgen in die Bewertung miteinzubeziehen, damit bewusste und begründete Entscheidungen sowie eine transparente Darstellung der Voraussetzungen und Folgen ermöglicht werden können (Ludwig, 1995, S. 26).

Da jede TA-Analyse individuell ist, kann keine allgemeingültige Ablaufstruktur formuliert werden. Weitgehende Einigkeit herrscht aber nach Ludwig (1995) in Bezug auf bestimmte Durchführungsprinzipien, die vor allem das Umfeld der Analyse betreffen wie z. B. Transparenz, Öffentlichkeit, Interdisziplinarität, Umfang und Einsatz von operationalen Methoden. Eine in der Literatur vorgeschlagene idealtypische Vorgehensweise der Technologiebewertung und ihrer enthaltenen Untersuchungselemente zeigt die Abb. 4.1.

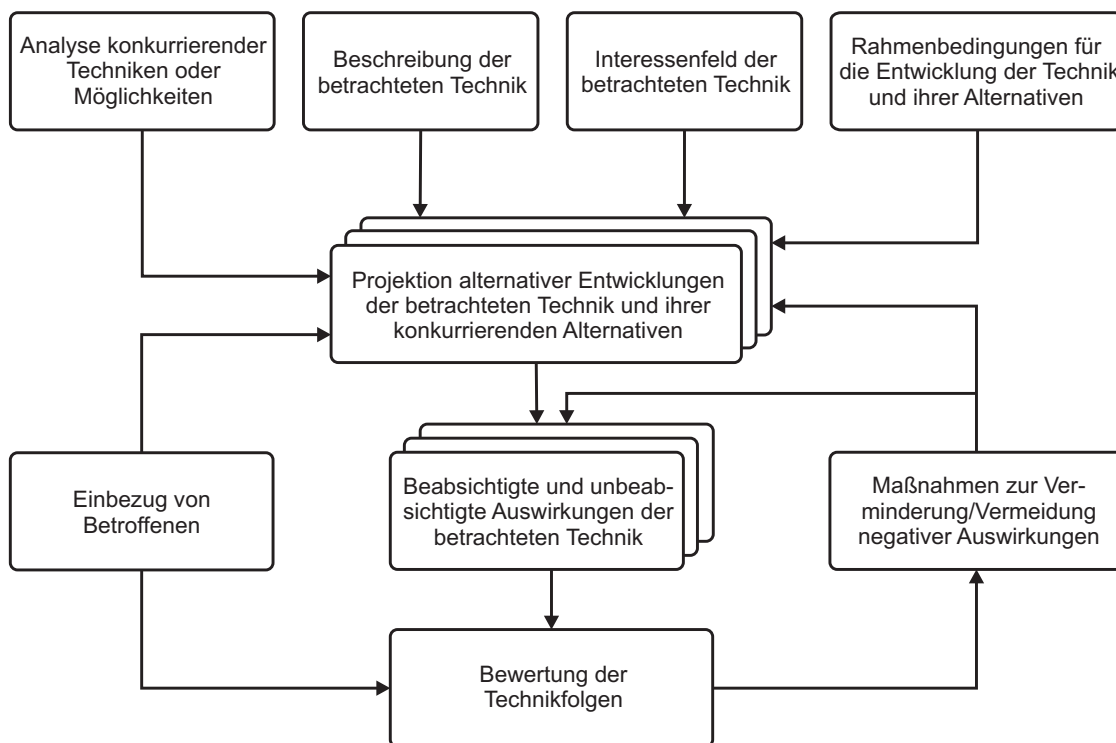


Abbildung 4.1: Idealtypische Untersuchungselemente einer Technologiebewertung (nach Jochem (1988); Wicke (2016))

Neben der betrachteten Technik sind nach Jochem (1988) auch konkurrierende Techniken oder (Lösung-) Möglichkeiten zu analysieren. In eine Projektion möglicher Entwicklungen (z. B. Diffusionsgeschwindigkeit einer Technik) sind zusätzlich die Interessenfelder der betrachteten Technik sowie die Rahmenbedingungen ihrer Entwicklung und ihrer Alternativen



einzubezieh. In der Analyse sollen sowohl die beabsichtigten als auch die unbeabsichtigten Auswirkungen der betrachteten Technik (und ihrer Alternativen) berücksichtigt werden. Grundsätzlich sind in die Entwicklungsprojektion und die Bewertung alle Teilbereiche der Gesellschaft als Interessengruppen einzubezieh. Jede Eingrenzung darf nur bewusst und nach entsprechender Prüfung erfolgen (*Jochem*, 1988, S. 34 ff.).

Diesem allgemeinen Verfahrensschema mit seinen vier Phasen der TA wird auch im weiteren Verlauf dieser Arbeit gefolgt. Die dargestellte idealtypische Vorgehensweise stellt dabei den Ausgangspunkt für den Entwurf eines Ansatzes für die ökonomische Technologiebewertung im Lufttransportsystem dar. Gegenüber dieser vorgenommenen Eingrenzungen werden im folgenden Abschnitt erläutert und begründet.

## 4.3 Ökonomische Technologiebewertung im Lufttransportsystem

Dem im vorangegangenen Abschnitt skizzierten allgemeinen Verfahrensschema der Technologiebewertung folgend, sollen hier die Merkmale einer TA im Lufttransportsystem beschrieben und Anforderungen an diese erläutert werden. Wenngleich die TA auch im Lufttransportsystem grundsätzlich ökonomische, ökologische und soziologische Auswirkungen umfasst, werden in dieser Arbeit ausschließlich die ökonomischen Aspekte der zu bewertenden IVHM-Konzepte betrachtet. Aus Sicht des Autors sind die möglichen ökologischen und soziologischen Auswirkungen der in dieser Arbeit betrachteten Ausprägung der IVHM-Technologie als gering einzuschätzen.<sup>1</sup> Für eine TA in der Konzeptentwicklungsphase der Technologie kann eine Eingrenzung auf die ökonomischen Hauptkriterien daher als zulässig erachtet werden. Dementsprechend beschränkt sich dieses Kapitel auf die Beschreibung von Methoden, welche die ökonomische Bewertung unterstützen.

### 4.3.1 Definition des Lufttransportsystems

Das Lufttransportsystem (LTS) stellt ein komplexes System<sup>2</sup> im Sinne des *Systems Engineering* dar (*Langhans*, 2013, S. 7). Die Komplexität ergibt sich durch die Anzahl der Systemelemente und deren Abhängigkeiten und Wechselwirkungen. Zu den Kernelementen des LTS zählen z. B. Flugzeughersteller und -betreiber, Flughafenbetreiber, Flugsicherungsorganisationen und Regulierungsbehörden. Diese sind wiederum in das Betriebsumfeld eingebettet, welches sich aus der physischen Umwelt und Systemen höherer Ordnung,

<sup>1</sup>Andere als die hier diskutierten Ausprägungen der IVHM-Technologie können zweifellos auch ökologische Auswirkungen aufweisen, wenn z. B. Gewichtsreduktionen durch PHM- oder SHM-Einsatz angestrebt werden. Soziologische Auswirkungen könnten z. B. in Bezug auf die Anzahl der Arbeitsplätze im MRO-Sektor als Folge einer gesteigerten Automatisierung bestehen. Eine Bewertung dieser Auswirkungen würde eine detaillierte Analyse und Modellierung u. a. der Arbeitsprozesse und Arbeitszeitmodelle in der Flugzeuginstandhaltung erfordern, worauf in der vorliegenden Arbeit verzichtet werden soll.

<sup>2</sup>Ein System lässt sich nach *NASA* (1995) definieren als eine Konstruktion oder eine Sammlung unterschiedlicher Elemente, die zusammen Ergebnisse erzeugen, welche von den Elementen alleine nicht erreichbar wären. In gleicher Weise erzielt auch ein Flugzeugsystem (z. B. Flugsteuerung oder Hydrauliksystem) ein Resultat, welches die Komponenten als Elemente dieses Systems alleine nicht erbringen können.

wie z. B. dem allgemeinen Transportsystem, der Gesellschaft, dem Wetter und dem Klima zusammensetzt (Langhans, 2013; Wasson, 2006). Einen Überblick über die zentralen Interessengruppen im LTS zeigt die Abb. 4.2.

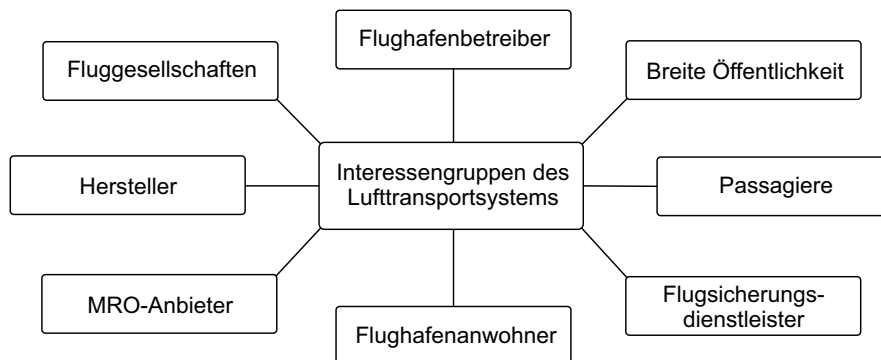


Abbildung 4.2: Interessengruppen im Lufttransportsystem (angelehnt an Langhans (2013))

### 4.3.2 Flugzeuglebenszyklus

In einer ganzheitlichen Technologiebewertung ist grundsätzlich der gesamte Lebenszyklus eines Systems zu berücksichtigen. Nur durch eine Einbindung des Lebenszyklus und der späteren Nutzer eines Systems in die Bewertung kann sichergestellt werden, dass sich dieses auch über die gesamte Lebensdauer als tragfähig erweist (DoD, 2001). Allgemein gliedert sich der Produktlebenszyklus von technischen Systemen in fünf Phasen (Langhans et al., 2008):

- Konzept-/Vorentwurf,
- Detailentwurf und Entwicklung,
- Konstruktion/Produktion,
- Operationelle Nutzung und Systembetreuung und
- Ausmusterung, Stilllegung, Entsorgung und Recycling.

Da die Konzept- und Entwicklungsphasen eines Produkts einen signifikanten Einfluss auf die späteren Lebenszykluskosten haben, ist es für einen Hersteller von größter Wichtigkeit, bereits in diesen frühen Phasen den gesamten Lebenszyklus des zu entwickelnden Produkts zu betrachten. Die Abb. 4.3 zeigt den typischen Verlauf der kumulierten Lebenszykluskosten (*life cycle cost*) (LCC) eines Produkts. Während der Großteil der Kosten in der Herstellungs- und Nutzungsphase anfallen, werden mit Abschluss der Konzeptentwurfsphase bereits etwa zwei Drittel bzw. der Entwicklungsphase bereits 80 % der gesamten LCC festgelegt. Der Grund dafür ist die abnehmende Gestaltungsfreiheit in den Entwicklungsphasen. Während der Nutzungsphase kann nur noch sehr eingeschränkt Einfluss auf die LCC genommen werden (Fabrycky und Blanchard, 1991).

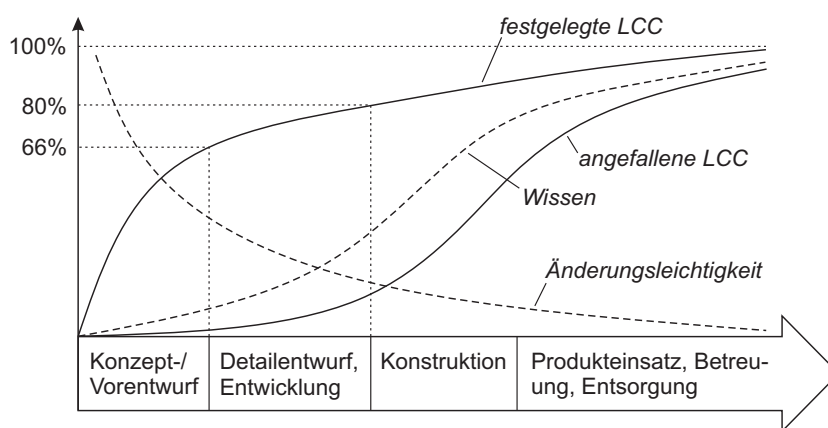


Abbildung 4.3: Festlegung und Anfall der Kosten, Wissen und Änderungslosigkeit im Produktlebenszyklus (nach *Langhans* (2013); *Fabrycky und Blanchard* (1991))

Die Herausforderung für den Hersteller besteht also darin, mit Hilfe von geeigneten Methoden zur Kostenabschätzung und Technologiebewertung in den frühen Phasen die richtigen Design-Entscheidungen zu treffen, um ein wettbewerbsfähiges und aus Herstellersicht rentables Produkt anbieten zu können.

### 4.3.3 Anforderungen an eine Technologiebewertung im Lufttransportsystem

Aufgrund der Vielzahl unterschiedlicher Untersuchungsfragen innerhalb des Lufttransportsystems existiert auch hier keine allgemein gültige Methodik zur Technologiebewertung. Vielmehr ist eine auf dem allgemeinen Verfahrensschema aufbauende Vorgehensweise zu entwickeln, welche an die konkrete Forschungsfrage angepasst wird. Dabei bleiben sowohl die Zielsetzung als auch der Charakter der Bewertung im Vergleich zum allgemeinen Vorgehen bestehen (*Wicke*, 2016, S. 29).

*Stumpf et al.* (2011) schlagen dazu eine Charakterisierung der angestrebten Analyse und Bewertung im LTS durch die in Abb. 4.4 dargestellten Determinanten vor. Neben der eigentlichen Methodik (z. B. Kosten-Nutzen-Analyse, Lebenszyklus-Ansatz) ist über einen geeigneten Detaillierungsgrad zu entscheiden und eine Referenz für die Bewertung zu definieren. Weiterhin müssen die Systemgrenzen festgelegt, die Perspektiven der relevanten Interessensgruppen eingebunden, die Bewertungsmetriken bestimmt und das Technologieumfeld beschrieben werden.

*Stumpf et al.* (2011) unterscheiden zwischen den Detaillierungsgraden *Level 0*, *Level 1* und *Level 2*. Während eine *Level 0*-Bewertung größtenteils auf der Nutzung von Expertenwissen basiert und schnelle Antworten auf tendenziell hohem Abstraktionsniveau liefert, kommen bei *Level 1*- und *Level 2*-Bewertungen detaillierte Simulations- und Analysewerkzeuge zum Einsatz.

Die Wahl eines angemessenen Detaillierungsgrads wird durch die Erfassbarkeit der relevanten Einflüsse und Wechselwirkungen, deren Modellierbarkeit, die Datenverfügbarkeit

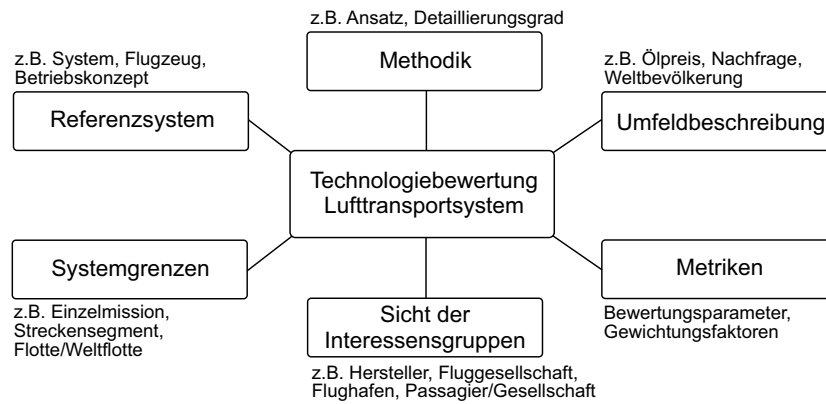


Abbildung 4.4: Determinanten der Technologiebewertung im Lufttransportsystem (nach *Stumpf et al.* (2011))

und die Beherrschbarkeit der Modellkomplexität (z. B. Entwicklungs- und Rechenaufwand müssen der Bewertungsaufgabe angemessen sein) bestimmt.

### Referenzsystem

Die Bewertung soll auf Basis der relativen Änderung der neuen Technologie im Vergleich zu einem Referenzsystem erfolgen. Dabei hat die Wahl des Referenzsystems einen wesentlichen Einfluss auf die Bewertungsergebnisse. Für eine fundierte Bewertung ist es wichtig, dass das Referenzsystem vollständig beschrieben und verstanden ist. Bezüglich seiner Eigenschaften sollte das Referenzsystem vergleichbar zum zu untersuchenden System sein, um einen gerechten Vergleich zu gewährleisten (*Stumpf et al.*, 2011).

### Systemgrenzen

Da eine Technologie sich höchstwahrscheinlich nicht in gleicher Weise auf alle der in Abb. 4.2 gezeigten Elemente des Lufttransportsystems auswirkt, sollte der Bewertungsansatz einem modularen Aufbau folgen und unterschiedliche Detaillierungsstufen der Modellierung unterstützen. Neben der Detaillierung der Bewertung ist auch ihr Umfang zu definieren. Dazu sollten die Systemgrenzen so gelegt werden, dass der Analyseaufwand möglichst auf das notwendige Minimum begrenzt wird (*Stumpf et al.*, 2011). Damit in einer TA alle relevanten Einflüsse des Technologieeinsatzes berücksichtigt werden können, müssen zunächst die betroffenen (Sub-) Elemente identifiziert werden. Für die genaue Abgrenzung des zu analysierenden Systems von seiner Umgebung und der Festlegung der Systemgrenzen ist eine Dekomposition des Lufttransportsystems in seine Bestandteile eine wesentliche Voraussetzung (*Wicke*, 2016, S. 29 f.).

### Interessensgruppen

Eine Technologiebewertung im Lufttransportsystem kann mit unterschiedlichen Bewertungsperspektiven und von verschiedenen Interessensgruppen des LTS durchgeführt werden. Hier soll eine Beschränkung auf die unternehmensspezifischen Bewertungen erfolgen

und der Fokus auf die Hersteller- und die Betreiberperspektive gelegt werden. Diese Beschränkung führt keinesfalls automatisch zu einem Ausschluss von ökologischen und soziologischen Bewertungsaspekten. Auf Basis der in Kapitel 3 untersuchten Auswirkungen der in dieser Arbeit betrachteten Technologien scheint eine Beschränkung auf ökonomische Bewertungskriterien zulässig.

Ein Flugzeugbetreiber setzt Methoden der TA im Zuge seiner Flottenplanung<sup>3</sup> ein. Er will den für sein Geschäftsmodell und eine erwartete Nachfrage- und Marktumfeldentwicklung am besten geeigneten Flugzeugtyp aus den möglichen Alternativen identifizieren oder den optimalen Ausphasungszeitpunkt für eine bestehende Flotte ermitteln.

Für einen Flugzeughersteller leitet sich die Motivation für eine TA aus zwei grundsätzlichen Zielen bei der Durchführung eines neuen Projekts oder der Einführung einer neuen Technologie ab: „der Erfüllung der Kundenanforderungen bei gleichzeitiger Machbarkeit für den Hersteller“ (*Schnieder*, 1998). Diese eigentlich trivialen Ziele müssen vor dem Hintergrund betrachtet werden, dass die Kosten für einen vollständigen Neuentwurf eines Flugzeugs und dessen Entwicklung bis zum Entry-Into-Service (EIS) so hoch sind, dass bei einem Misserfolg am Markt nicht selten die Existenz des Unternehmens in Gefahr ist (vgl. z. B. *Raymer* (2012)). Die Herausforderung für den Hersteller besteht insbesondere darin, sehr langfristige denken und planen zu müssen. Bereits die Entwicklung eines neuen Flugzeugs kann von der Konzeption bis zur Indienststellung 10 Jahre oder länger dauern. Anschließend plant der Hersteller, das Flugzeug mindestens 20-30 Jahre zu produzieren. Mindestens 30-40 Jahre dauert die Vermarktung des Flugzeugtyps an und insgesamt befindet sich der Flugzeugtyp 40-50 Jahre oder sogar länger bei Kunden im Einsatz (*Clark*, 2007, S. 8 f.). Der Flugzeughersteller muss in der Bewertung die Hersteller- und die Betreibersicht berücksichtigen, um die Konkurrenzfähigkeit seines Produkts bei den späteren Kunden und die Wirtschaftlichkeit der eigenen Entwicklung und Produktion des Flugzeugs sicherstellen zu können.

Hersteller führen darüber hinaus im Rahmen des Akquisitionsprozesses auch Analysen und Bewertungen für potenzielle Kunden durch. Dies trifft insbesondere für kleinere Airlines, die keine eigenen Bewertungsabteilungen unterhalten, oder junge Airlines ohne umfangreiche Erfahrung zu (*Clark*, 2007, S. 4-8).

### Umfeldbeschreibung

Die Bewertungsergebnisse werden durch Einflüsse und Interaktionen der die Technologie umgebenden Systeme (z. B. Politik, Gesellschaft, Volkswirtschaft) maßgeblich beeinflusst. Eine Beschreibung dieses Umfelds und die Untersuchung möglicher Entwicklungen der externen Einflussfaktoren in der Bewertung bilden ein wichtiges Element zur Berücksichtigung von Unsicherheiten.

Diese Beschreibung des Technologieumfelds kann in der Form von Zukunftsszenarien durch Anwendung der Szenariotechnik erfolgen (vgl. z. B. *Gausemeier et al.* (1996)). Ein Szenario

---

<sup>3</sup>Die Flottenplanung beschreibt nach *Clark* (2007) den Prozess, mit dem eine LVG geeignete Flugzeugkapazitäten beschafft und steuert, um erwartete Märkte über definierte Zeiträume mit dem Ziel der Vermögensmaximierung (der Fluggesellschaft) zu bedienen.

stellt in diesem Zusammenhang die Beschreibung einer möglichen Zukunftssituation dar. *Meussen und Becker* (2004) unterscheiden drei Ebenen von Szenarien: Makro-Szenarien beschreiben die globale sozioökonomische Umwelt (d. h. Gesellschaft, Volkswirtschaft, Politik, Technologie und Ökologie), Mesoszenarien umfassen die relevanten Faktoren des LTS (z. B. Luftverkehrsnachfrage, globales Streckennetz, Infrastruktur, Wettbewerb) und Mikroszenarien beziehen sich auf das unmittelbare Technologieumfeld (z. B. des Flugzeugs oder eines Flugzeugsystems). Die Szenariotechnik darf keinesfalls als exakte Planungsmethode betrachtet werden, die Vorhersagen der Zukunft liefern kann. Sie kann das Verständnis des analysierten Systems durch Wenn-Dann-Aussagen vertiefen und eine Bewertung der Technologie hinsichtlich ihrer Robustheit in von der erwarteten Zukunft abweichenden Situationen ermöglichen (*Ludwig*, 1995; *Stumpf et al.*, 2011). Vertiefende Darstellungen der Szenariotechnik finden sich u. a. bei *Gausemeier et al.* (1996); *Wellensiek et al.* (2011).

## Metriken

Die Auswahl von Metriken, welche das Verhalten der Technologie hinreichend gut beschreiben, ist eine weitere bedeutende Anforderung an einen Bewertungsansatz. Zu berücksichtigen sind dabei die unterschiedlichen Sichtweisen und Erwartungshaltungen<sup>4</sup> der Interessensgruppen. In diesem Kontext unterscheidet *Janić* (2007) sechs Hauptbewertungskategorien (Key Performance Areas (KPA)): technisch/technologisch, operationell, ökonomisch, ökologisch, gesellschaftlich, institutionell. Den KPAs können dann individuelle Leistungsindikatoren (Key Performance Indicators (KPIs)) zur Beschreibung des Referenzsystems und des zu analysierenden Systems zugeordnet werden (*Wicke*, 2016, S. 31).

### 4.3.4 Ökonomische Bewertungs- und Modellierungsansätze

Für wirtschaftliche Bewertungen im Lufttransportsystem kommen unterschiedliche Ansätze und Methoden zum Einsatz, deren Eignung von den Charakteristika der zu bewertenden Technologie, der konkreten Zielsetzung und dem vorhandenen Wissen und zur Verfügung stehenden Daten abhängt. Die wichtigsten quantitativen Ansätze sind:

- Betriebskosten-Methoden,
- Lebenszykluskostenrechnungen,
- Investitionsrechenverfahren.

Im Folgenden werden die genannten Bewertungsansätze in knapper Form erläutert und die Notwendigkeit für den Einsatz eines Investitionsrechenverfahrens für das in dieser Arbeit zu entwickelnde Bewertungsmodell verdeutlicht. Außerdem werden Modellierungsansätze erläutert, die eine ökonomische Bewertung unterstützen können.

---

<sup>4</sup>Beispielsweise sind Flugzeughersteller und -betreiber gewöhnlich in erster Linie an ökonomischen Bewertungsmetriken einer neuen Technologie interessiert, während für Flughafenanwohner Größen zur Beschreibung der Lärm- und Schadstoffemissionen im Vordergrund stehen.

## Betriebskostenrechnung

Für die Flugzeugbewertung und die monetäre Bestimmung von Auswirkungen neuer Technologien an einem Flugzeug stellen Direkte Betriebskosten (*direct operating cost*) (DOC)-Methoden ein etabliertes Werkzeug dar (*Schnieder, 1998*). Berechnungsmethoden zur Abschätzung der DOC sind z. B. von *Thomas (1966)*; *Liebeck et al. (1995)*; *Thorbeck (2001)*; *Scholz (1998)* entwickelt worden. Die Methoden unterscheiden sich im Fokus und in Umfang und Detaillierung der berücksichtigten Einflussparameter. Im Allgemeinen greifen sie auf analytische Formeln sowie Regressionsformeln für Bestandteile der Betriebskosten<sup>5</sup> zurück, um die spezifischen DOC eines Flugzeugs zu ermitteln. Die Kosten werden z. B. als Kosten pro Flugstunde (€/FH), pro Blockstunde (€/BH), oder pro geflogenem Sitzkilometer<sup>6</sup> (€/ASK) angegeben.

Beim Einsatz von DOC-Methoden ist stets ihr Gültigkeitsbereich zu beachten. So gelten die Formeln u. a. nur für eine Periode der eingeschwungenen Kosten<sup>7</sup>, eine ausgewählte Flugverbindung und Referenzmission sowie eine definierte jährliche Nutzung. Darüber hinaus werden ein fester Flugzeugrestwert und eine feste TAT unterstellt (*Schnieder, 1998*). Diese Einschränkungen führen zum Versagen von DOC-Methoden bei der Analyse und Bewertung von Technologien, die eine Berücksichtigung von nutzungsabhängigen Einflüssen (z. B. Ausfallverhalten, Instandhaltungsintervalle, Restwert), realen Betriebsszenarien, Auswirkungen auf die Flugzeugverfügbarkeit oder sich verändernden Umweltbedingungen erfordern.

Für die Bewertung der im Fokus dieser Arbeit stehenden IVHM- und CBM-Konzepte mit ihren Einflüssen auf die Zeitpunkte und Umfänge der fälligen Instandhaltungsereignisse, den (von nutzungs- und zustandsabhängigen) Flugzeugrestwert, die zeitliche Verteilung von Betriebsunterbrechungen und die resultierende Flugzeugverfügbarkeit und -nutzung können DOC-Methoden daher nicht zum Einsatz kommen.

## Lebenszykluskostenmethode

Mit der Anwendung von lebenszyklusbasierten Ansätzen, die zudem die zeitliche Verteilung (und Diskontierung<sup>8</sup>) von Kosten und ggf. Erträgen berücksichtigen, lassen sich die Limitierungen der DOC-Methoden überwinden. LCC-basierte Ansätze erfassen mit den Phasen Konzeptdefinition, Entwicklung, Herstellung, Betrieb und Außerdienststellung/Verwertung den gesamten Lebenszyklus eines Produkts. Sie schaffen damit ein verbessertes Bewusstsein über die Gesamtkosten eines Projekts und stellen eine Vergleichbarkeit alternativer Investitionsmöglichkeiten auf Basis der im Lebenszyklus anfallenden Gesamtkosten her.

Der breite Einsatz von Methoden zur Lebenszykluskostenberechnung hat in den 1960er Jahren begonnen, seit das DoD in der Entwicklungs- und Anschaffungsphase neuer Waffensysteme und anderer Großinvestitionen statt der reinen Anschaffungskosten die jeweiligen

<sup>5</sup>Vgl. für die Struktur der Betriebskosten und ihrer Bestandteile auch Kapitel 1.1.

<sup>6</sup>Available Seat-Kilometers (angebotene Sitzkilometer) (ASK)

<sup>7</sup>Dies trifft typischerweise zwischen dem 5. und 15. Betriebsjahr zu (*Schnieder, 1998*).

<sup>8</sup>Allgemein besteht eine Präferenz für gegenwärtige gegenüber zukünftigen Gütern. Das Verständnis, dass sich diese Zeitpräferenz in Zinsen widerspiegelt, geht u. a. auf *Fisher (1907)* zurück.

LCC des Systems für Vergleiche heranzieht. Die LCC eines Systems werden gewöhnlich als Barwert aller Kosten des Systems zum Zeitpunkt der Systeminbetriebnahme definiert. Sie lassen sich nach Formel 4.1 berechnen (*Eisenberger und Lorden, 1977*). Dabei bezeichnet  $m$  die Anzahl von Jahren in der Entwicklungs- bzw. Akquisitionsphase,  $n$  die Betriebslebensdauer,  $r$  den Diskontsatz und  $C_k$  die im  $k$ -ten Jahr angefallenen Kosten des Systems.

$$LCC = \sum_{k=-1(m-1)}^n \frac{C_k}{(1+r)^k} \quad (4.1)$$

Die mit der Durchführung von Lebenszyklusanalysen verfolgten Ziele können variieren. *Earles (1975)* nennt vier Anwendungsbereiche von LCC-Methoden:

- Kostendisziplin,
- Beschaffungsmethode,
- Akquisitionsabwägung,
- *Design Trade-off* Werkzeug.

Der grundsätzliche Nachteil eines reinen Kostenvergleichs – die fehlende Möglichkeit, zusätzliches Einnahmepotenzial zu erfassen – bleibt auch bei der LCC-Methodik bestehen.

### Investitionsrechenverfahren

Ansätze zur Kosten-Nutzen-Analyse (*cost-benefit analysis*) (CBA) werden von *Ludwig (1995)* allgemein als eine Bewertungsmethode beschrieben, welche Aufwendungen und Erträge vergleichbar macht, indem sie sowohl Kosten als auch Nutzen in Geldeinheiten quantifiziert und auf ein Basisdatum abzinst.

Die oben begründete Beschränkung auf die für den Hersteller bzw. Betreiber als Projektträger relevanten Projektwirkungen (vgl. Kapitel 4.3.3) erlauben hier den Fokus auf den Bereich der einzelwirtschaftlichen (im Vergleich zur gesamtwirtschaftlichen) Investitionsrechnung (*Blohm et al., 2012*). Dieser unterteilt sich in statische und dynamische Verfahren. In der Literatur wird von der Verwendung der statischen Verfahren grundsätzlich abgeraten, da deren Nichtberücksichtigung der zeitlichen Struktur von Ein- und Auszahlungen zu falschen Investitionsentscheidungen führen kann (*Kruschwitz, 2014*). Im Folgenden soll daher ausschließlich auf die dynamischen Investitionsrechenverfahren eingegangen werden, unter denen *Blohm et al. (2012)* die größte Bedeutung der

- Kapitalwertmethode,
- Interne-Zinssatz-Methode und
- Annuitätenmethode beimessen.



Für diese klassischen dynamischen Investitionsrechenverfahren gilt, dass sie die zeitliche Struktur der Zahlungsströme (d. h. der Ein- und Auszahlungen) erfassen, indem sie die zu unterschiedlichen Zeitpunkten anfallenden Zahlungen auf einen einheitlichen Vergleichszeitpunkt abzinsen bzw. aufzinsen (*Kruschwitz, 2014*).

Die Kapitalwertmethode (Nettobarwertmethode) vergleicht die Zahlungsströme einer Investitionsmöglichkeit mit denen einer alternativen Handlungsmöglichkeit<sup>9</sup>, die sich zum Kalkulationszinssatz verzinst und dementsprechend einen Kapitalwert von Null aufweist. Die Vorteilhaftigkeit eines Vorhabens ist also gegeben, wenn sein Kapitalwert größer als Null ist (*Schneider, 1992*). Die Berechnung des Nettobarwertes (NPV) erfolgt mit der in Formel 4.2 dargestellten Gleichung, wobei  $I_0$  die Anfangsinvestition zum Zeitpunkt  $t = 0$  und  $CF_t$  den Zahlungsstrom (*Cashflow*) zu den Zeitpunkten  $t = 1, \dots, T$  bezeichnen. Für das Ende des Planungszeitraums wird ein Liquidationserlös  $L$  angenommen. Die Abzinsung erfolgt jeweils mit dem Kalkulationszinssatz<sup>10</sup>  $r$ . Dabei wird angenommen, dass die Zahlungen in diskreten, äquidistanten Zeitpunkten (hier Jahresabstände) erfolgen (*Blohm et al., 2012*).

$$NPV = -I_0 + \sum_{t=1}^T \frac{CF_t}{(1+r)^t} + \frac{L_T}{(1+r)^T} \quad (4.2)$$

Der Kapitalwert kann auf unterschiedliche Weisen interpretiert werden. So lässt sich z. B. zeigen, dass der Kapitalwert der Differenz zwischen der Investitionssumme und dem am Kapitalmarkt zu bezahlendem Preis entspricht, um in der Zukunft die gleichen Investitionsrückflüsse zu erhalten. Genauso kann der Kapitalwert eines Investitionsprojektes als derjenige Betrag betrachtet werden, um welchen sich der gegenwärtige Wohlstand eines Investors vermehrt, wenn er das Projekt realisiert (*Kruschwitz, 2014*).

Die zentrale Annahme der Kapitalwertmethode ist die Existenz eines vollkommenen Kapitalmarktes. Für ihre Anwendung folgen daraus mehrere Prämissen. Es bestehen keine Finanzierungsrestriktionen für Investitionszwecke und der Haben- und der Soll-Zins, zu dem jederzeit Mittel aufgenommen oder angelegt werden können, sind (wenigstens) annähernd einheitlich. Dieser einheitliche Zinssatz heißt Kalkulationszinssatz. Ist diese Prämisse nicht erfüllt, dann kann die Kapitalwertmethode nicht mehr ohne weiteres genutzt werden. Stattdessen sollte ggf. eine Vermögensendwertmethode<sup>11</sup> eingesetzt werden. Für Alternativenvergleiche müssen die Alternativen vollständig sein, d. h. die Höhe des jeweils gebundenen Kapitals und die Betrachtungszeiträume müssen gleich sein. Dies kann durch die Annahme von Ergänzungsinvestitionen mit einem Kapitalwert von Null erreicht werden. Im Falle von Finanzierungsrestriktionen kann die Bestimmung der relativen Vorteilhaftigkeit von Alternativen nur durch eine simultane Investitionsprogrammplanung erfolgen. Eine letztlich allen Planungsrechnungen zugrundeliegende Prämisse ist die Prognostizierbarkeit der Zahlungen bis zum Planungshorizont. Dies erfordert die Identifizierbarkeit und Zurechenbarkeit der vollständigen Zahlungsreihe einer Investition (*Blohm et al., 2012*).

<sup>9</sup>d. h. einer Investition oder Finanzierungsmöglichkeit

<sup>10</sup>In der praktischen Investitionsplanung ist der Kalkulationszinssatz eine vereinfachende Pauschalannahme über die Finanzierungskosten und die Erträge aus möglichen Geldanlagen (*Schneider, 1992*).

<sup>11</sup>Erläuterungen dazu finden sich z. B. bei *Blohm et al. (2012)* und *Kruschwitz (2014)*.

Die Interne-Zinssatz-Methode basiert mathematisch betrachtet auch auf der NPV-Methode. Denn der interne Zinsfuß (*internal rate of return*) ist als derjenige Zinssatz definiert, für den der NPV den Wert Null annimmt. Ökonomisch besteht aber ein erheblicher Unterschied. Während der Kapitalwert die Vorteilhaftigkeit einer Investition in einer absoluten Größe misst, weist der interne Zinssatz mit der Kapitalrentabilität eine relative Größe aus (*Schneider, 1992*). Es sind diejenigen Investitionsmöglichkeiten als vorteilhaft anzusehen, die Verzinsungen anbieten, welche den Kalkulationszinssatz (und damit die Opportunitätskosten des einzusetzenden Kapitals) übersteigen (*Brealey et al., 2014*).

Der Einsatz der Internal Rate of Return (IRR)-Methode wird jedoch von zahlreichen Autoren als problematisch gesehen, da sie mehrere Fallstricke birgt, welche zu nicht sinnvollen Ergebnissen führen können (z. B. *Kruschwitz (2014)*; *Brealey et al. (2014)*; *Schneider (1992)*). Für die Ermittlung des IRR ist eine Polynomgleichung  $T$ -ten Grades zu lösen. In der Regel muss man dabei auf Näherungsverfahren zurückgreifen. Problematischer ist, dass die Polynomgleichungen bis zu  $T$  verschiedene Lösungen haben, die entweder reell oder komplex sind. Es kann damit zum Fall der Mehrdeutigkeit (d. h. die Investition hat mehrere (reelle) interne Zinssätze), der Eindeutigkeit (d. h. die Investition weist nur einen (reellen) internen Zinssatz aus) oder der Nichtexistenz (d. h. die Investition hat keinen (reellen) internen Zinssatz) kommen (*Kruschwitz, 2014*). Zusätzlich zu den Prämissen der NPV-Methode sehen *Blohm et al. (2012)* die IRR-Methode nur für isoliert durchführbare Investitionen anwendbar.<sup>12</sup> Bei sich ausschließenden Investitionsprojekten führt die Methode zu nicht sinnvollen Ergebnissen (*Schneider, 1992*). Ihre Anwendung ist zudem nicht möglich, wenn es mehr als einen Kalkulationszinssatz im Planungszeitraum gibt (*Brealey et al., 2014*).

Die Annuitätenmethode kann als Variante der Kapitalwertmethode angesehen werden. Sie führt bei gleichen Annahmen auch zum gleichen Ergebnis in Bezug auf die Vorteilhaftigkeit einer Investition wie die NPV-Methode (*Kruschwitz, 2014*; *Blohm et al., 2012*). Als Annuität wird eine periodische Rente aus dem Kapitalwert der Zahlungsreihe bezeichnet. Mathematisch ist die Annuität der Einnahmenüberschüsse  $AN$  gemäß Formel 4.3 definiert als Kapitalwert  $NPV$  mal Wiedergewinnungsfaktor  $WF$  (*Schneider, 1992*):

$$AN = NPV \cdot WF = \left[ -C_0 + \sum_{t=1}^T \frac{CF_t}{(1+r)^t} \right] \cdot \frac{r(1+r)^T}{(1+r)^T - 1} \quad (4.3)$$

Während die Kapitalwertmethode grundsätzlich auch mit im Zeitablauf schwankenden Zinssätzen umgehen kann, ist die Annuitätenmethode dazu nicht in der Lage (*Schneider, 1992*). Für den seltenen Fall, dass für die Investitionsentscheidung auch die Höhe des Periodenüberschusses von Interesse ist oder für die Lösung spezieller Fälle des Ersatzproblems sehen *Blohm et al. (2012)* Gründe für den Einsatz der Annuitätenmethode.

<sup>12</sup>Bei diesen entfällt die Notwendigkeit von Zwischenanlagen und Ergänzungsinvestitionen. Für jene würde die IRR-Methode implizit eine Verzinsung sowohl der zwischenzeitlich angelegten Einnahmeüberschüsse als auch der Ergänzungsinvestitionen mit dem internen Zinssatz unterstellen. Diese Annahmen sind jedoch unrealistisch und widersprechen der geltenden Prämisse der Kapitalwertmethode, dass Zwischenanlagen und Ergänzungsinvestitionen mit dem Kalkulationszinssatz verzinst werden (*Blohm et al., 2012*).

Ausgehend von den obigen Ausführungen soll unter Berücksichtigung der Prämissen die NPV-Methode für die wirtschaftliche Bewertung in dieser Arbeit zur Anwendung kommen.

### Ansätze zur Kostenschätzung

Für eine Anwendung der LCC- oder NPV-Methode müssen die in der jeweiligen Kostenstruktur (vgl. Kapitel 1.1) enthaltenen Kostenelemente bestimmt werden. Im einfachsten und idealen Fall sind die Höhe der Kosten (bzw. Erlöse) bekannt (z. B. Höhe der Anschaffungskosten für ein Flugzeug nach Abschluss des Kaufvertrags). Während des typischen Einsatzes dieser Methoden in der Produktentwicklung sind viele Daten jedoch noch nicht bekannt und es müssen je nach Phase unterschiedliche Ansätze zur Kostenschätzung herangezogen werden.

*Asiedu und Gu* (1998) unterscheiden zwischen drei Klassen von Ansätzen zur Kostenschätzung, die auch im Modell zur ökonomischen Lebenszyklusanalyse (vgl. Kapitel 5.5) zur Anwendung kommen:

- Parametrische Methoden,
- Analogiemethoden,
- Detaillierte Methoden.

Als parametrische Methoden bzw. Modelle werden Kostenabschätzungen auf Basis mathematischer Gleichungen bezeichnet, die Beziehungen von Kosten zu einer oder mehreren physikalischen (oder allgemein: technischen) Eigenschaften des untersuchten Systems herstellen. Diese auch als *Top-down*-Ansätze bezeichneten Methoden machen Gebrauch von Kostenschätzungsbeziehungen (cost estimation relationships (CERs)), welche durch Anwendung von Regressionsanalysen von historischen oder empirischen Daten ermittelt werden (*Asiedu und Gu*, 1998). Typische Parameter der CERs können Komplexität, Gewicht, Größe, Materialzusammensetzung und Leistung sein. Der Aufbau von CERs kann zunächst mit hohem Aufwand verbunden sein. Die anschließende Erzeugung von Kostenschätzungen auf Basis von CERs ist dann aber vergleichsweise einfach und schnell. CERs kommen häufig in frühen Entwicklungsphasen zum Einsatz, wenn bereits grundlegende technische Eigenschaften und Leistungsdaten vorliegen, jedoch das detaillierte Design noch unbekannt ist. Ein Nachteil der parametrischen Ansätze ist, dass sie sich weniger gut für neue Technologien eignen (*Long*, 2000; *Asiedu und Gu*, 1998; *Fabrycky und Blanchard*, 1991).

Für Kostenschätzungen mithilfe von Analogiemethoden wird ein ähnliches Produkt bzw. Komponente identifiziert und dessen Kosten um die Unterschiede zwischen diesem und dem zu bewertenden Produkt angepasst. Analogiemethoden können sowohl auf der Makroebene (z. B. Analogien in Bezug auf die Größe eines Flugzeugs oder Anzahl der Triebwerke) als auch auf der Mikroebene (z. B. Schätzung der erforderlichen Mannstunden für eine Instandhaltungstätigkeit durch Vergleich mit einer ähnlichen Aufgabe) eingesetzt werden. Der Erfolg der Methode hängt wesentlich von der Fähigkeit ab, die Unterschiede zwischen

dem zu bewertenden Fall und dem Vergleichsfall korrekt zu identifizieren. Der Einsatz von Analogiemethoden erfordert daher hohes technisches Wissen und vollständiges Verständnis des Produkts und der Prozesse. Die Methoden eignen sich tendenziell gut für die frühen Entwicklungsphasen neuer Produkte bzw. Technologien. Außerdem können sie gut zur Plausibilitätsüberprüfung von Schätzungen anderer Methoden genutzt werden, da ihr Einsatz einen vergleichsweise geringen Aufwand verursacht (*Fabrycky und Blanchard, 1991; Asiedu und Gu, 1998*).

Die detaillierten Kostenschätzungen zählen zu den *Bottom-up*-Ansätzen und zeichnen sich durch eine genaue, in die Tiefe gehende Analyse aller Aufgaben, Komponenten, Prozesse und Teile aus. Diese Schätzmethode erzeugt Zahlen für die benötigte Arbeit, das Material und die Ausrüstung. Die Kosten werden durch Multiplikation der geschätzten Mengen mit den Stundensätzen, Materialpreisen und Gemeinkostensätzen berechnet. Die detaillierten Methoden sind zeit- und kostenintensiv und erfordern sehr detailliertes Wissen über das Produkt und die Prozesse. Dafür ermöglicht der Einsatz von detaillierten Methoden die genauesten Kostenschätzungen. Die Schwierigkeiten in der Anwendung dieser Methoden bestehen u. a. in der Bestimmung bzw. Beschaffung der benötigten Zeit- und Kostenwerte, der Handhabung der großen Informationsmenge sowie der erforderlichen Fähigkeiten und Erfahrung, die Basisinformationen in korrekter Weise zu benutzen (*Asiedu und Gu, 1998*).

### **Simulationsmodelle**

Der Einsatz der Kostenschätzmethoden lässt sich insbesondere bei einer Bewertung von komplexen Systemen und unsicheren zukünftigen Umweltbedingungen durch die Methoden der Simulation und der Szenariotechnik unterstützen. Die Durchführung von Berechnungsexperimenten mit mathematischen Modellen stellt dabei eine äußerst leistungsfähige Methode dar, die sich insbesondere für Systeme eignet, die sich durch eine hohe Vernetzung und zahlreiche interdependente Faktoren auszeichnen, so dass deren Gesamtwirkung auf das Ergebnis nicht mehr intuitiv abschätzbar ist. Mit einem Simulationsmodell lassen sich somit mögliche Entwicklungen in der Erfahrungswirklichkeit antizipieren, in dem unterschiedliche Bedingungskonstellationen für mögliche Ereignisse der Realität in einem mathematischen Modell des relevanten Realitätsausschnitts (Systemgrenzen) untersucht werden. Schwierigkeiten können durch unzureichende Datenbestände, eingeschränkte Überprüfbarkeit der mathematischen Funktionen und eine oftmals vorgetäuschte Genauigkeit der Ergebnisse bestehen (*Kröll, 2007; Ludwig, 1995*).

### **Sensitivitätsanalysen**

Aufgrund fehlender verlässlicher Informationen in frühen Entwicklungsphasen oder zukünftiger Risiken bezüglich des Technologie- und Marktumfelds sollten im Rahmen der TA stets die Unsicherheiten in Bezug auf die Eingangsinformationen berücksichtigt werden. Eine Sensitivitätsanalyse untersucht, wie empfindlich ein System auf Veränderungen von einem oder mehreren Eingangsparametern reagiert. Die Durchführung von Sensitivitätsanalysen wird von *Haag et al. (2011)* als unverzichtbar zur Validierung einer Technologiebewertung angesehen. *Kruschwitz (2014)* nennt sie einen sinnvollen Bestandteil von Investitionsrechnungen.

# 5. Modell für die ökonomische Lebenszyklusanalyse von IVHM-Konzepten

Ausgehend von den in den Kapiteln 2 und 3 herausgearbeiteten technologischen Grundlagen und der identifizierten Einflüsse von Zustandsmanagementsystemen und CBM im Flugzeublebenszyklus sowie der in Kapitel 4 bestimmten Anforderungen an eine wirtschaftliche Technologiebewertung ist das im Mittelpunkt dieser Arbeit stehende Modell für die Lebenszyklusanalyse von IVHM-Konzepten entwickelt worden. In diesem Kapitel werden zunächst das Konzept des Modellierungs- und Bewertungsansatzes (Kapitel 5.1) diskutiert, bevor die einzelnen Module und die zugrundeliegenden Modellierungen im Detail beschrieben werden. Die Modellierungen gliedern sich in die Module für den Flugzeugbetrieb (Kapitel 5.2), das Ausfallverhalten (Kapitel 5.3), die Flugzeuginstandhaltung (Kapitel 5.4) und den ökonomischen Lebenszyklus (Kapitel 5.5). Das Kapitel schließt mit der Überprüfung der Plausibilität der zentralen Modelle des Bewertungsansatzes (Kapitel 5.6).

## 5.1 Entwurf des Modellierungs- und Bewertungskonzepts

In den folgenden Abschnitten sollen die Spezifikation des Bewertungsmodells und die davon abgeleitete Modellarchitektur und zentrale Modellierungsgrundsätze des entwickelten Bewertungsansatzes beschrieben werden. Dazu zählen die Methodik der Diskret-Ereignis-Simulation, der Einsatz von probabilistischen Analysen und die Möglichkeit zur Durchführung von Parametervariationen.

### 5.1.1 Spezifikation des Bewertungsmodells

Ausgehend von den grundlegenden Anforderungen an eine Technologiebewertung im LTS und den identifizierten Bewertungsmethoden (vgl. Kapitel 4) sowie den Erkenntnissen der Kapitel 2 und 3 kann der zu entwickelnde Modellierungs- und Bewertungsansatz spezifiziert werden. Eine Strukturierung der Spezifikation soll gemäß der in Abb. 5.1 formulierten Kategorien vorgenommen werden.

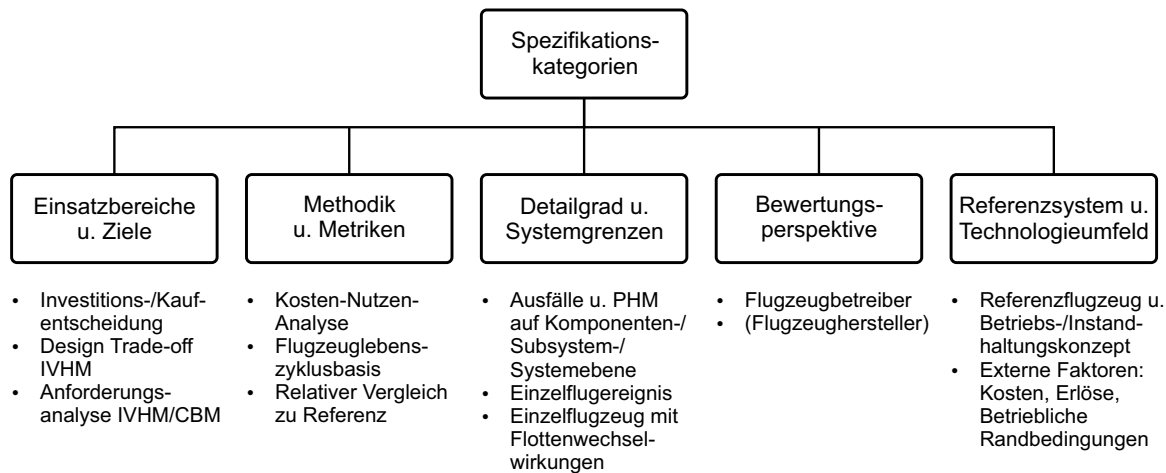


Abbildung 5.1: Spezifikation des Modellierungs- und Bewertungsansatzes

### Einsatzbereiche und Ziele

Der Bewertungsansatz soll der Entscheidungsunterstützung in der Erforschung, Entwicklung, Anschaffung und Betrieb neuer Flugzeugtechnologien bzw. -konzepte dienen. Im Fokus steht die Fähigkeit zur Bewertung von IVHM-Systemen inkl. der zugehörigen Betriebs- und Instandhaltungskonzepte. Das Bewertungsmodell soll über diesen Anwendungsfall hinaus ein möglichst breites Einsatzspektrum bieten. Abhängig von der eingenommenen Perspektive und der betrachteten Technologie können die Analyseergebnisse der Entscheidungsunterstützung u. a. bei den folgenden unternehmerischen Fragestellungen dienen:

- Investition in die (Serien-) Entwicklung und Herstellung eines (neuen) Flugzeugmusters bzw. einer Flugzeugtechnologie,
- Investition in die detailliertere Erforschung und Entwicklung neuer Flugzeugkonzepte bzw. Flugzeugtechnologien,
- Kauf und Betrieb eines (neuen) Flugzeugmusters,
- Definition von technischen und wirtschaftlichen Anforderungen an ein (neues) Flugzeugmuster bzw. eine Flugzeugtechnologie,
- Einführung von (neuen) Betriebs- oder Instandhaltungskonzepten bei einem Flugzeugbetreiber,
- Veränderungen von betrieblichen Randbedingungen (z. B. Nachtflugverbote) oder des Marktumfelds (z. B. Kraftstoffpreis).

In Bezug auf die hier im Mittelpunkt stehenden IVHM-Konzepte bestehen u. a. die folgenden konkreten Möglichkeiten zur Entscheidungsunterstützung (vgl. Kapitel 3.2.3):

- Investition in ein IVHM-System für ein neues Flugzeugmuster,

- Investition in eine Nachrüstung eines IVHM-Systems für ein bestehendes Flugzeugmuster,
- Unterstützung bei der Identifikation von Prognosekandidaten,
- Durchführung von *Design Trade-offs* während der Entwicklung eines IVHM-Systems,
- Definition von technischen und wirtschaftlichen Anforderungen an ein IVHM-System,
- Definition von Anforderungen an ein CBM-Planungskonzept.

Um die allgemeinen und die im Bereich IVHM angestrebten Fähigkeiten zur Entscheidungsunterstützung bereitstellen zu können, müssen die jeweils zugrundeliegenden Einflussmechanismen vom Bewertungsansatz erfasst und in hinreichender Genauigkeit modelliert werden können.

### Methodik und Metriken

Für die Bewertung der IVHM- und CBM-Konzepte wird ein Ansatz zur Kosten-Nutzen-Analyse auf Flugzeublebenszyklusbasis gewählt. Neue Technologien finden in der Regel nur dann Einzug in ein Flugzeug, wenn Flugzeughersteller und Betreiber unter Einbeziehung möglicher Technologie- und Marktunsicherheiten einen positiven Nutzen für sich erwarten. In den meisten Fällen ist der Nutzen direkt monetärer Art oder monetarisierbar<sup>1</sup>. Zentrale Merkmale der gewählten Methodik sind:

- Ökonomische Kosten-Nutzen-Analyse (d. h. Modellierung von Kosten und Erlösen),
- Periodenübergreifende Bewertung von Technologiealternativen (Investitionsrechenverfahren),
- Vergleichende Bewertung über den Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs,
- Modellierung der Einflüsse und Wechselwirkungen von Flugzeugtechnologien (im Speziellen: IVHM) und Betriebs- und Instandhaltungskonzepten,
- Berücksichtigung stochastischer Effekte des Ausfallverhaltens technischer Einheiten und der Wirkung von Prognosekonzepten.

Das Lebenszyklus-Kosten-Nutzen-Modell Aircraft Technology and Operations Benchmark System (AIRTOBS) ist für die wirtschaftliche Lebenszyklusanalyse neuer Technologien<sup>2</sup> im Lufttransportsystem entwickelt worden. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit und der Projekte ProReB und Overall Management Architecture for Health Analysis (OMAHA) (vgl.

---

<sup>1</sup>Daneben existieren auch nicht-monetarisierbare Größen. Diese sollen nicht durch das hier diskutierte Modell zur Flugzeublebenszyklusanalyse erfasst werden und finden auch darüber hinaus keine Berücksichtigung in der vorliegenden Arbeit.

<sup>2</sup>Unter dem Begriff Technologien sind hier Flugzeugkonzepte, Flugzeug- bzw. Triebwerkstechnologien, Betriebs- und Instandhaltungskonzepte usw. zu subsumieren.

Kapitel 1.2) erfolgte eine umfangreiche Weiterentwicklung und Erweiterung eines bestehenden Modells, um eine Bewertungsfähigkeit von zukünftigen Zustandsmanagementsystemen und neuen Instandhaltungskonzepten zu schaffen.<sup>3</sup>

Das Modell berücksichtigt mit der Entwicklung, der Herstellung, dem Betrieb und dem Lebensdauer- bzw. Nutzungsende alle relevanten Phasen eines Flugzeulebenszyklus. In Abbildung 5.2 ist die schematische Architektur von AIRTOBS dargestellt. Daraus lässt sich die Gliederung des Modells in einen Hersteller- und einen Betreiberteil ablesen.

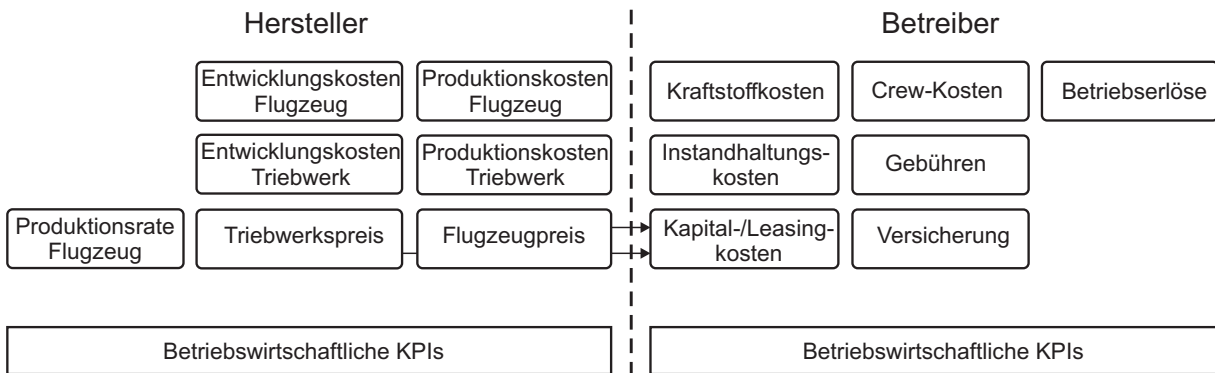


Abbildung 5.2: Schematische Architektur des Lebenszyklus-Kosten-Nutzen-Modells (in Anlehnung an *Langhans* (2013))

Im Hersteller-Modul (*Manufacturer Life-Cycle Model*) werden Kosten und Erlöse eines Flugzeugprogramms aus der Sicht des Flugzeugherstellers modelliert. Dazu kommen Kostenschätzfunktionen jeweils für die Entwicklung und Herstellung des Flugzeugs und der Triebwerke zum Einsatz. Einflussgrößen für die zu modellierenden Kosten sind Flugzeugentwurfsparameter, eingesetzte Werkstoffe sowie Flugzeug- und Produktionstechnologien. Angenommene Produktionsraten und statistisch abgeleitete Listenpreise führen zum Zahlungsstrom des Herstellers und schließlich zum Nettobarwert und weiteren KPIs, welche die Durchführung einer Lebenszyklus-Kosten-Nutzen-Analyse für den Hersteller erlauben (*Langhans*, 2013, S. 43 ff.).

Das Betreiber-Modul (*Operator Life-Cycle Model*) bildet die Kosten und Erlöse ab, welche im Betriebslebenszyklus aus der Perspektive eines Flugzeugbetreibers auftreten. Den Kern des Modells stellt eine Diskret-Ereignis-Simulation (*discrete-event simulation*) (DES) des Flugzeugbetriebs und der -instandhaltung dar. Auf den Ergebnissen der DES aufbauend erfolgt eine Modellierung des Betreiber-Cashflows. Die Bestimmung des Nettobarwerts (und einer Vielzahl weiterer KPIs) ermöglicht die Kosten-Nutzen-Analyse für einen Flugzeulebenszyklus aus Betreibersicht.

Eine Übersicht über die auf Hersteller- und Betreiberseite modellierten Kosten und Erlöse sowie die Schnittstelle zwischen den beiden Seiten gibt die Abbildung 5.2. Diese Arbeit

<sup>3</sup>Die ursprüngliche Fassung von AIRTOBS (bzw. des LCC-Modells) ist in der Abteilung Systemanalyse Lufttransport am Institut für Lufttransportsysteme der Technische Universität Hamburg (TUHH) bzw. des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter Beteiligung mehrerer Wissenschaftlicher Mitarbeiter und Studenten konzipiert und entwickelt worden (vgl. z. B. *Langhans* (2013); *Schilling* (2009); *Nolte* (2008); *Seemann* (2010)).



beschränkt sich im Folgenden auf die Module der Betreiberseite, zu denen auch alle entwickelten Modelle zur Analyse von IVHM-Konzepten zählen. Eine umfassende Herleitung und Diskussion des Herstellermoduls findet sich bei *Langhans* (2013).

Die Umsetzung des gesamten Modells ist in MATLAB<sup>®4</sup> erfolgt. Es kann plattformunabhängig sowohl auf Einzelplatzrechnern als auch auf Rechen-Clustern eingesetzt werden.

### Detailgrad der Modellierung und Bewertung

Der Grad der Detaillierung des Modellierungs- und Bewertungsansatzes kann an die spezifischen Anforderungen und Randbedingungen eines Anwendungsfalls angepasst werden und eignet sich prinzipiell für *Level 1*- und *Level 2*-Bewertungen (vgl. Kapitel 4.3.3). Der geeignete Detailgrad wird wesentlich durch die Forderung nach einer realitätsnahen Abbildung des Flugzeugbetriebs unter Berücksichtigung individueller Flugzeugnutzungsprofile (realistisches Betriebsszenario) und nach nutzungsabhängiger Modellierung der geplanten und ungeplanten Instandhaltung bestimmt. Weiterhin soll die Fähigkeit zur Modellierung der Produktstruktur (des Flugzeugs) auf Komponenten-, Subsystem- und/oder Systemebene gegeben sein. Um eine umfassende Analyse von IVHM-Systemen zu ermöglichen, sind zudem die in Kapitel 3.2.1 identifizierten Einflussparameter zu berücksichtigen:

- Technische Ausfälle der Flugzeugkomponenten bzw. -systeme,
- Diagnose- und Prognosesysteme,
- Prognosefehler,
- Geplante und ungeplante Instandhaltungsereignisse,
- Planung von zustandsorientierten Instandhaltungsumfängen.

Im Allgemeinen kann davon ausgegangen werden, dass mit zunehmender Modellierungsgranularität (z. B. Modellierung auf Komponenten- statt auf (Sub-) Systemebene) auch eine steigende Genauigkeit erreichbar wird, da zusätzliche Einflüsse und Wechselwirkungen berücksichtigt werden können. Eine hochdetaillierte Modellierung erfordert jedoch sehr umfangreiches Wissen über die zu modellierenden Einheiten und Prozesse. Insbesondere in den frühen Entwicklungsphasen ist das Wissen gewöhnlich noch sehr begrenzt oder nur mit unverhältnismäßig großem Aufwand zu ermitteln (vgl. Kapitel 4.3.2). Die Wahl des Detailgrads stellt somit einen Kompromiss aus möglichst genauer Abbildung der Realität auf der einen Seite und begrenzten Informationen und Angemessenheit des Aufwands auf der anderen Seite dar.

---

<sup>4</sup>MATLAB<sup>®</sup> ist eine Programmierumgebung für numerische Berechnungen, die Datenanalyse und -visualisierung sowie die Programmierung und Algorithmenentwicklung. Es handelt sich um eine kommerzielle Software des Unternehmens The MathWorks, Inc. (*Math Works*, 2016).

## Bewertungsperspektive

Der Modellierungs- und Bewertungsansatz stellt die Bewertungsperspektiven des Flugzeugherstellers (*Manufacturer Life-Cycle Model*) und des Betreibers (*Operator Life-Cycle Model*) zur Verfügung. In der vorliegenden Arbeit wird ausschließlich die Betreiberperspektive im Detail betrachtet. Auch diese liefert durch die wirtschaftliche Analyse des Kundennutzens einen essentiellen Beitrag zur Entscheidungsunterstützung beim Hersteller.

Der Flugzeublebenszyklus aus Sicht eines Betreibers beginnt mit dem Flugzeugkauf. Die wesentliche Phase ist der Betrieb des Flugzeugs. Der Betreiberlebenszyklus endet mit dem Weiterverkauf an einen anderen Betreiber für eine Zweitverwertung<sup>5</sup> oder dem Recycling bzw. der Verschrottung, wenn das technische Lebensdauerende des Flugzeugs erreicht ist.

## Referenzsystem und Technologieumfeld

Das Referenzsystem für Bewertungen in AIRTOBS umfasst das Flugzeug mit den enthaltenen Systemen bzw. Komponenten und das Betriebs- und Instandhaltungskonzept, mit welchem eine neue Technologie verglichen werden soll. Die Definition des Referenzsystems muss anwendungsfallspezifisch erfolgen (vgl. Kapitel 6.3).

Die Berücksichtigung des Technologieumfelds erfolgt in AIRTOBS über die Vorgabe von Kosten (z. B. Kraftstoffkosten, Arbeitskosten, Flughafengebühren, Emissionszertifikate) und Erlösen (d. h. Ticketpreise und Sitzladefaktoren), sowie über die Modellierung des Flugzeugbetriebs (z. B. Frequenz und Länge der geflogenen Routen, Kraftstoffverbrauch, Bodenzeiten, Nachtflugverbote).

### 5.1.2 Modellarchitektur Betreiberlebenszyklus

Das entwickelte Betreiberlebenszyklusmodell weist eine modulare Struktur auf.<sup>6</sup> Es setzt sich aus den drei Hauptmodulen Flight Schedule Builder (FSB), Maintenance Schedule Builder (MSB) und dem Life-Cycle Cost Benefit (LC2B)-Modul zusammen (vgl. Abbildung 5.3). Das FSB-Modul erzeugt auf Basis der gewählten Flugzeug- und Routendaten einen Sollflugplan für den Lebenszyklus, der zunächst noch keine Instandhaltungsereignisse enthält. Diese werden im MSB-Modul generiert und der geplante Flugzeugbetrieb um die instandhaltungsbedingten Bodenzeiten angepasst. Es finden sowohl geplante als auch ungeplante Instandhaltungsereignisse Berücksichtigung. Nach Ermittlung der im Lebenszyklus durchgeführten Instandhaltung und absolvierten Flüge werden im LC2B-Modul die resultierenden Kosten und Erlöse modelliert und die ökonomischen Leistungsindikatoren berechnet.

<sup>5</sup>Die Zweitverwertung kann als Passagier- oder Frachtflugzeug erfolgen. Insbesondere Großraumpassagierflugzeuge werden häufig nach der ersten Nutzungsphase zu einem Frachtflugzeug umgebaut und erleben dann einen „zweiten Lebenszyklus“.

<sup>6</sup>Die modulare Struktur erleichtert die Erweiterung des Modells und den Austausch bzw. die Weiterentwicklung von (Sub-) Modulen. Die drei Hauptmodule können auch getrennt voneinander ausgeführt werden, solange alle benötigten Eingangsdaten vorhanden sind. Unterhalb der Hauptmodule gliedert sich das Modell in zahlreiche Submodule, von denen viele bedarfsgerecht aktiviert bzw. deaktiviert werden können.

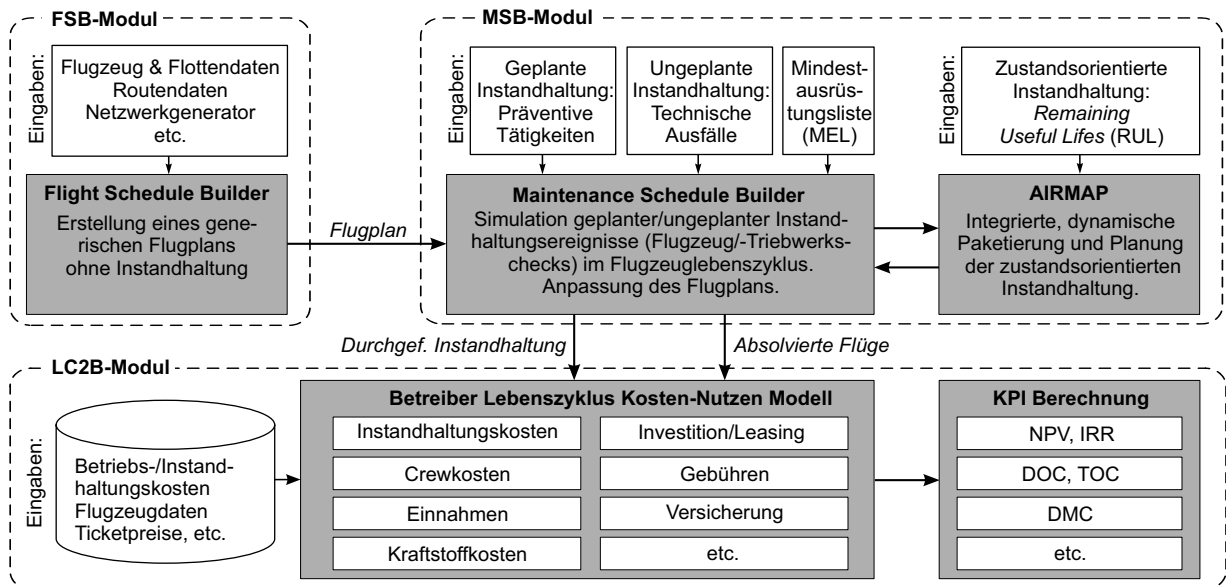


Abbildung 5.3: Modulare Programmstruktur von AIRTOBS (Hölzel und Gollnick, 2015)

Eine detaillierte inhaltliche Beschreibung der Funktionen der Module erfolgt in den nächsten Abschnitten.

### 5.1.3 Diskret-Ereignis-Simulation

Diskret-Ereignis-Simulationen (DES) können ein geeignetes Untersuchungsinstrument darstellen, wenn bekannte analytische Methoden keine Lösung zu einem Problem liefern können (Fishman, 2013, S. 24). Weit verbreitet ist die Nutzung von DES zur Modellierung von Instandhaltungs- und Betriebsprozessen (z. B. Bazargan und McGrath (2003), Sandborn und Wilkinson (2007)).

Um die vielfältigen Einflüsse und Wechselwirkungen des Flugzeugbetriebs, der Instandhaltung und der Zustandsmanagementtechnologien in geeigneter Weise zu modellieren, wird auch für AIRTOBS ein DES-Ansatz gewählt. Mit einer DES wird eine Approximation der realen Welt vollzogen, indem statt kontinuierlicher Abläufe nur noch (für die aktuelle Analyse) relevante Ereignisse<sup>7</sup> betrachtet werden. Zustandsänderungen im Simulationsmodell werden durch zu diskreten Zeitpunkten eintretende Ereignisse ausgelöst. Die Ereignisse und ihre Eintrittszeitpunkte werden in einer Planungsliste verwaltet. Während einige Ereignisse bereits vorab bekannt sind, werden viele erst im Verlauf der Simulation erzeugt.

### 5.1.4 Probabilistische Analysen

Mit dem technischen Ausfallverhalten der Flugzeugkomponenten und den Einflüssen eines PHM-Systems wirken stochastische Variablen im Lebenszyklusmodell. Um die Sensitivität bezüglich dieser Variablen berücksichtigen und analysieren zu können, ist der Einsatz von

<sup>7</sup>In der vorliegenden Arbeit sind dies: Flüge, Flugverspätungen und -annullierungen, technische Ausfälle, geplante und ungeplante Instandhaltungsereignisse, NFFs und Fehlalarme.

probabilistischen Methoden unverzichtbar. Zu den in AIRTOBS berücksichtigten probabilistischen Vorgängen zählen (vgl. Kapitel 5.4):

- Ausfallverhalten von Flugzeugkomponenten bzw. -systemen,
- MMEL-Status auf Komponenten- bzw. Systemebene,
- Auftreten von NFF-Ereignissen,
- Prognosedurchdringung einer überwachten Einheit,
- Auftreten von Prognosefehlern.

Infolge des gewählten DES-Ansatzes zur Modellierung des Flugzeugbetriebs handelt es sich bei den Hauptmodulen von AIRTOBS um deterministische Modelle. Entsprechend benötigen diese Modelle diskrete Eingangswerte. Vor der Verwendung von probabilistischen Eingangswerten wie der PDFs zur Beschreibung des Ausfallverhaltens sind diese durch Einsatz eines Zufallszahlengenerators zu diskretisieren. Die wiederholte Ausführung der Simulation mit per Zufallszahlengenerator erzeugten (stochastisch unabhängigen) Eingangswerten wird als Monte-Carlo-Simulation (MCS) bezeichnet. Die Durchführung einer Vielzahl von Simulationsläufen lässt sich hier als Analyse einer entsprechenden Zahl an Einzelflugzeugen interpretieren. Die Gesamtheit der MCS-Ergebnisse repräsentiert dann ein mögliches Verhalten einer Flugzeugflotte. Mit zunehmender Anzahl der Simulationen konvergieren die Ergebnismittelwerte gegen die Erwartungswerte.

Um die Reproduzierbarkeit der Analyseergebnisse zu gewährleisten, wird ein deterministischer Zufallszahlengenerator<sup>8</sup> eingesetzt, der vor Beginn einer Gesamtanalyse mit einem definierten Satz an Startwerten<sup>9</sup> initialisiert wird. Die Reproduzierbarkeit der Analyseergebnisse ist insbesondere auch bei der Durchführung von Parametervariationen wichtig.

### 5.1.5 Parametervariationen

In frühen (Flugzeug-) Entwicklungsphasen bestehen in der Regel noch große Unklarheiten in Hinblick auf die endgültigen geometrischen und technischen Eigenschaften und damit auch der tatsächlich realisierbaren Leistungsmerkmale einer Technologie. Zusätzlich ist die Umwelt, in der das Produkt später betrieben werden soll, mit Unsicherheiten behaftet. Um die Wirkzusammenhänge zwischen diesen (unsicheren) Einflussfaktoren und den Zielgrößen zu ermitteln, werden häufig Methoden der statistischen Versuchsplanung (Design of Experiments (DoE)) eingesetzt. Für Analysen in AIRTOBS bedeutet dies eine Variation der Eingangsparameter. Es können sowohl vollfaktorielle als auch beliebige teilfaktorielle Versuchspläne für die Module MSB und LC2B definiert werden (siehe Abb. 5.4). Motive für Parametervariationen in AIRTOBS können u. a. sein:

<sup>8</sup>Deterministische Zufallszahlengeneratoren generieren Pseudozufallszahlen und werden daher auch als Pseudo-Zufallszahlengeneratoren bezeichnet.

<sup>9</sup>Für jede probabilistische Funktion in AIRTOBS wird eine eigene Pseudo-Zufallszahlenreihe erzeugt. Für jede Reihe muss logischerweise ein individueller Startwert (engl. *seed*) festgelegt werden.

- Bewertungen von (generischen) Technologiealternativen,
- Berücksichtigung unterschiedlicher Szenarien,
- Rekursive Ableitungen von Leistungsanforderungen an Technologien,
- Abschätzungen der Sensitivitäten von Technologien und/oder Betriebs- und Marktumfeldparametern.

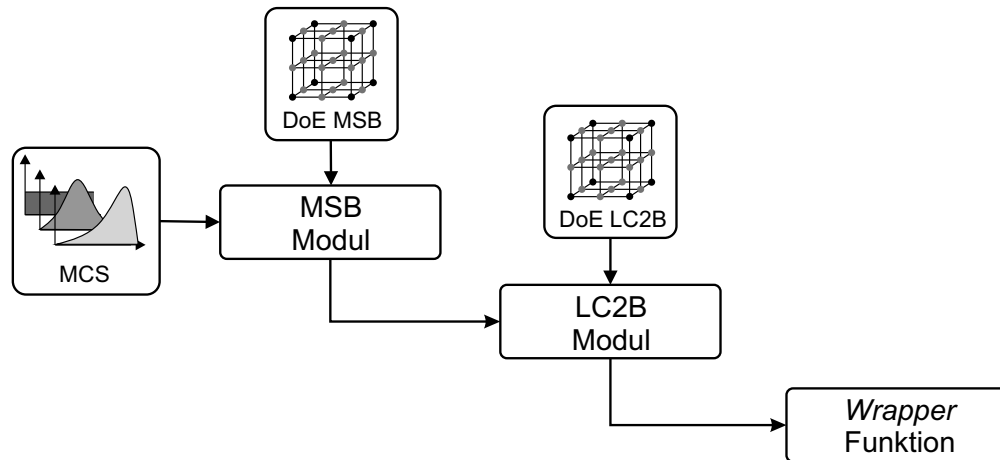


Abbildung 5.4: Strukturdarstellung der Parametervariationen in AIRTOBS

Die Anzahl der durchzuführenden Analysen hängt dann von der Anzahl der Faktorkombinationen im MSB und LC2B ( $nDoE_{MSB}$  bzw.  $nDoE_{LC2B}$ ) und der Anzahl der MCSs ( $n_{MCS}$ ) ab. Sie kann mit Formel 5.1 bestimmt werden.

$$n_{\text{Analysen}} = nDoE_{MSB} \cdot n_{MCS} \cdot nDoE_{LC2B} \quad (5.1)$$

Erst der oben beschriebene Einsatz von deterministischen Zufallszahlengeneratoren (vgl. Kapitel 5.1.4) stellt unabhängig von der MCS-Anzahl die Vergleichbarkeit der Analyseergebnisse unterschiedlicher Faktorkombinationen her. Denn die Einzelanalysen der Faktorkombinationen werden auf diese Weise mit den jeweils gleichen Pseudozufallszahlen initialisiert. Ergebnisänderungen können dadurch tatsächlich nur auf die variierten Eingangsparameter zurückgeführt werden.

Bei Variation mehrerer Parameter in Verbindung mit einer höheren MCS-Anzahl kommt es leicht zu einem so hohen Rechenaufwand, dass er nicht mehr in angemessener Zeit auf einem einzelnen Arbeitsplatzrechner bewältigt werden kann. Der Einsatz von Hochleistungsrechenclustern ist in diesen Fällen in Erwägung zu ziehen (vgl. Kapitel 5.1.2).

Vor der Durchführung einer Parametervariation im MSB oder LC2B muss zunächst der Parameterraum mit den zu variiierenden Parametern und den jeweiligen Faktorstufen festgelegt werden.<sup>10</sup> Nach Abschluss der LC2B-Rechnungen (mit oder ohne Parametervariation im LC2B-Modul) liegt für jede Analyse eine separate Ergebnisdatei vor. Die LC2B-Ergebnisdateien können mit der *Wrapper*-Funktion von AIRTOBS aggregiert werden. Für

<sup>10</sup>Daneben sind in AIRTOBS weitere Konfigurationsschritte vorzunehmen, die in Anhang B.1 beschrieben sind.

eine leichtere Auswertung der Analyseergebnisse werden die zentralen Ergebnisse der Einzelergebnisdateien aggregiert, in dem die arithmetischen Mittelwerte aus den Ergebnissen der MCS gebildet werden und in einer gemeinsamen Datei abgelegt werden.

Für die parallele Abarbeitung von Rechnungen auf einem Rechen-Cluster (oder auch einem Arbeitsplatzrechner mit mehreren Prozessoren oder Kernen) hält MATLAB<sup>®</sup> die *Parallel Computing Toolbox* vor. Die Analysen im MSB-Modul können durch dessen Einsatz parallelisiert werden, was insbesondere bei Analysen großer Parameterräume in Verbindung mit einer hohen Anzahl an MCSs zu erheblichen Zeiteinsparungen führt.

## 5.2 Modellierung des Flugzeugbetriebs

Die Modellierung des Flugzeugbetriebs bildet die Grundlage für die Ermittlung der Fähigkeit von Instandhaltungsaufgaben und die Berechnung der durch den Flugzeugbetrieb anfallenden Kosten und Erlöse. Das Ziel der Modellierung ist eine, unter Berücksichtigung der jeweiligen Analyseanforderungen, realitätsnahe Abbildung der Flugzeugnutzung über den gesamten Betriebslebenszyklus.

Das FSB-Modul erzeugt dazu zunächst einen Basisflugplan<sup>11</sup>, der die geplanten Flüge eines Einzelflugzeugs festlegt. Für die spätere Optimierung der Instandhaltungsplanung ist zudem die Vorgabe des Flugzeugumlaufs (*aircraft rotation*) erforderlich.

### Erzeugung des Basisflugplans

Der FSB erzeugt den Basisflugplan für den Betriebslebenszyklus eines Einzelflugzeugs in Abhängigkeit der vom Benutzer gewählten Flugmissionen (Städtepaare und Flugdauern), Abfertigungszeiten und Rollzeiten unter Berücksichtigung der festgelegten FSB-Analysekonfiguration. Die von der geplanten Nutzung abweichende tatsächliche Flugzeugnutzung wird erst im MSB zusammen mit der Instandhaltung modelliert (vgl. Kapitel 5.4).

Je nach Analysefragestellung kann es zweckmäßig sein, einen Basisflugplan zu erzeugen, welcher die verfügbare Zeit mit den vorgegebenen Missionen möglichst vollständig ausnutzt oder nur eine definierte Anzahl an Flugzyklen einzuplanen. In beiden Fällen<sup>12</sup> nutzt das Modell für die Erstellung des Basisflugplans die in Abb. 5.5 dargestellte Logik zur Berechnung der für den Flugbetrieb verfügbaren Zeit. Ausgehend von einer Kalenderwoche wird durch Berücksichtigung betriebsfreier Tage und Flugruhezeiten (z. B. Nachtflugverbote) die tägliche Betriebszeit bestimmt. Die Ermittlung der verfügbaren Nettozeit erfolgt im MSB-Modul durch den Abzug der für geplante Instandhaltungsereignisse benötigten Bodenzeiten.

<sup>11</sup>Dieser Basisflugplan kann auch als Missionsplan bezeichnet werden. Denn während der veröffentlichte Flugplan einer Fluggesellschaft Auskunft über die geplanten Flüge der Gesellschaft gibt, beinhaltet der Basisflugplan nur die geplanten Missionen eines Flugzeugs und enthält noch keine geplanten Instandhaltungsereignisse.

<sup>12</sup>Eine detaillierte Beschreibung der eingesetzten Methoden für die Erzeugung eines Basisflugplans findet sich in Anhang B.2 und bei *Schilling et al.* (2011).

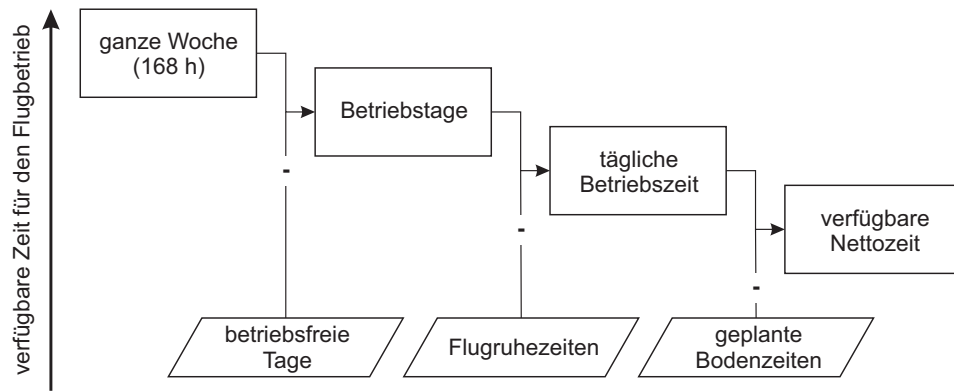


Abbildung 5.5: Logik zur Berechnung der verfügbaren Zeit für den (geplanten) Flugbetrieb (Langhans, 2013, S. 63)

Das Ergebnis der Basisflugplanerstellung ist eine Tabelle<sup>13</sup> (vgl. Abb. 5.6), in welcher jeweils für jeden Wochentag (horizontal) und jede Woche (vertikal) im Betriebslebenszyklus die Anzahl der Flugzyklen (*flight cycles*), Flugstunden (*flight hours*), Blockstunden (*block hours*) und Zyklusstunden<sup>14</sup> (*cycle hours*) eingetragen sind. Wenn der Flugplan mehr als eine Route umfasst, wiederholen sich die beschriebenen Spalten blockweise entsprechend der Anzahl der unterschiedlichen Routen.

	Flugzyklen							Flug- stunden	Block- stunden	Zyklus- stunden
	Montag	Dienstag	Mittwoch	Donnerstag	Freitag	Samstag	Sonntag			
1	7	7	7	7	7	6	6	...	...	...
2	7	7	7	7	7	6	6	...	...	...
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...

Tage

Wochen

Abbildung 5.6: Ausschnitt eines Basisflugplans in AIRTOBS (nach Schilling et al. (2011))

## Flugzeugumlaufplan

Im Planungsprozess einer LVG folgt auf die Flugplanerstellung (*flight scheduling*) die Flottenzuordnung (*fleet assignment*) und die Umlaufplanung (*aircraft rotation planning* oder

<sup>13</sup>Die Tabelle wird als Comma-separated Values (CSV)-Datei abgespeichert und kann in diesem Format direkt vom MSB-Modul eingelesen werden.

<sup>14</sup>Der Begriff „Zyklusstunden“ wird hier zur Beschreibung der Summe aus Blockstunden und Abfertigungszeiten (*turnaround time*) eingeführt. Dieser Wert wird für die weitere Modellierung im MSB genutzt und beschreibt die Gesamtzeit, die der angenommene Flugbetrieb an einem Tag in Anspruch nimmt.

*tail assignment*) (Barnhart et al., 2003). In AIRTOBS ist für die Optimierung der Instandhaltungsplanung (vgl. Kapitel 3.3.2) zusätzlich zum erzeugten Basisflugplan eine Vorgabe des geplanten Flugzeugumlaufs<sup>15</sup> zu tätigen.

### 5.3 Modellierung des Ausfallverhaltens von Komponenten und Systemen

Eine Modellierung des individuellen Ausfallverhaltens der betrachteten technischen Einheiten ist erforderlich, um in der späteren Analyse spezifische Aussagen zum Nutzen eines IVHM-Systems treffen zu können. Die Verwendung der üblichen statistischen Zuverlässigkeitskennwerte<sup>16</sup> ist dabei nicht geeignet, da diesen die Information über die Wahrscheinlichkeitsverteilung der Ausfälle fehlt. Für die vorliegende Arbeit ist daher eine Modellierung auf Basis von Ausfall-PDFs der betrachteten Einheiten gewählt worden. Aus den Ausfall-PDFs können dann mittels eines Zufallsgenerators die Ausfallzeitpunkte (d. h. Lebenszeiten der technischen Einheiten) gezogen werden.

Wie in Kapitel 3.2.1 dargestellt wurde, können technische Einheiten neben tatsächlichen Ausfällen auch NFFs aufweisen. Während die Degradationsprozesse und damit das Ausfallverhalten eines technischen Systems nicht durch den Einsatz eines IVHM-Systems verändert werden können, sind wirksame Diagnosefunktionen als Teil eines IVHM-Systems fähig, die NFF-Raten zu reduzieren. Diese unterschiedliche Wirkung macht eine getrennte Modellierung von Ausfällen und NFFs erforderlich. Ein Prognosealgorithmus kann zudem Fehlalarme erzeugen, die ebenso zu vorzeitigen Komponentenausbauten führen können und folglich in der Modellierung zu berücksichtigen sind.

Im Folgenden werden die berücksichtigten Typen von Ausfallverteilungsfunktionen, der entwickelte Modellierungsansatz für die Erzeugung von Lebenszeiten und NFFs von Einzelkomponenten, mögliche Fehlalarme eines Prognosealgorithmus und eine Methodik für die vereinfachte Modellierung von Flugzeugsystemen beschrieben.

#### 5.3.1 Ausfallwahrscheinlichkeitsdichtefunktionen

Für die Beschreibung des Ausfallverhaltens der betrachteten Einheiten können in AIRTOBS parametrische und nicht-parametrische Ausfall-PDFs verwendet werden. Sie geben jeweils die Wahrscheinlichkeitsdichte eines Ausfalls über die kumulierten Flugstunden im Flugzeug-Lebenszyklus wieder. Die Modellierung berücksichtigt die in Kapitel 2.1.1 definierten Verteilungstypen:

- Exponentialverteilung

<sup>15</sup>Im Rahmen dieser Arbeit sollen aus Vereinfachungsgründen nur die Bodenzeiten zwischen dem letzten Flug eines Tages und dem ersten Flug des Folgetages als mögliches Zeitfenster für die Durchführung von Instandhaltungsarbeiten betrachtet werden. Daher ist hier die Festlegung der jeweiligen Übernachtungsflughäfen bereits ausreichend (vgl. Kapitel 3.3.2).

<sup>16</sup>Häufig verwendete Kennzahlen zur Beschreibung der Zuverlässigkeit bzw. der mittleren Lebensdauer sind z. B. MTBF, MTBR bzw. MTBUR (vgl. auch Kapitel 2.1).



- Weibullverteilung
- Nicht-parameterische Verteilungsfunktionen

Die Auswahl des geeigneten Verteilungstyps kann bei ausreichender (empirischer) Datengrundlage mittels eines statistischen (Verteilungs-) Tests erfolgen. Wenn eine Analyse mit statistischen Standardverfahren (z. B. aufgrund unvollständiger Beobachtungen) nicht möglich ist, kann eine nicht-parametrische Schätzung der zugrundeliegenden Verteilungsfunktion erforderlich sein.<sup>17</sup>

Neben den tatsächlichen Ausfällen muss auch das Auftreten von NFFs und Fehlalarmen eines PHM-Systems als PDF beschrieben werden. Grundsätzlich können hierzu die gleichen Verteilungstypen herangezogen werden. Im Rahmen dieser Arbeit wird vereinfachend davon ausgegangen, dass die Eintrittswahrscheinlichkeit von NFFs und Fehlalarmen unabhängig von den absolvierten Flugstunden (d. h. konstant) ist. Entsprechend erfolgt die Modellierung mithilfe einer Exponentialverteilung.

### 5.3.2 Erzeugung von Lebenszeiten

Die eigentliche Erzeugung der Lebenszeiten der in einer Analyse berücksichtigten technischen Einheiten<sup>18</sup> erfolgt durch das Ziehen von Lebenszeiten aus den jeweiligen Ausfall-PDFs mittels Zufallszahlengenerator (vgl. Abb. 5.7). Dieser notwendige Schritt der Diskretisierung ist im Falle der Modellierung einer großen Komponentenzahl und hoher MCS-Anzahl rechenintensiv und erfolgt daher in einem der eigentlichen Analyse in AIRTOBS vorgelagerten Prozess im Lebenszeiten (*lifetimes*) (LT)-Modul. Die so erzeugten Lebenszeiten repräsentieren das Ausfallverhalten aller in der Analyse berücksichtigten Subsysteme und Komponenten des Flugzeugs in seinem Betriebslebenszyklus. Sie werden in einem vom MSB effizient einlesbaren Datenformat abgespeichert und müssen auch bei einer Durchführung von Parametervariationen (vgl. Kapitel 5.1.5) nur einmalig zum Start der Analysen geladen werden.

Die Lebenszeiten einer individuellen Teilenummer werden stets aus der gleichen Ausfall-PDF gezogen. Da bei den hier betrachteten Einheiten grundsätzlich von reparierbaren LRUs ausgegangen wird, wird damit implizit eine perfekte Reparatur der Einheiten unterstellt.<sup>19</sup>

Den vollständigen Prozess zur Erzeugung von Lebenszeiten zeigt die Abbildung 5.8. Zunächst werden die Komponentendaten mit den zugehörigen Ausfall-PDFs eingelesen. In einer Schleife über die geplante Anzahl von MCSs ( $nMCS$ ) werden sequenziell für jede berücksichtigte Komponente ( $nComp$ ) Lebenszeiten aus der Ausfall-PDF der jeweiligen

---

<sup>17</sup>Im Projekt ProReB ist zu diesem Zweck ein nicht-parametrischer Maximum-Likelihood-Schätzer entwickelt und für die Beschreibung des Ausfallverhaltens von Flugzeugkomponenten eingesetzt worden (vgl. Klein (2011)).

<sup>18</sup>Unter (technischen) Einheiten sind hier Flugzeugkomponenten oder -subsysteme zu verstehen.

<sup>19</sup>In der Realität trifft dies meist nicht zu. Die Ausfallverteilung ist auch abhängig davon, wie häufig eine Einheit bereits repariert worden ist. Typischerweise ist damit zu rechnen, dass die zu erwartende Lebensdauer mit zunehmender Anzahl an Reparaturzyklen sinkt. Es können aber auch Fälle beobachtet werden, in denen die zu erwartende Lebensdauer nach einer Reparatur diejenige des Neuzustandes übersteigt.

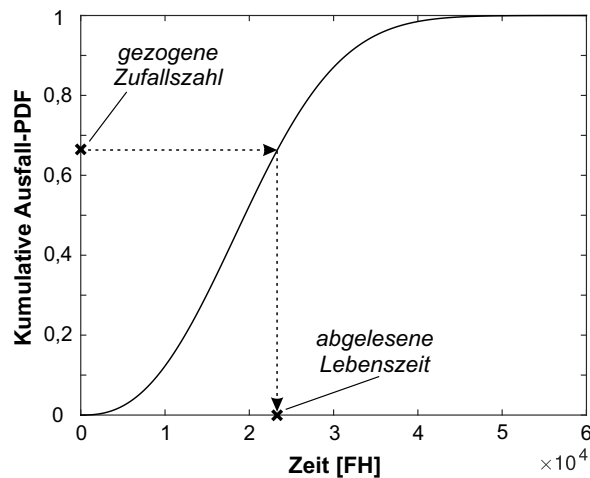


Abbildung 5.7: Ziehen einer Lebenszeit aus einer kumulativen Ausfall-PDF

Komponente (*iComp*) gezogen. Die Anzahl der zu ziehenden Lebenszeiten wird so gewählt, dass mit ihnen auch unter Einbeziehung zusätzlich eintretender NFFs oder Fehlalarme der gesamte Flugzeullebenszyklus (höchstwahrscheinlich) abgedeckt werden kann.<sup>20</sup>

Das Ergebnis des Prozesses zeigt die Abbildung 5.9 für fünf Beispielkomponenten. Jede Lebenszeit beginnt mit der „Geburt“ (Einbau ins Flugzeug) und endet mit dem „Tod“ (Ausfall der Einheit und Ausbau aus dem Flugzeug) der Einheit.

In gleicher Weise werden anschließend die Zeitpunkte von NFFs und Fehlalarmen gezogen. Diese müssen dann in die zuvor erzeugten Komponentenlebenszyklen integriert werden. Die Abb. 5.10 zeigt das Prinzip der Modellierung von NFF-Ereignissen. In Abb. 5.10(a) sind die Lebenszeiten einer Einheit dargestellt. Wenn ein NFF-Ereignis auftritt, endet die betroffene Lebenszeit (Abb. 5.10(b)) und die Einheit wird aus dem Flugzeug ausgebaut. Damit wird eine neue (bzw. einbaufähige) Komponente bereits früher eingebaut, als es ohne das NFF-Ereignis der Fall gewesen wäre. Modelliert wird dieser Vorgang als Vorziehen der nachfolgenden Lebenszeiten (Abb. 5.10(c) und 5.10(d)). Das Einfügen von Fehlalarmen erfolgt in identischer Weise. Zur Unterscheidung von NFFs und Fehlalarmen in der späteren Analyse werden diese mit einem entsprechenden Statusindikator versehen.<sup>21</sup>

Auf Basis der hier ermittelten Ausfallereignisse aller Komponenten (bzw. Systeme) werden im MSB-Modul mögliche Betriebsunterbrechungen modelliert und im LC2B-Modul die Kosten für die Instandhaltung der berücksichtigten Komponenten (bzw. Systeme) berechnet.

<sup>20</sup>Die tatsächliche Anzahl benötigter Lebenszeiten kann infolge der probabilistischen Modellierung vorab nicht bestimmt werden. Sie hängt eben gerade von der durchschnittlichen Länge der gezogenen Lebenszeiten ab und wird durch zusätzlich eintretende Fehlalarme und NFFs weiter erhöht. Da das Ziehen von Lebenszeiten bei einer großen Anzahl von Komponenten zeit- und speicherintensiv ist, muss ein geeigneter Kompromiss zwischen Rechenaufwand und Abdeckungswahrscheinlichkeit gefunden werden.

<sup>21</sup>Die Unterscheidung in der Modellierung ist wichtig, da NFFs und Fehlalarme unterschiedliche Auswirkungen auf den Flugbetrieb haben (vgl. Kapitel 5.3).

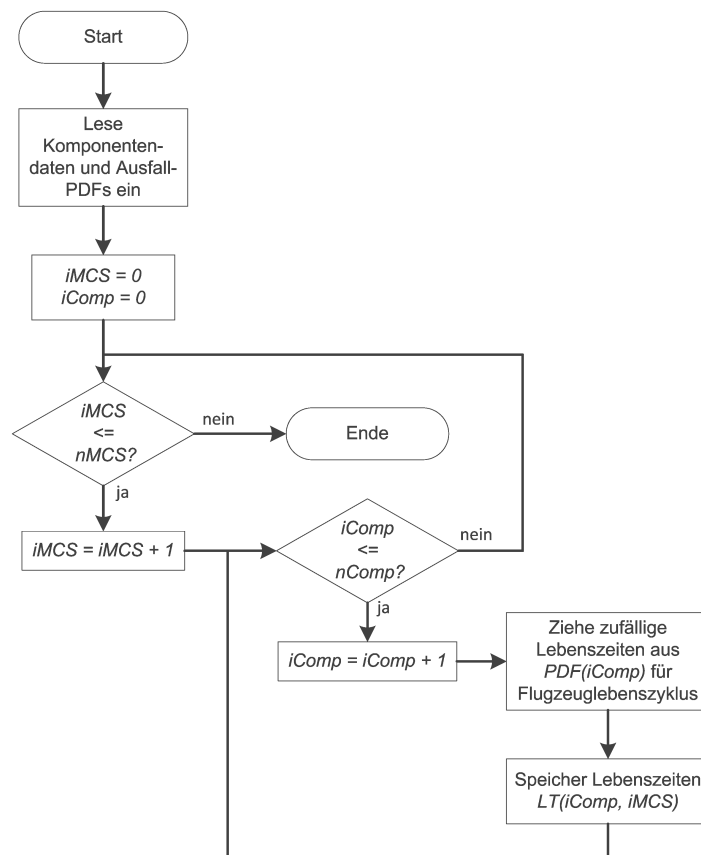


Abbildung 5.8: Algorithmus zur Erzeugung von Lebenszeiten

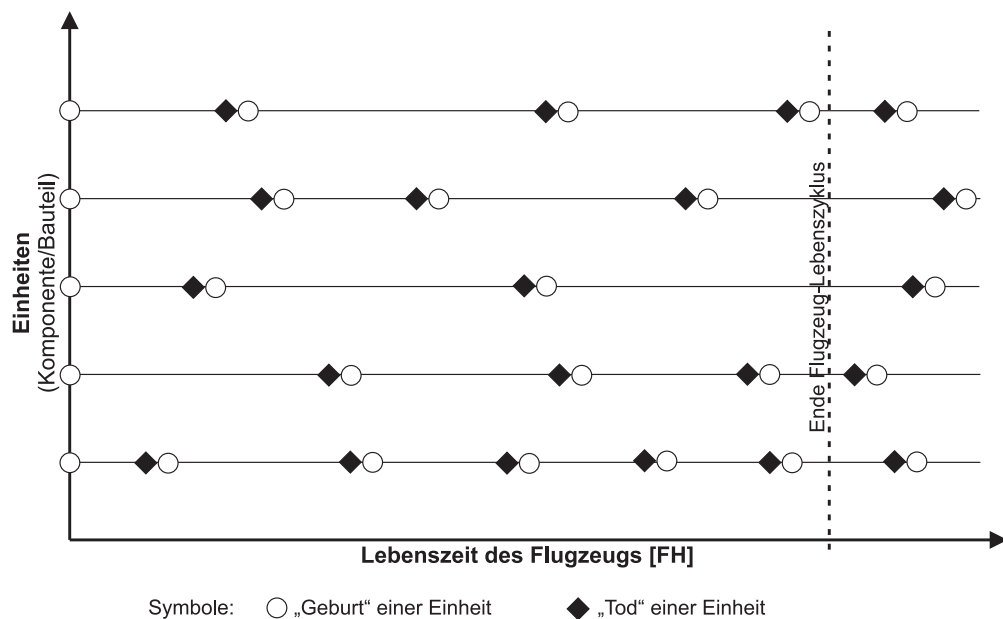


Abbildung 5.9: Erzeugung von Lebenszeiten für mehrere Einheiten

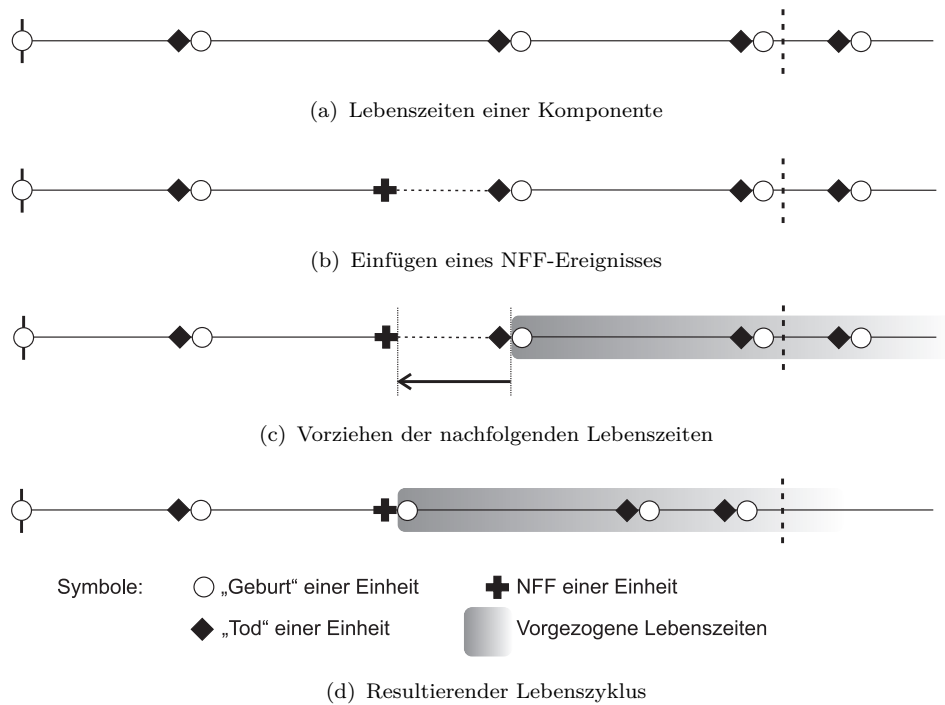


Abbildung 5.10: Modellierung von NFF-Ereignissen (für eine Einheit)

### 5.3.3 Aggregation zu Flugzeugsystemen

Die eingesetzte Methodik zur Modellierung des Ausfallverhaltens und dessen Auswirkungen arbeitet grundsätzlich auf der Komponentenebene. Um auch Analysen bei eingeschränkter Datenverfügbarkeit oder mit reduzierter Komplexität (vgl. Kapitel 5.1.1) durchführen zu können, ist zusätzlich ein Ansatz zur Modellierung des Ausfallverhaltens auf System- oder Subsystemebene entwickelt worden. Eine solche aggregierte Modellierung muss stets gewährleisten, dass das resultierende Ausfallverhalten des Systems dem zusammengenommenen Ausfallverhalten der Einzelkomponenten statistisch entspricht (vgl. Abb. 5.11). Dies gilt in Hinblick auf:

- Anzahl und zeitliche Verteilung der Ausfälle,
- Höhe und zeitliche Verteilung der auftretenden Kosten.

Die hier vorgeschlagene Aggregation führt dennoch zwingend zu einem Informationsverlust. Eine Analyse auf Systemebene schließt die Gewinnung von Erkenntnissen auf Einzelkomponentenebene aus.<sup>22</sup>

Die Abstraktion auf (Sub-) Systemebene erfolgt mittels einer Aggregation des Komponentenausfallverhaltens. Die Modellierung des Ausfallverhaltens erfolgt damit nicht mehr auf Basis einer individuellen Ausfallverteilung, sondern auf Basis einer repräsentativen PDF, die

<sup>22</sup>Dieser zunächst unerwünschte Effekt kann zum Schutz der Vertraulichkeit sensibler Unternehmensdaten ausgenutzt werden, in denen eine Offenlegung von Betriebsdaten auf Einzelkomponentenebene durch den Dateneigentümer nicht erlaubt wird.

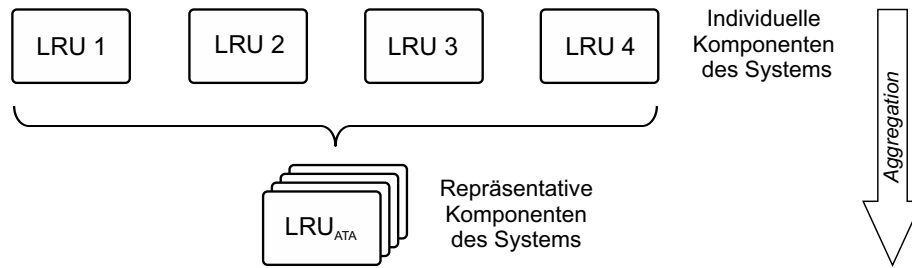


Abbildung 5.11: Prinzip der Aggregation von Einzelkomponenten zu (Sub-) Systemen

für alle Komponenten des betrachteten (Sub-) Systems identisch ist. Neben der Ausfall-PDF müssen bisher auf Einzelkomponentenebene ermittelte Metriken gemäß der Formeln 5.2 bis 5.5 auf die jeweilige Systemebene aggregiert werden. Diese Art der Aggregation erfolgt in gleicher Weise für technische Ausfälle, NFFs und Fehlalarme.

$$T_{\text{MTBUR},ATA} = \left( \sum_{i=1}^{n_{\text{Comp}}} \frac{1}{T_{\text{MTBUR},i}} \cdot z_i \right)^{-1} \quad (5.2)$$

$$DMC_{ATA} = \sum_{i=1}^{n_{\text{Comp}}} \left( DMC_i \cdot z_i \cdot \frac{T_{\text{MTBUR},ATA}}{T_{\text{MTBUR},i}} \right) \quad (5.3)$$

$$NFF_{ATA} = \sum_{i=1}^{n_{\text{Comp}}} \left( NFF_i \cdot z_i \cdot \frac{T_{\text{MTBUR},ATA}}{T_{\text{MTBUR},i}} \right) \quad (5.4)$$

$$T_{\text{MTTR},ATA} = \sum_{i=1}^{n_{\text{Comp}}} \left( T_{\text{MTTR},i} \cdot z_i \cdot \frac{T_{\text{MTBUR},ATA}}{T_{\text{MTBUR},i}} \right) \quad (5.5)$$

mit:

$n_{\text{Comp}}$  : Anzahl Komponenten in System  $ATA$

$z_i$  : Häufigkeit der Komponente  $i$  in System  $ATA$

## 5.4 Modellierung der Flugzeuginstandhaltung

Die Flugzeuginstandhaltung und die davon beeinflusste DES des Flugzeugbetriebs stellen den Kern der Modellierungen in dieser Arbeit dar. Die Modellierung der Instandhaltung unterteilt sich in geplante und ungeplante Instandhaltungsereignisse, in die Wirkung von Diagnose- und Prognosesystemen sowie die integrierte dynamische Instandhaltungsplanung. Sie sind im MSB-Modul zusammengefasst und liefern mit den in einem Flugzeuglebenszyklus absolvierten Flügen und durchgeführten Instandhaltungsereignissen die Datengrundlage für die ökonomische Analyse im LC2B-Modul.

In Abb. 5.12 ist das zugrundeliegende Funktionsmodell<sup>23</sup> der Instandhaltung in AIRTOBS dargestellt. Es zeigt die Struktur des MSB-Moduls mit seinen Hauptfunktionen und den

<sup>23</sup>Ein Funktionsmodell (auch: Funktionales Modell) bezeichnet im *Systems Engineering* eine strukturierte Darstellung der Funktionen und ihrer Beziehungen innerhalb des modellierten Systems.

verbindenden Informationsflüssen. Auf Basis des Instandhaltungsprogramms (für Flugzeugzelle, Triebwerke, Systeme und Komponenten) des ausgewählten Flugzeugtyps und der gewählten MSB-Konfiguration werden die Instandhaltungspläne erzeugt (Funktion *A2-1* in Abb. 5.12). Sie legen zunächst nur die Intervalle und Fälligkeiten von Instandhaltungstätigkeiten fest. Das Modell unterscheidet zwischen größeren Block-Checks, für die das Flugzeug planmäßig für mehrere Tage oder Wochen aus dem Umlauf genommen wird und solchen Umfängen, die flexibel mit anderen Aufgaben kombiniert oder in Arbeitspakete unterteilt und z. B. über Nacht durchgeführt werden können (*task-oriented* bzw. *equalized maintenance*). Die Simulation der geplanten Instandhaltung integriert die Block-Checks entsprechend der geplanten Flugzeugnutzung (d. h. FH, FC und Kalenderzeit) in den Basisflugplan, in welchem dann die resultierenden Bodenzeiten im Flugplan festgelegt werden. Weiterhin werden die Durchführungszeitpunkte für geplante Überholungen an Triebwerken und *Heavy Components* in der Simulation ermittelt (Funktion *A2-2* in Abb. 5.12). Der angepasste Basisflugplan und die sich im Flugzeugleben ereignenden technischen Ausfälle und Fehler sind die Grundlage für die Simulation der ungeplanten Instandhaltung (Funktion *A2-3* in Abb. 5.12). Die Simulation bindet die Einflüsse eines IVHM-Systems ein und berücksichtigt bei der Bewertung der Ausfallfolgen die Ausnahmeregelungen der MMEL. Die Ergebnisse der Simulation sind die tatsächlich absolvierten Flüge, die ungeplanten Instandhaltungsereignisse und die daraus resultierenden Flugverspätungen und -absagen im betrachteten Flugzeuglebenszyklus. Von einem IVHM-System erkannte bevorstehende Ausfälle werden als Instandhaltungsbedarfe mit jeweiliger RUL an die Optimierungsfunktion weitergegeben. Die Optimierungsfunktion für die Instandhaltungsplanung (Funktion *A2-4* in Abb. 5.12) führt eine integrierte Paketierung und Planung der zustandsorientierten und der aufgabenorientierten präventiven Instandhaltungsumfänge (*task-oriented preventive maintenance*) durch. Als Nebenbedingungen des Optimierungsproblems werden die zur Verfügung stehenden Kapazitäten und Fähigkeiten an den unterschiedlichen Stationen berücksichtigt. Das Verhalten der Optimierungsfunktion kann über eine Konfigurationsdatei gesteuert werden. Die optimierte inhaltliche und zeitliche Planung der Instandhaltungsereignisse geht ebenfalls in die wirtschaftliche Analyse im LC2B-Modul ein.

### 5.4.1 Geplante Instandhaltungsereignisse

Die geplante Instandhaltung wird in der Form von diskreten intervallbasierten Ereignissen modelliert. Die Modellierung der geplanten Instandhaltung unterteilt sich in die drei Kategorien:

- Geplante Flugzeuginstandhaltungsereignisse,
- Geplante Triebwerksinstandhaltungsereignisse,
- Geplante Komponenteninstandhaltungsereignisse.

Grundlagen der Modellierung sind jeweils Instandhaltungsdatentabellen (Eingangsdaten), in denen die Intervalle, Mean Time To Repair (MTTR) (am Flugzeug), erforderliche Personenstunden und anfallende Materialkosten jedes Instandhaltungschecks eingetragen sind.

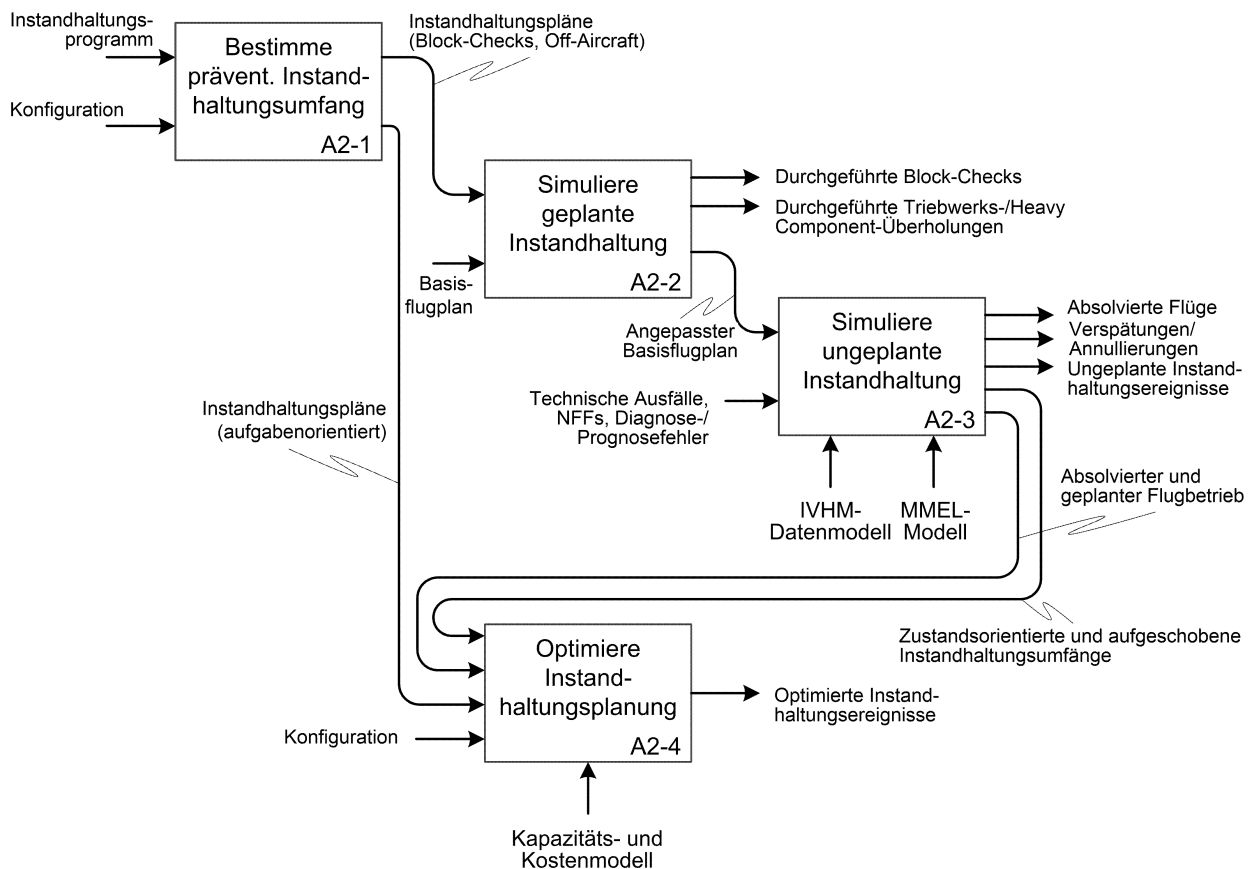


Abbildung 5.12: Funktionsmodell der Flugzeuginstandhaltung (MSB-Modul)

Die Instandhaltungsintervalle sind mit Flugstunden, Flugzyklen oder Kalenderzeit (Jahre, Monate oder Tage) spezifiziert.

Die Fälligkeit aller geplanten Instandhaltungsereignisse wird in der Simulation am Ende jedes Tages geprüft.<sup>24</sup> Ein Instandhaltungsereignis wird als fällig betrachtet, wenn der für den folgenden Tag geplante Flugbetrieb eine der bestehenden Intervallgrenzen überschreiten würde.<sup>25</sup> In diesem Fall werden die fälligen Instandhaltungsaufgaben am Ende des aktuellen Tages durchgeführt bzw. mit dessen Durchführung begonnen. Die Zählvariablen des *Checks* werden zurückgesetzt und die erfolgte Durchführung in eine Ereignismatrix eingetragen. Zusätzlich werden die bis zur Durchführung absolvierten Nutzungsparameter (d. h. FH, FC und Kalenderzeit) gespeichert, um in einer anschließenden Analyse den realisierten Intervallausnutzungsgrad bestimmen zu können.

Die Ergebnisse des Submoduls für die geplante Instandhaltung sind die Ereignismatrizen (vgl. Abb. 5.13) aller geplanten *Checks* mit den jeweiligen Durchführungszeitpunkten und der seit der letzten Durchführung akkumulierten Nutzung (d. h. FHs, FCs, Monate, Tage). Eine Berechnung der angefallenen Kosten für die Instandhaltung erfolgt erst im LC2B-Modul.

<sup>24</sup>Zur Überwachung der Fälligkeit existieren Zählvariablen, welche die bereits absolvierten FH, FC und Kalenderzeit eines Instandhaltungsintervalls überwachen.

<sup>25</sup>In der Realität existierende Toleranzen, die unter bestimmten Voraussetzungen ein begrenztes Überziehen von Intervallen erlauben, werden hier aus Vereinfachungsgründen nicht berücksichtigt.

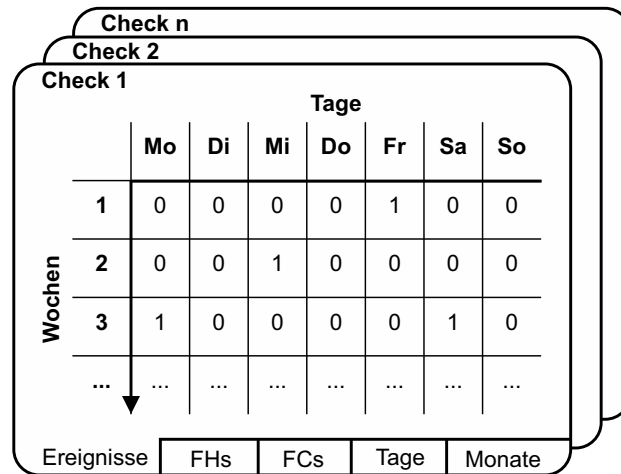


Abbildung 5.13: Ereignismatrizen der geplanten Instandhaltungschecks

### Geplante Flugzeuginstandhaltungsereignisse

Die Modellierung der geplanten Flugzeuginstandhaltungsereignisse umfasst alle als Block-Check durchgeführten Ereignisse. Dabei wird die typische hierarchische Struktur der Block-Checks berücksichtigt.<sup>26</sup> Für die hier modellierten Checks kann (in der Instandhaltungstabelle) eine Bodenzeit (MTTR) definiert werden. Instandhaltungsumfänge, die Teil eines *Equalized Maintenance*-Konzepts (d. h. aufgabenorientierte Instandhaltung) sind, werden außerhalb dieses Submoduls zusammen mit den CBM-Umfängen geplant (vgl. Kapitel 5.4.4).

### Anpassung des Basisflugplans

Wenn aufgrund der Bodenzeit für die Durchführung eines geplanten Instandhaltungschecks die am Folgetag verbleibende Nettozeit (vgl. Berechnungslogik in Kapitel 5.2) nicht mehr für die Absolvierung aller geplanten Flüge ausreicht, wird für den betroffenen Zeitraum eine Anpassung des Basisflugplans vorgenommen. In Abhängigkeit von der Länge der Überschreitung werden einzelne Flüge am Folgetag, alle Flüge am Folgetag, der Flugbetrieb an mehreren aufeinanderfolgenden Tagen oder in mehreren aufeinanderfolgenden Wochen (und Kombinationen daraus) im Basisflugplan gestrichen.<sup>27</sup>

Eine dadurch stattfindende Reduktion der Flugzeugnutzung hat in der Realität (solange die Fälligkeit flugstunden- oder flugzyklendominiert ist) eine aufschiebende Wirkung auf zukünftige Instandhaltungsereignisse. Durch die Nutzung des DES-Ansatzes und die Berücksichtigung aller zeitlich vorangegangenen Ereignisse bei der Planung eines Instandhaltungsereignisses wird diesem Zusammenhang auch in der Modellierung Rechnung getragen.

<sup>26</sup>Das heißt ein hierarchisch höherer Check (z. B. C-Check) enthält die Umfänge eines hierarchisch niedrigeren Checks (z. B. A-Check). Praktisch werden dazu die internen Zählvariablen (der absolvierten FH, FC und Kalenderzeit) der niedrigeren Checks ebenfalls zurückgesetzt. Vgl. dazu auch Kapitel 2.2.2.

<sup>27</sup>Eine genauere Beschreibung der zugrundeliegenden Modellierung findet sich in Anhang B.3.



Das Ergebnis der beschriebenen Funktion ist ein angepasster Basisflugplan, der alle geplanten Instandhaltungsereignisse beinhaltet. Diese ist der Ausgangspunkt für die Simulation der ungeplanten Instandhaltungsereignisse (vgl. Kapitel 5.4.2).

### Geplante Triebwerksinstandhaltung

Für die Modellierung der geplanten Triebwerksinstandhaltungsereignisse stehen zwei alternative Berechnungsmethoden zur Verfügung. In der Basismethode werden Ereignisse in gleicher Weise wie auch in der geplanten Flugzeuginstandhaltung nach fest vorgegebenen Intervallen durchgeführt. Dagegen berücksichtigt die zweite Methode die (angenommenen) Betriebs- und Umweltbedingungen bei der Bestimmung der Fälligkeiten von Ereignissen.<sup>28</sup> Grundsätzlich wird davon ausgegangen, dass die geplanten Arbeiten *off-aircraft* durchgeführt werden und keine Anpassung des Basisflugplans erfolgen muss. Der erforderliche Triebwerkswechsel kann über Nacht oder während einer anderen längeren Bodenzeit durchgeführt werden (angenommene Dauer: 8 h). Der entsprechende Instandhaltungsaufwand für den Tausch kann als Aufgabe in der dynamischen integrierten Instandhaltungsplanung (vgl. Kapitel 5.4.4) berücksichtigt werden.

### Geplante Komponenteninstandhaltung

Im Submodul der Komponenteninstandhaltung werden periodisch wiederkehrende Instandhaltungstätigkeiten an LRUs, *Heavy Components* sowie der Auxiliary Power Unit (APU) modelliert, die nicht Bestandteil von anderen geplanten Checks sind. Die Basis für die Ermittlung der Fälligkeit eines Ereignisses ist auch hier eine Instandhaltungsdatentabelle. Wie auch bei der Modellierung der Triebwerksinstandhaltung wird hier davon ausgegangen, dass die eigentliche Instandhaltungstätigkeit in einer Fachwerkstatt erfolgt und der Komponentenaustausch am Flugzeug über Nacht oder während anderer geplanter Bodenzeiten durchgeführt werden kann. Die relevante MTTR am Flugzeug setzt sich somit aus den Aus- und Einbauzeiten und erforderlichen vor- und nachbereitenden Tätigkeiten (z. B. Funktionsprüfung) zusammen. Eine Anpassung des Basisflugplans ist nicht erforderlich.

## 5.4.2 Ungeplante Instandhaltungsereignisse

Aufgrund der erheblichen operationellen und wirtschaftlichen Auswirkungen der ungeplanten Instandhaltung für den Flugzeugbetreiber (vgl. Kapitel 2.3) und deren Relevanz im Kontext von IVHM-Systemen wird auf die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung in AIRTOBS ein besonderer Schwerpunkt gelegt. In diesem Kapitel wird zunächst die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung für den Referenzfall, d. h. ohne Berücksichtigung

---

<sup>28</sup>Diese Methode zur Modellierung der Triebwerksinstandhaltung beruht auf der Arbeit von *Seemann et al.* (2011). In dieser Arbeit wurde ein Ansatz zur Abschätzung von Triebwerksinstandhaltungskosten und -intervallen in Abhängigkeit von verschiedenen Einflussparametern basierend auf historischen Daten von AIRCRAFT COMMERCE entwickelt. Diese Methode weist durch die Berücksichtigung von Betriebs- und Umweltbedingungen des Triebwerks eine größere Realitätsnähe auf, benötigt dafür jedoch eine umfangreichere Datenbasis.

eines IVHM-Systems beschrieben. Die Darstellung der modellierten Einflüsse eines IVHM-Systems auf das Referenzsystem folgt in Kapitel 5.4.3.

Das Submodul für die ungeplante Instandhaltung innerhalb des MSB umfasst die Modellierung der ungeplanten Instandhaltungsereignisse auf Basis der ermittelten technischen Ausfälle der Komponenten und Systeme (vgl. Kapitel 5.3.2) und die Auswirkungen der ungeplanten Ereignisse auf den Flugzeugbetrieb im Flugzeublebenszyklus. Ein Funktionsmodell des Submoduls für die ungeplante Instandhaltung zeigt die Abb. 5.14. Die Simulation des Flugzeugbetriebs für die ungeplante Instandhaltung (Funktion *A2-3-1*) setzt auf dem angepassten Basisflugplan und den erzeugten technischen Ausfällen und NFFs auf. Für jeden in der DES des Flugzeugbetriebs ermittelten Ausfallzeitpunkt wird überprüft, ob der Ausfall eine Auswirkung auf die Durchführung des nächsten Fluges hat. Die Überprüfung erfolgt anhand der hinterlegten MMEL-Entscheidungslogik (Funktion *A2-3-3*). Aus der Überprüfung können eine aufgeschobene Instandhaltungsaufgabe ohne direkte Auswirkung auf den Flugzeugbetrieb oder eine Betriebsunterbrechung (Funktion *A2-3-4*) mit sofortiger Instandsetzung (oder zumindest einer Abarbeitung der MMEL) resultieren. Die Dauer der Betriebsunterbrechung fließt in die Simulation des Flugzeugbetriebs (Funktion *A2-3-1*) zurück. Das Submodul für die ungeplante Instandhaltung liefert als Ergebnis die tatsächlich absolvierten Flüge, die Flugverspätungen und -absagen, die aufgeschobenen Instandhaltungsumfänge (inkl. ihrer Fälligkeiten) und die Durchführungszeitpunkte aller ungeplanten Instandhaltungstätigkeiten. Die ermittelten Werte stellen die Beschreibung des Flugzeugbetriebs und der Instandhaltung im Lebenszyklus des Flugzeugs dar und dienen im LC2B-Modul als Grundlage für die Kosten- und Ertragsmodellierung.

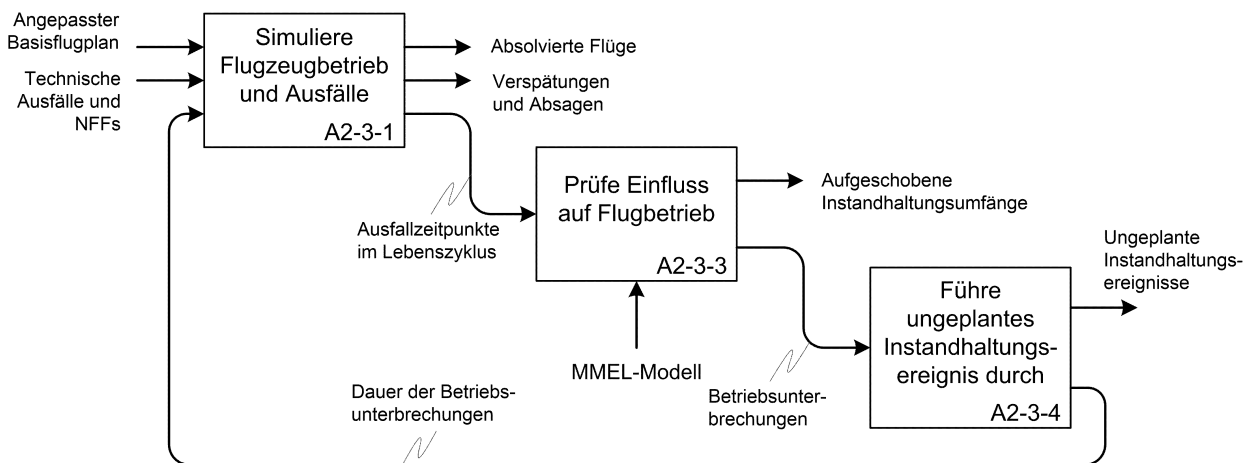


Abbildung 5.14: Funktionsmodell der ungeplanten Instandhaltung (ohne IVHM-System)

## Datenbasis

Für die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung werden drei wesentliche Datenquellen benötigt (vgl. Abb. 5.14):

- Angepasster Basisflugplan mit integrierten geplanten Instandhaltungsereignissen,
- Technische Ausfälle und NFFs von Komponenten und Systemen,

- Ausfallfolgen und MMEL-Status der durch einen Ausfall betroffenen Funktionen<sup>29</sup>.

Der angepasste Basisflugplan aus der geplanten Instandhaltung stellt den Ausgangspunkt für die Modellierung der Auswirkungen der ungeplanten Instandhaltungsereignisse dar. Das der Modellierung zugrundeliegende Ausfallverhalten wird dem MSB durch die Komponentendatenbasis<sup>30</sup> und die erzeugten Lebenszeiten bzw. Ausfälle zur Verfügung gestellt. Die enthaltene Datenbasis charakterisiert für jede zu berücksichtigende Einheit deren Ausfallverhalten (und stellt die Verknüpfung zu den erzeugten Lebenszeiten her), die MMEL-Bedingungen und den Instandhaltungsaufwand.

### Variabler Detaillierungsgrad der Modellierung

Die ungeplante Instandhaltung kann je nach Analysefragestellung und vorhandenen Daten auf Komponenten-, Subsystem- und Systemebene<sup>31</sup> modelliert werden. Die höchste Genauigkeit und Aussagekraft kann (bei entsprechender Datenverfügbarkeit) mit Analysen auf Komponentenebene realisiert werden. In Situationen, in denen das Ausfallverhalten auf Komponentenebene nicht zur Verfügung steht, kann eine Analyse auf einem höheren Detaillierungslevel geeignet sein. Dies kann insbesondere auch in (frühen) Entwicklungsphasen eines Flugzeugs der Fall sein oder wenn zunächst eine Potenzialanalyse einer IVHM-Implementierung (vgl. „Identifizierung von Prognosekandidaten“ in Kapitel 3.2.3) durchgeführt werden soll. Darüber hinaus hat die Wahl des Detaillierungslevels Auswirkungen auf die erforderlichen Rechenzeiten.

#### 5.4.2.1 Simulation des Flugzeugbetriebs und der Ausfälle

In der DES werden für jede berücksichtigte Komponente (bzw. jedes System) die Ausfall- bzw. NFF-Zeitpunkte (d. h. Woche und Tag) im Flugzeuglebenszyklus entsprechend der absolvierten Flugstunden und -zyklen auf Basis des angepassten Basisflugplans (vgl. Kapitel 5.4.1) bestimmt. Das Ausfall- bzw. NFF-Ereignis wird mit Zeitpunkt und zugehöriger Teilenummer abgespeichert. Für die Bestimmung der Ausfallfolge für den Flugbetrieb erfolgt eine Abfrage des jeweiligen MMEL-Status (vgl. Kapitel 5.4.2.2). Auf Basis der hier ermittelten Ausfallereignisse aller Komponenten werden schließlich im LC2B-Modul die anfallenden Kosten für die Instandhaltung angesetzt.

---

<sup>29</sup>Wenn im Folgenden ausschließlich von der MMEL gesprochen wird, soll dies auch die MEL einschließen. Als betreiberspezifische Mindestausrüstungsliste ist die MEL mindestens so streng wie die MMEL (vgl. Kapitel 2.2.1).

<sup>30</sup>Die Komponentendatenbasis ist eine CSV-Datei, die beim Aufruf des MSB eingelesen wird. Ein Beispiel für eine vollständige Komponentendatenbasis findet sich in Anhang C.1.2.

<sup>31</sup>Das Air Transport Association of America (ATA)-Nummernsystem unterteilt sich in drei Gliederungsstufen: 1. System/Kapitel 2. Sub-System/Sektion 3. Gerät/Sparte; z. B. entspricht „ATA 32-31“ dem Subsystem *Landing Gear Control* (Chapter 32: *Landing Gear*, Section 31: *Landing Gear Control*). Entsprechend der für die jeweilige Gliederungsstufe benötigte Anzahl von Ziffern („digits“) können die Stufen auch als ATA-2D bis ATA-4D bezeichnet werden.

### 5.4.2.2 Ausfallfolgen und Mindestausrüstungsliste

In der Modellierung der Ausfälle und Ausfallfolgen ist zu berücksichtigen, dass nicht jeder festgestellte Ausfall oder gemeldete Fehler einer Komponente bzw. eines Systems eine sofortige Instandsetzung erfordert, sondern dass die MMEL dem Betreiber bestimmte Ausnahmen gestattet (vgl. Kapitel 2.2.1).

Die dazu im MSB implementierte MMEL-Entscheidungslogik unterscheidet zwischen Einheiten mit MMEL-Status „GO“, „GO-IF“ und „NO-GO“, sowie der finalen Entscheidungsmöglichkeit des Flugkapitäns (vgl. Tabelle 5.1).

Tabelle 5.1: Berücksichtigte Fälle in der modellierten MMEL-Entscheidungslogik

Fall	Vorgabe aus MMEL
<i>GO</i>	Freigabe für nächsten Flug ohne Bedingungen. <sup>32</sup>
<i>GO-IF</i>	Freigabe für nächsten Flugs, wenn bestimmte Bedingungen erfüllt sind. Abarbeitung einer Checkliste ist erforderlich.
<i>NO-GO</i>	Keine Freigabe. Vor Durchführung des nächsten Flugs ist die Behebung des Ausfalls erforderlich.
<i>Kapitänsentscheidung</i>	Verantwortlicher Flugkapitän verlangt die Ausfallbehebung, auch wenn gemäß MMEL eine Freigabe für den nächsten Flug möglich wäre.

Die Eingangsdaten für die Modellierung der Ausfallfolgen sind die Klassifizierungen der betrachteten Komponenten hinsichtlich ihres MMEL-Status und den zugehörigen Bedingungen. Diese werden in der Komponentendatenbasis hinterlegt. Die Datenquelle dafür ist die MMEL bzw. MEL des zu analysierenden Flugzeugmusters. Die Abb. 5.15 zeigt die modellierte MMEL-Logik und ihren Einfluss auf den Flugbetrieb. Da in AIRTOBS keine vollständige Modellierung der Flugzeugsysteme und der jeweiligen Systemarchitekturen enthalten ist, erfolgt eine probabilistische Modellierung der Ausfallfolgen. Ausgehend von den oben genannten Eingangsdaten lässt sich die Eintrittswahrscheinlichkeit einer Betriebsunterbrechung (d. h. Flugverspätung oder -annullierung) pro Abflug abhängig vom vorliegenden MMEL-Status bestimmen<sup>33</sup> (Poole, 2015, S. 37). Die Ergebnisse der Berechnungen sind also die Wahrscheinlichkeiten für das Eintreten einer Betriebsunterbrechung. Die im MSB implementierte DES erfordert auch an dieser Stelle eine Diskretisierung der Wahrscheinlichkeitswerte durch Einsatz eines Zufallszahlengenerators.

Für eine Analyse auf (Sub-) Systemebene ist die Aggregation der MMEL-Status (analog zur Aggregation der Kennwerte auf Einzelkomponentenebene in Kapitel 5.3.3) erforderlich.

<sup>32</sup>Die MMEL gibt einen komponentenspezifischen Zeitraum vor, innerhalb dessen die Betrachtungseinheit instand gesetzt werden muss. In AIRTOBS soll davon ausgegangen werden, dass dies unter Einhaltung der Vorgaben geschieht, ohne dass ein zusätzliches Instandhaltungsereignis oder eine andere Beeinträchtigung des Flugbetriebs erfolgt. Der ungeplante Ausfall verursacht in diesem Fall ausschließlich Kosten für die Instandsetzungsmaßnahme.

<sup>33</sup>Die Berechnung erfolgt gemäß den Formeln B.1 bis B.4 in Anhang B.3 (S. 243).

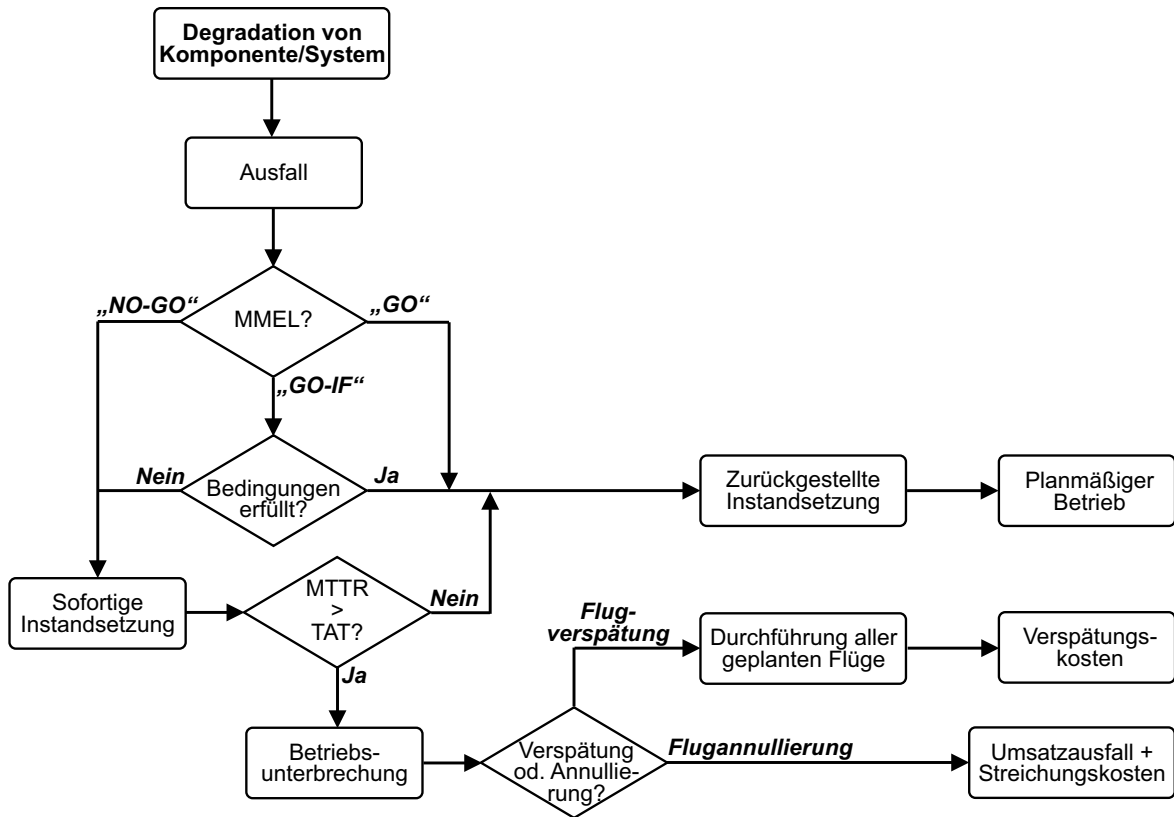


Abbildung 5.15: Modellierung von Betriebsunterbrechungen mit Berücksichtigung der MMEL

Die aggregierten MMEL-Status repräsentieren die Wahrscheinlichkeit für den Eintritt des jeweiligen Status bei Ausfall einer Einheit  $i$  innerhalb des aggregierten Systems  $ATA$ . Die Bestimmung der aggregierten MMEL-Status  $PB_{\text{NOGO},ATA}$  bzw.  $PB_{\text{GOIF},ATA}$  kann gemäß den Formeln 5.6 bzw. 5.7 mit  $s_i$  als MMEL-Status von Komponente  $i$  und dessen Häufigkeit  $z_i$  im System  $ATA$  erfolgen.

$$PB_{\text{NOGO},ATA} = \sum_{i=1}^n \left( b_{N_i} \cdot z_i \cdot \frac{T_{\text{MTBUR},ATA}}{T_{\text{MTBUR},i}} \right) \quad \text{mit: } b_{N_i} = \begin{cases} 1 & \text{wenn } s_i = \text{NO GO}, \\ 0 & \text{sonst.} \end{cases} \quad (5.6)$$

$$PB_{\text{GOIF},ATA} = \sum_{i=1}^n \left( b_{I_i} \cdot z_i \cdot \frac{T_{\text{MTBUR},ATA}}{T_{\text{MTBUR},i}} \right) \quad \text{mit: } b_{I_i} = \begin{cases} 1 & \text{wenn } s_i = \text{GO IF}, \\ 0 & \text{sonst.} \end{cases} \quad (5.7)$$

Die Wahrscheinlichkeit für einen  $GO$ -Status ergibt sich aus der Differenz der beiden obigen Fälle zu Eins (Formel 5.8).

$$PB_{\text{GO},ATA} = 1 - (PB_{\text{NOGO},ATA} + PB_{\text{GOIF},ATA}) \quad (5.8)$$

Da durch die Aggregation eine nicht-deterministische Größe entsteht, ist die Bestimmung der MMEL-Status für den Ausfall eines (aggregierten) Systems als probabilistische Modellierung im MSB-Modul umgesetzt (vgl. Kapitel 5.1.4).

## Auswirkungen auf den Flugbetrieb

Die operationellen Ausfallfolgen eines ungeplanten Instandhaltungsereignisses können Flugverspätungen oder -annullierungen sein. Das Programm prüft, ob die Störung zu einer Flugverspätung führt und ggf. wie lange diese ist. Überschreitet die MTTR der durchzuführenden Maßnahme die planmäßige TAT um mehr als 15 min, liegt eine Verspätung vor. Es kann eine zeitliche Grenze festgelegt werden, ab welcher der verspätete Flug ohne weitere Prüfungen gestrichen wird.<sup>34</sup> Auch ohne Überschreiten einer Annullierungsgrenze kann eine Verspätung dazu führen, dass die verbleibende Nettozeit (vgl. Kapitel 5.2) nicht mehr ausreichend ist, um die für den aktuellen Tag geplanten Flüge vollständig durchzuführen. Daher führt das MSB-Modul für jede Verspätung eine Prüfung auf Durchführbarkeit des Flugplans durch. Das Vorgehen entspricht dabei demjenigen bei der Flugplananpassung infolge der geplanten Instandhaltung (vgl. Kapitel 5.4.1).

Aus operationeller Sicht haben Ausfälle, die zu einer nicht erfüllten „GO-IF“-Bedingung, einem „NO-GO“ oder einer „Captain NO-GO“-Entscheidung führen, jeweils die gleiche Konsequenz. Es ist eine sofortige Reparatur der ausgefallenen Einheit erforderlich. Auch wenn bei Ausfall einer „GO-IF“-Einheit nach Abarbeitung der Checkliste (und ggf. erforderlichem *Troubleshooting*) festgestellt wird, dass die Bedingungen für eine Freigabe erfüllt sind, liegt aufgrund des Zeitaufwands grundsätzlich eine Betriebsunterbrechung vor. Abhängig von ihrer Länge kann sie zu einer Verspätung (bzw. unter ungünstigen Umständen sogar zu einer Annullierung) führen. Für die Modellierung sind damit die in Tabelle 5.2 aufgelisteten möglichen Konsequenzen für den Flugbetrieb zu berücksichtigen: „Freigabe“, „Überprüfung“ und „Reparatur“.

Tabelle 5.2: MMEL – Mögliche Konsequenzen für den Flugbetrieb

Fall	Vorgabe aus MMEL	Konsequenzen für Flugbetrieb
1	Freigabe („GO“)	Keine
2	Überprüfung (Abarbeitung Checkliste, Einhaltung Bedingungen, ggf. <i>Troubleshooting</i> )	Verspätung oder Annullierung (wenn Dauer länger als A/C-Turnaround)
3	Reparatur (A/C Abfertigung erst nach erfolgreicher Behebung des Ausfalls)	Verspätung oder Annullierung (wenn Dauer länger als A/C-Turnaround)

Nach der Feststellung, ob eine Betriebsunterbrechung vorliegt, folgt die Bestimmung der Verspätungsdauer (vgl. Abb. 5.15). Dazu werden die Erwartungswerte für die erforderlichen Reparaturzeiten und die Zeiten für die Abarbeitung der MMEL-Checkliste bestimmt. Die Erwartungswerte der Verspätungsdauern infolge von Reparaturen und MMEL-Überprüfungen berechnen sich nach Formel 5.9. Eine Flugverspätung entsteht, wenn

<sup>34</sup>Einige Fluggesellschaften annullieren Flüge für gewöhnlich, falls diese nur mit großen Verspätungen (z. B. länger als 3 h) ausgeführt werden könnten. Um diese Praxis zu berücksichtigen, kann in der MSB-Konfiguration eine solche zeitliche Grenze festgelegt werden.

die Dauer der Instandhaltungstätigkeit die erlaubte Maximaldauer<sup>35</sup>  $T_{TAT}$  während des Flugzeug-Turnarounds überschreitet. Dabei wird angenommen, dass die benötigte Reparaturzeit um den Erwartungswert  $\bar{T}_{MTTR}$  normalverteilt ist und eine Streuung von  $\sigma = \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3}$  aufweist (vgl. Anhang B.3 und *Poole (2015)*).

$$E_{\text{delay}} = 1 - \int_0^{T_{TAT}} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{t-\bar{T}_{MTTR}}{\sigma}\right)^2} dt \quad (5.9)$$

Die so für jede Betriebsunterbrechung ermittelte Verspätungsdauer im Lebenszyklus fließt in die DES des Flugzeugbetriebs für die ungeplante Instandhaltung ein. Dabei erfolgt eine weitere Anpassung des Basisflugplans aus der geplanten Instandhaltung. Die Anpassung erfolgt auf Basis der ermittelten Verspätungsdauern als Dauer der ungeplanten Instandhaltungsereignisse auf die gleiche Weise wie im Submodul für die geplante Instandhaltung (vgl. Kapitel 5.4.1). Am Ende dieses Prozesses steht dann der tatsächliche Flugzeugbetrieb (absolvierte Flugmissionen) im Lebenszyklus des analysierten Flugzeugs, der im LC2B-Modul maßgeblich für die Modellierung der Kosten und Erträge aus dem Flugzeugbetrieb ist.

Die hier bisher beschriebene Modellierung beschreibt die Betriebs- und Instandhaltungsprozesse für eine Analyse ohne implementiertes PHM-System. Der Einsatz eines Prognosesystems führt zu Veränderungen in den Prozessen. Die Modellierungen eines PHM-Einsatzes werden im folgenden Abschnitt beschrieben.

### 5.4.3 Zustandsdiagnose und -prognose

Die Implementierung einer Funktion zur Zustandsdiagnose und -prognose verändert in der Modellierung (wie auch in der Realität) nicht das technische Ausfallverhalten der Komponenten und Systeme. Durch frühzeitige Erkennung bevorstehender Ausfälle (Prognose) bzw. eindeutige Detektion und Lokalisation von Ausfällen (Diagnose) lassen sich aber unerwünschte Ausfallfolgen abmildern (vgl. Kapitel 3.2.1). Die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung von Komponenten und (Sub-) Systemen erfolgt unter der Annahme, dass diese Einheiten (bisher) einer rein reaktiven Instandhaltung unterliegen.<sup>36</sup>

Das Funktionsmodell des Submoduls für die ungeplante Instandhaltung mit modelliertem PHM-Einfluss zeigt die Abb. 5.16. Gegenüber der Modellierung in Kapitel 5.4.2 enthält dieses Modell die Simulation des PHM-Systems als zusätzliche Funktion (Funktion *A2-3-2*). Die Funktion nimmt zunächst eine Integration der ggf. durch das Prognosesystem verursachten Fehlalarme in die Komponentenlebenszyklen vor. Jedes Ausfallereignis wird zudem mit den Merkmalen „PHM-Covered“ und „Missed-Failure“ sowie deren möglichen Ausprägungen „1“ oder „0“ versehen. Hat die DES des Flugbetriebs einen Ausfallzeitpunkt erreicht, wird in der Simulationsfunktion des PHM-Systems ermittelt, ob der betreffende Ausfall vom

<sup>35</sup>Vereinfachend wird angenommen, dass die gesamte TAT für Instandhaltungstätigkeiten genutzt werden kann.

<sup>36</sup>Die Beschränkung auf Komponenten, die einer reaktiven Instandhaltung unterliegen, entspricht einer Zielsetzung im Projekt ProReB (*Hölzel et al., 2012*). Für die Modellierung von Einheiten, die einer präventiven Instandhaltung unterliegen, wäre die Festlegung präventiver Instandhaltungsintervalle und eine Ermittlung der tatsächlichen Lebensdauern der Einheiten notwendig.

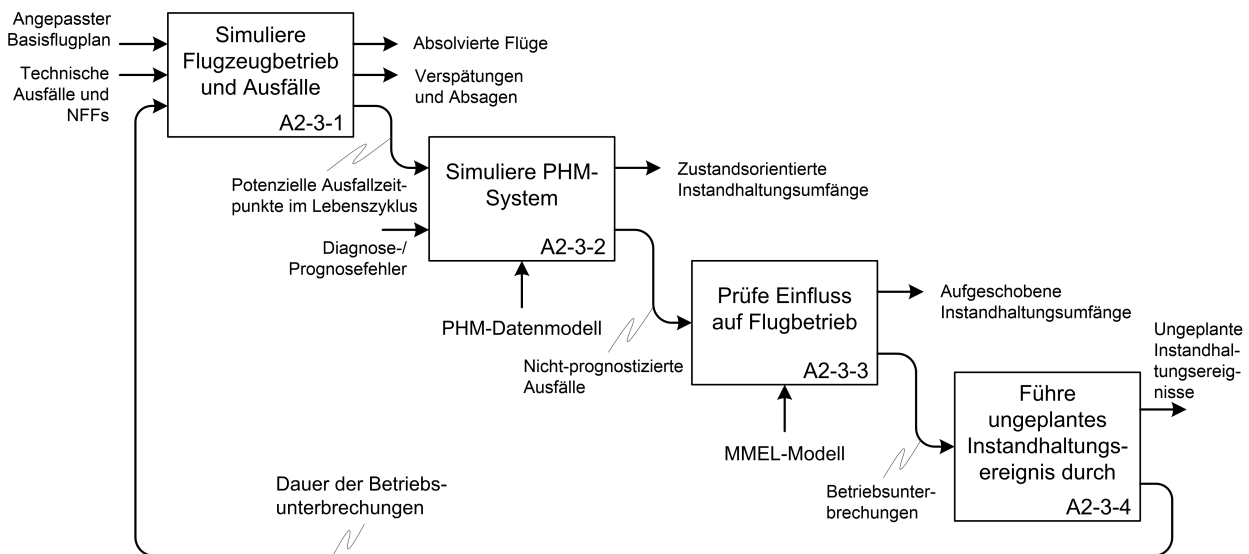


Abbildung 5.16: Funktionsmodell der ungeplanten Instandhaltung (mit PHM-System)

PHM-System erfolgreich prognostiziert werden konnte. Die Simulation des PHM-Systems basiert auf einem PHM-Datenmodell<sup>37</sup> und den Diagnose- und Prognosefehlern des PHM-Systems. Die Funktion gibt bei erfolgreicher Prognose die zu planenden zustandsorientierten Instandhaltungsaufgaben (inkl. der RUL) aus. Konnte der Ausfall nicht erfolgreich prognostiziert werden oder hat sich ein Fehlalarm oder (nicht erkannter) NFF ereignet, wird das entsprechende Ereignis an die Funktion zur Überprüfung des Einflusses auf den Flugbetrieb weitergereicht.

### Diagnose- und Prognosefehler

Für jede in der Analyse berücksichtigte Einheit kann in der MSB-Konfiguration die individuelle Leistungsfähigkeit eines vorhandenen PHM-Systems (Prognosedurchdringung und Prognosefehler) eingestellt werden. Da davon auszugehen ist, dass ein Prognosesystem nur einen Teil der in der Praxis auftretenden Fehlerfälle an einer Einheit erkennen kann, wird in der Modellierung die *PHM-Coverage* als Parameter berücksichtigt (vgl. Kapitel 3.2.3). Die Imperfektion von Prognoseansätzen wird durch eine stochastische Modellierung des Prognoseerfolgs berücksichtigt. Einer erfolgreichen Prognose stehen die Wahrscheinlichkeiten eines Fehlalarms (falsch-positive Prognose) und eines verpassten Ausfalls (falsch-negative Prognose) gegenüber. Da ein Fehlalarm zu einem unnötigen, zusätzlichen Ereignis führt, erhöht eine hohe Fehlalarmrate somit insgesamt die Ausbauhäufigkeit und damit die direkten Instandhaltungskosten. Als verpasste Ausfälle werden im Modell die beiden folgenden Fälle behandelt:

1. Die Prognose erkennt einen bevorstehenden Fehler nicht, da der verwendete Algorithmus technisch nicht zur Erkennung des eingetretenen Fehlerfalls in der Lage ist. Es

<sup>37</sup>Das PHM-Datenmodell beschreibt, welche Komponenten bzw. Systeme im Flugzeug mit einem PHM-System ausgerüstet sind und welcher Anteil der tatsächlich auftretenden Fehlerfälle vom System diagnostiziert bzw. prognostiziert werden kann.



kommt zu einem ungeplanten Ereignis mit einer Flugverspätung oder -annullierung als mögliche Folge.

2. Die Prognose erkennt einen bevorstehenden Fehler zu spät. Die verbleibende Restlebensdauer bis zum Ausfall ist so kurz, dass eine rechtzeitige Reparatur zur Vermeidung einer potenziellen Betriebsunterbrechung nicht mehr möglich ist oder die Komponente fällt bereits vor dem prognostizierten Zeitpunkt aus. In beiden Fällen kommt es zu einem ungeplanten Ereignis mit einer Flugverspätung oder -annullierung als möglicher Folge.

In Bezug auf die Leistungsfähigkeit der Diagnosefunktion eines PHM-Systems wird in der Modellierung angenommen, dass das Auftreten von NFFs entsprechend der jeweiligen PHM-Durchdringung zuverlässig vermieden werden kann.<sup>38</sup>

### **Einfluss auf den Flugbetrieb**

Das Vorhandensein eines PHM-Systems ändert den Einfluss eines technischen Ausfalls auf den Flugzeugbetrieb in der Weise, dass im Falle einer erfolgreichen Prognose die potenzielle Betriebsunterbrechung vermieden wird. Das in Abb. 5.17 dargestellte Logikdiagramm der Modellierung zeigt, wie in diesem Fall die MMEL-Überprüfung nicht durchlaufen werden muss und der Flugbetrieb planmäßig stattfinden kann. Auf Basis der gewählten PHM-Durchdringung und der Wahrscheinlichkeiten für einen Prognosefehler simuliert das Modell (mithilfe eines Zufallszahlengenerators) individuell für jeden (potenziellen) Ausfall im Flugzeuglebenszyklus, ob eine erfolgreiche Prognose durchgeführt werden konnte. Im Falle einer erfolgreichen Prognose kann das ungeplante Ereignis vermieden werden und es kommt zu keinen Störungen des Flugzeugbetriebs. Es wird davon ausgegangen, dass der durch das Prognosesystem gemeldete bevorstehende Fehler während eines flugbetriebsfreien Zeitraums (z. B. nachts) behoben werden kann. Es fallen lediglich die Kosten für das Auswechseln der betroffenen Komponente am Flugzeug und die Instandhaltungskosten für die Reparatur bzw. Überholung in der Fachwerkstatt an.<sup>39</sup> Kann das PHM-System einen bevorstehenden Ausfall nicht (rechtzeitig) vorhersagen, entstehen die gleichen Ausfallfolgen wie ohne einen PHM-Einsatz. Abhängig von dem vorliegenden MMEL-Status kann sich eine Flugverspätung oder -annullierung ereignen.

Die eigentliche Durchführung eines ungeplanten Instandhaltungsereignisses wird in der Modellierung nicht vom Vorhandensein eines PHM-Systems beeinflusst.<sup>40</sup>

---

<sup>38</sup>Wird z. B. für eine Komponente eine PHM-Durchdringung von 30 % eingestellt, so wird angenommen, dass das PHM-System auch für diese 30 % der Fehlerfälle eine zuverlässige Diagnose leistet und damit die Anzahl der NFFs dieser Komponente um den gleichen Wert reduziert.

<sup>39</sup>Mögliche Kostenermäßigungen gegenüber einer ungeplanten Instandhaltung können bei Bedarf im Modell über Technologiefaktoren berücksichtigt werden.

<sup>40</sup>Ein PHM-System könnte durch seine Diagnosefähigkeiten eine schnelle Fehlerisolierung und -lokalisierung ermöglichen und dadurch zu einer beschleunigten Fehlersuche und -behebung beitragen. Im Rahmen dieser Arbeit wird in Bezug auf die ungeplante Instandhaltung von einer unveränderten MTTR ausgegangen.

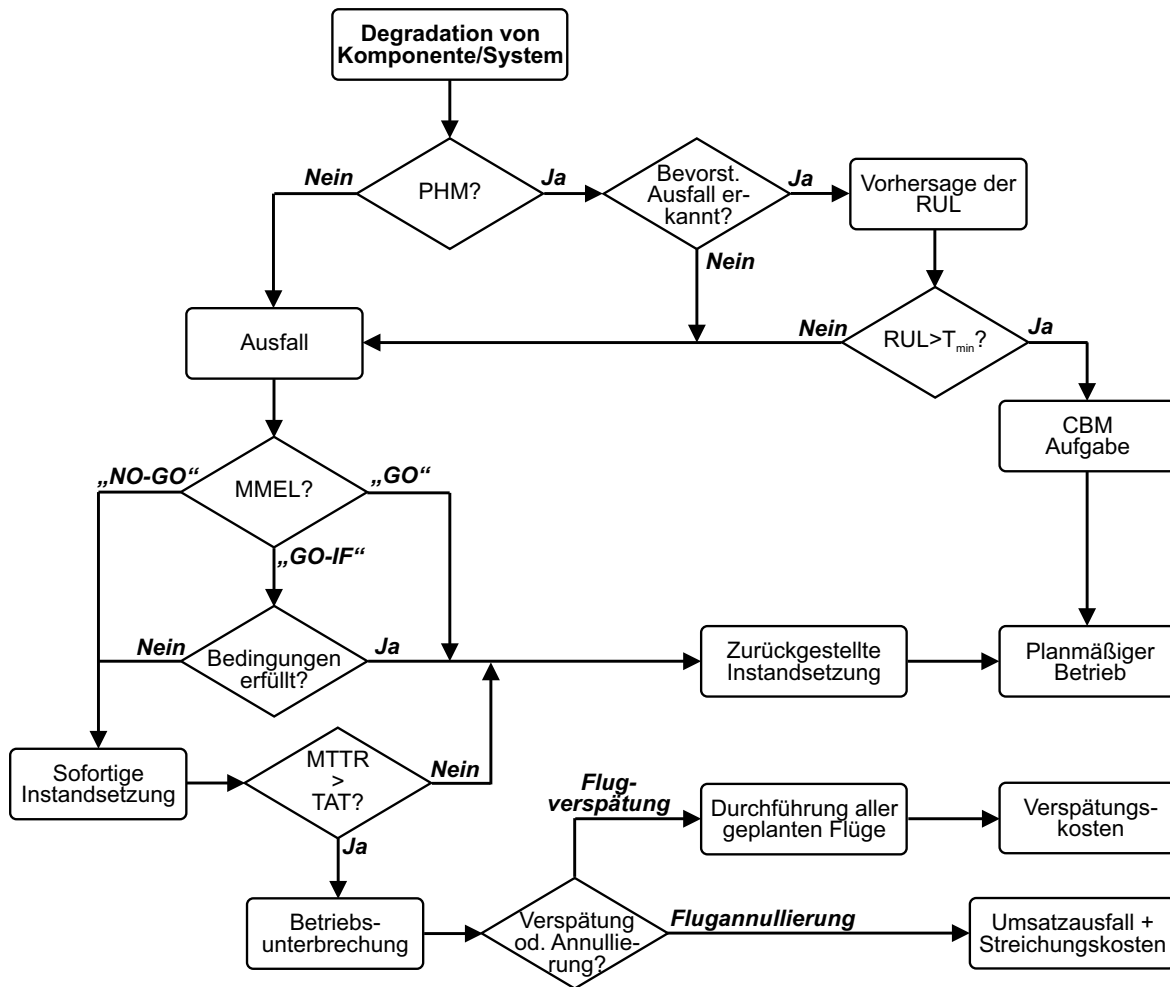


Abbildung 5.17: Modellierung von Betriebsunterbrechungen mit Berücksichtigung der Prognosefunktion

#### 5.4.4 Integrierte dynamische Instandhaltungsplanung

Ausgehend von den in Kapitel 3.3.2 identifizierten Lösungskonzepten und den in Kapitel 5.1.1 formulierten Spezifikationen ist ein Ansatz für die integrierte dynamische Instandhaltungsplanung entwickelt worden und soll in diesem Abschnitt beschrieben werden. Dazu wird zunächst das Konzept des Optimierungsansatzes und dessen Integration in AIRTOBS dargestellt. Anschließend werden das mathematische Optimierungsproblem und der zur Lösung des Problems entwickelte Algorithmus vorgestellt.

##### 5.4.4.1 Konzept und Integration des Optimierungsansatzes

Mit dem Optimierungsansatz für die Instandhaltungsplanung wird die integrierte Planung der im MSB-Modul ermittelten präventiven und zustandsorientierten Instandhaltungsaufgaben im Flugzeullebenszyklus angestrebt (vgl. Kapitel 5.4.1 und 5.4.2). Das Ziel besteht in der Bündelung (Paketierung) der zu planenden Instandhaltungsaufgaben zu Ereignissen in einer Weise, dass unter Berücksichtigung begrenzter Instandhaltungskapazitäten und Einhaltung der vorgegebenen Flugzeugumläufe die Kosten minimiert werden.

Als Planungsprinzipien sind grundsätzlich eine Totalplanung oder eine periodenorientierte Planung denkbar. Eine Totalplanung über den gesamten Lebenszyklus könnte theoretisch die optimale Lösung des bestehenden Optimierungsproblems liefern. Sie stellt jedoch weder eine gute Abbildung der Realität dar noch ist sie aufgrund ihrer Problemgröße praktisch zu beherrschen. Theoretisch denkbar wäre bei exakter Kenntnis des zukünftigen Betriebs die zeitliche Planung aller PM-Ereignisse im Lebenszyklus. Eine Totalplanung aller PdM-Ereignisse schließt sich dagegen auch theoretisch aus, da eine zuverlässige Prognose der im Lebenszyklus auftretenden Ausfälle zu diesem Zeitpunkt niemals möglich sein kann.<sup>41</sup>

Für den in dieser Arbeit gewählten periodenorientierten Planungsansatz wird der betrachtete Flugzeublebenszyklus in gleichlange, aneinandergrenzende Planungsperioden<sup>42</sup> (vgl. Abb. 5.18(a)) unterteilt. Für jede Periode wird auf Basis der geplanten Flüge („angepasster Basisflugplan“) die Menge der fälligen Instandhaltungsaufgaben  $I_k^{\text{due}}$  für jedes Flugzeug  $k$  der Flotte<sup>43</sup> identifiziert.

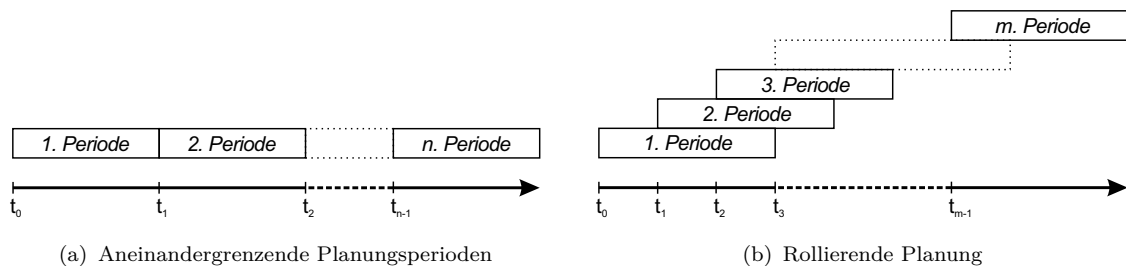


Abbildung 5.18: Konzepte der periodenorientierten Planung

Der hier gewählte Planungsansatz ist von dem in einem operativen Flottenbetrieb zu unterscheiden. Um sich verändernde Betriebs- und Zustandsdaten und damit auch RUL-Prognosen dynamisch berücksichtigen zu können, empfiehlt sich eine rollierende Planung (vgl. Abb. 5.18(b)). Denkbar ist je nach Dringlichkeit und Rechenaufwand eine zeitabhängige oder ereignisorientierte<sup>44</sup> Aktualisierung der Planung. Insgesamt führt die rollierende Planung damit zu einer wesentlich höheren Anzahl an Planungsperioden<sup>45</sup>, für die eine Optimierung der Instandhaltungsplanung durchzuführen ist. In einer Lebenszyklusanalyse mit ex-ante festgelegten bzw. ermittelten Eingangsgrößen besteht keine Notwendigkeit für eine rollierende Planung, so dass aufgrund des geringeren Rechenaufwands das Konzept der aneinandergrenzenden Planungsperioden hier vorteilhaft ist.

<sup>41</sup>Insbesondere wird dies deutlich z. B. für LRUs, die zum Zeitpunkt der Prognose noch nicht im Flugzeug eingebaut sind.

<sup>42</sup>Die Länge der Planungsperioden (Planungshorizont) kann durch den Anwender in der Vorgabedatei festgelegt werden. Als zweckmäßig haben sich Planungshorizonte von 4-8 Wochen erwiesen.

<sup>43</sup>Das im Folgenden beschriebene Planungsproblem und der zur Lösung entwickelte Optimierungsalgorithmus dienen der Instandhaltungsplanung einer Flugzeugflotte. Da AIRTOBS zum aktuellen Zeitpunkt die Analyse einer Flugzeugflotte nur als sequenzielle Analysen von Einzelflugzeugen durchführen kann, beträgt die Flottengröße für das Instandhaltungsplanungsproblem im Anwendungsfall dieser Arbeit  $P = 1$ .

<sup>44</sup>Ereignisse, die einen neuen Planungslauf auslösen, können z. B. neu erkannte bevorstehende Ausfälle, (relevante) Veränderungen von RUL-Prognosen oder Veränderungen des Flugzeugumlaufs sein.

<sup>45</sup>So wären bei täglicher Aktualisierung innerhalb eines Lebenszyklus von 25 Jahren 9.125 Planungsläufe erforderlich. Demgegenüber erfordert das Konzept der aneinandergrenzenden Planungsperioden bei einem Planungshorizont von 4 Wochen nur 325 Planungsläufe.

Das resultierende Prinzip der periodenweisen Paketierung und Planung von Instandhaltungsereignissen ist exemplarisch in Abb. 5.19 dargestellt. Die Abbildung zeigt die Fälligkeitszeitpunkte von einer Anzahl von Aufgaben innerhalb von zwei ausgewählten Planungsperioden im Flugzeublebenszyklus. Für jede Planungsperiode sucht der Algorithmus den kostenminimalen Instandhaltungsplan. Die sich ergebenden Instandhaltungsereignisse sind als gestrichelte, vertikale Linien gekennzeichnet. Die Distanz zwischen dem Ereigniszeitpunkt und den Fälligkeitszeitpunkten der allokierten Aufgaben entspricht der verschwendeten Lebenszeit (in FH). Aufgrund der Begrenzung der Instandhaltungskapazitäten sowie

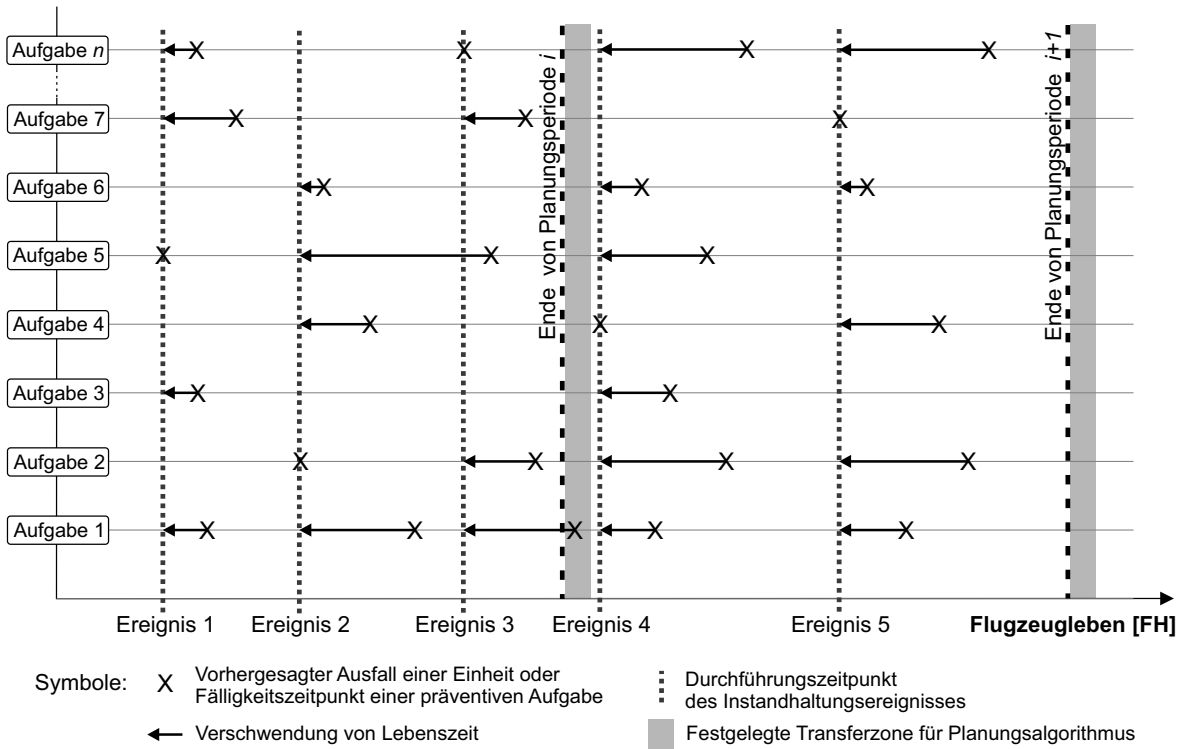


Abbildung 5.19: Konzept der periodenweisen Paketierung und Planung von Instandhaltungsereignissen

der aufgabenspezifischen Kosten und Personenstunden kann es vorteilhaft sein, eine Aufgabe einem anderen Ereignis als dem nächsten zuzuordnen (vgl. z. B. die Zuordnung von „Aufgabe 5“ zu „Ereignis 2“ in Abb. 5.19). Es kann zudem passieren, dass der Optimierer Aufgaben, die kurz nach Beginn einer neuen Periode fällig sind, aufgrund fehlender Instandhaltungsmöglichkeiten nicht zuordnen kann. Um dies zu vermeiden, können durch den Benutzer Pufferperioden zu Beginn jeder Planungsperiode definiert werden, die den Algorithmus dazu zwingen die entsprechenden Aufgaben bereits in der vorangegangenen Periode zu allokiieren (z. B. ist die dritte Ausführung von „Aufgabe 1“ daher zu „Ereignis 3“ zugeordnet).

Die integrierte dynamische Instandhaltungsplanung ist im Aircraft Maintenance Planning (AIRMAP)-Modul umgesetzt. Es gliedert sich in eine Hauptfunktion, welche die Datenverarbeitung, Konfiguration des Optimierers und die Steuerung der Planungsperioden

übernimmt, und den eigentlichen Optimierungsalgorithmus. Der Programmablauf der AIRMAP-Hauptfunktion ist in Abb. 5.20 dargestellt. AIRMAP übernimmt zunächst die Eingangsdaten vom MSB-Modul und führt die Modulkonfiguration aus. Aus den übergebenen Instandhaltungsaufgaben (CBM und PM) werden die im Flugzeuglebenszyklus fälligen Aufgaben auf eine Aufgabenliste (Task List (TL)) gesetzt. Aus einem Abgleich des Flugzeugumlaufs mit den Instandhaltungskapazitäten werden die Instandhaltungsmöglichkeiten für alle Planungsperioden im Lebenszyklus identifiziert. Nach Abschluss dieser vorbereitenden Schritte durchläuft AIRMAP sequenziell die Planungsperioden, bis das Ende des Lebenszyklus erreicht ist.

Zu Beginn jeder Planungsperiode  $p$  nimmt das Programm eine Markierung der nicht in  $p$  fälligen Aufgaben vor und vergleicht diese mit den Kapazitäten in der Periode  $p + 1$ . Falls eine Überschreitung der Kapazitäten in der Pufferzone von  $p + 1$  vorliegt, entfernt der Algorithmus die Markierung derjenigen Aufgaben, welche die freie Kapazität übersteigen. Alle (noch) markierten Aufgaben werden in die nächste Periode verschoben und die resultierende  $TL$  an den Optimierungsalgorithmus (vgl. Kapitel 5.4.4.3) zur Planung der aktuellen Periode übergeben. Wenn der Optimierer zulässige Lösungen gefunden hat, wird die kostenminimale als bester Plan für die aktuelle Periode gespeichert. Im anderen Fall war der Optimierer nicht in der Lage, alle fälligen Aufgaben zu planen. AIRMAP wählt dann die früheste nicht zugeordnete Aufgabe<sup>46</sup> aus und versucht, die zeitlich vor dem Engpass liegenden Kapazitäten schrittweise zu vergrößern. Zunächst prüft das Programm die Möglichkeit zur Erhöhung der Kapazitäten an den bestehenden Instandhaltungsmöglichkeiten. Ist das eingestellte Kapazitätslimit bereits erreicht, kommt der Zukauf von externen Instandhaltungsslots in Betracht. Wenn eine der Maßnahmen zur Kapazitätserhöhung erfolgreich war, wird die Aufgabenliste der aktuellen Periode wiederhergestellt und der Optimierungsalgorithmus mit den veränderten Restriktionen erneut gestartet. Dieser Mechanismus zur Kapazitätserweiterung hat sich in der Anwendung von AIRMAP als wirksames Mittel erwiesen, um in Situationen starker Aufgabenhäufung dennoch zulässige Lösungen zu finden. Es ist davon auszugehen, dass eine LVG in der Realität ebenso zunächst versucht, die fälligen Instandhaltungsarbeiten mit ihren eigenen Kapazitäten durchzuführen. Im nächsten Schritt wird sie z. B. die Personalstärke der betroffenen Schicht vergrößern. Und bevor ein geplanter Flug infolge einer Operational Interruption (OI) annulliert werden muss, würde ein Flugzeugbetreiber erwägen, externe Instandhaltungsdienstleistungen in Anspruch zu nehmen.

Sollte der Optimierer trotz maximal möglicher Kapazitätsausweitung keine zulässige Lösung gefunden haben, wird AIRMAP mit einer entsprechenden Fehlermeldung abgebrochen. Im Erfolgsfall wird das Programm nach Durchlauf aller Planungsperioden beendet und die jeweiligen besten Pläne an das MSB-Modul zurückgegeben.

---

<sup>46</sup>Wenn der Optimierer eine Aufgabe nicht zuordnen konnte, waren zumindest lokal zum Fälligkeitszeitpunkt dieser Aufgabe keine ausreichenden Instandhaltungskapazitäten verfügbar. Dieser Zeitpunkt wird im Folgenden auch als Engpass bezeichnet.

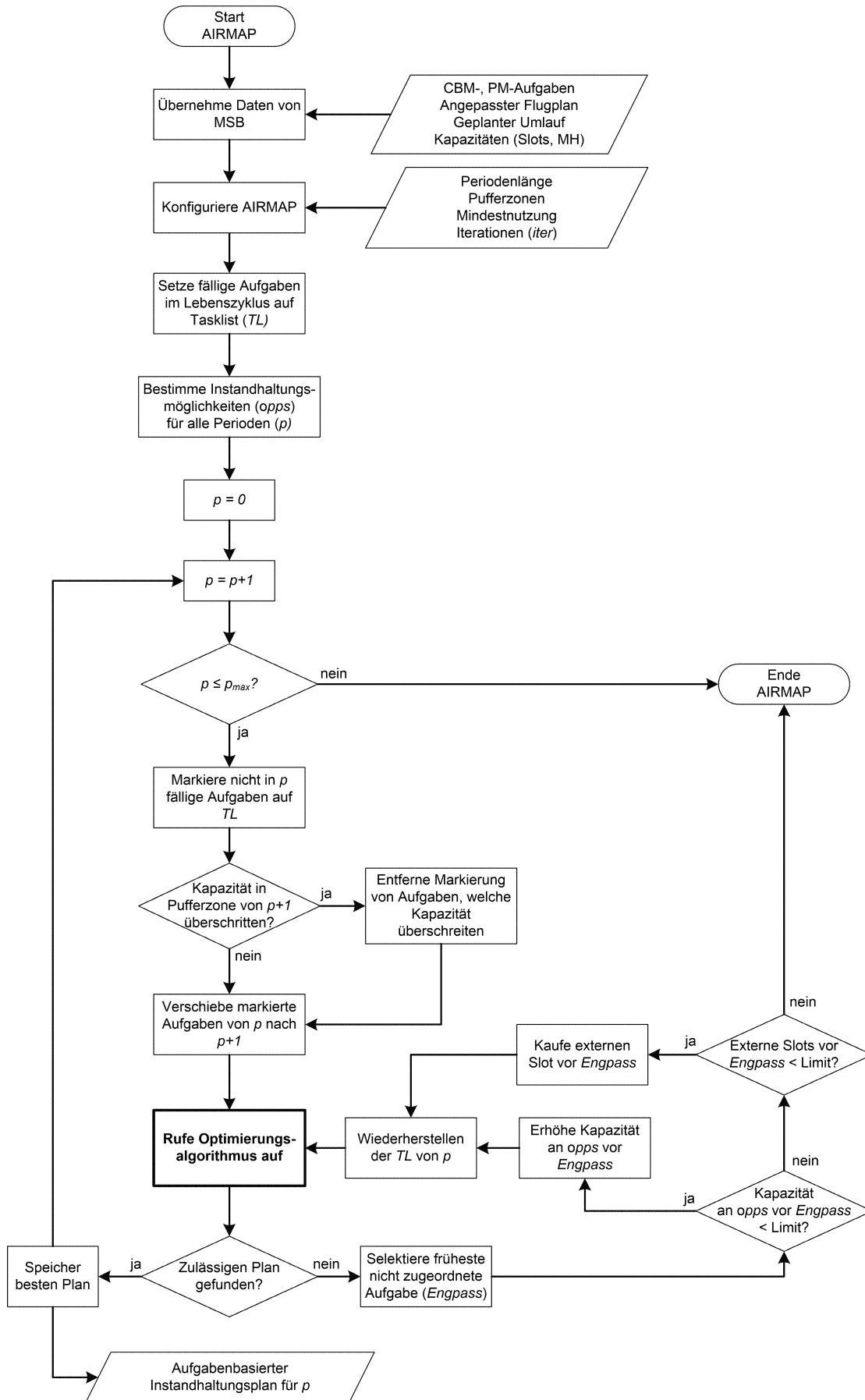


Abbildung 5.20: Programmablauf von AIRMAP

#### 5.4.4.2 Optimierungsproblem der Instandhaltungsplanung

Das im Kontext dieser Arbeit bestehende Instandhaltungsplanungsproblem lässt sich als Lineares Programm (LP) formulieren. Im Folgenden werden die aufgestellte Zielfunktion und die zugehörigen Nebenbedingungen erläutert.

##### Zielfunktion

Die Zielfunktion des Flugzeuginstandhaltungsplanungsproblems (Aircraft Maintenance Planning Problem (AMPP)) ist in Formel 5.10 beschrieben. Die Summe aller Kosten für die Ausführung aller in der aktuellen Planungsperiode fälligen Instandhaltungsaufgaben soll für alle Flugzeuge der betrachteten Flotte minimiert werden (*Hölzel et al.*, 2014; *Rothenbacher*, 2016).

$$\min \sum_{k \in K} \sum_{i \in I_k^{\text{due}}} \sum_{j \in J} (c_{k,i}^{\text{task}} + c_{k,i,j}^{\text{waste}}) \cdot x_{k,i,j} + \sum_{k \in K} \sum_{j \in J} (c_{k,j}^{\text{opp}} + c_{k,j}^{\text{loc}}) \cdot y_{k,j} \quad (5.10)$$

Definition der Symbole:

$k$	Index des Flugzeugs ( <i>tail number</i> ),
$K$	Menge der Flugzeuge in der Flotte,
$i$	Index der in der aktuellen Planungsperiode an Flugzeug $p$ fälligen Instandhaltungsaufgabe,
$I_k^{\text{due}}$	Menge der in der aktuellen Planungsperiode an Flugzeug $k$ durchzuführenden Instandhaltungsaufgaben,
$j$	Index der Instandhaltungsmöglichkeit für alle Flugzeuge innerhalb der aktuellen Planungsperiode,
$J$	Menge der Instandhaltungsmöglichkeiten für alle Flugzeuge innerhalb der aktuellen Planungsperiode,
$c_{k,i}^{\text{task}}$	Aufgabenkosten der Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ (variable Kosten),
$c_{k,i,j}^{\text{waste}}$	Kosten der verschwendeten Lebenszeit von Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ an Instandhaltungsmöglichkeit $j$ (variable Kosten),
$c_{k,j}^{\text{opp}}$	Opportunitätskosten für die Nutzung der Instandhaltungsmöglichkeit $j$ durch Flugzeug $k$ (fixe Kosten),
$c_{k,j}^{\text{loc}}$	Kosten für die Nutzung der Instandhaltungsstation von Instandhaltungsmöglichkeit $j$ durch Flugzeug $k$ (fixe Kosten),
$x_{k,i,j}$	Binäre Entscheidungsvariable (definiert in Formel 5.23),
$y_{k,j}$	Binäre Indikatorvariable (definiert in Formel 5.24).

##### Menge der fälligen Instandhaltungsaufgaben

Die Menge der in der aktuellen Planungsperiode fälligen Instandhaltungsaufgaben enthält auch solche, deren Fälligkeitszeitpunkte das Ende der Planungsperiode um höchstens die

spezifizierte Pufferzeit überschreiten. Die Menge der fälligen Aufgaben  $I_k^{\text{due}}$  lässt sich beschreiben mit:

$$I_k^{\text{due}} = \{i \in I \mid t_{k,i}^{\text{due}} - t^{\text{end}} \leq t^{\text{buffer}}\}. \quad (5.11)$$

Der Fälligkeitszeitpunkt einer Instandhaltungsaufgabe  $i$  an Flugzeug  $k$  basiert im Falle einer prädiktiven Aufgabe auf der vom PHM-System bestimmten RUL. Bei präventiven Aufgaben leitet sich der Fälligkeitszeitpunkt vom vorgegebenen Instandhaltungsintervall und dem letzten Durchführungstermin ab:

$$t_{k,i}^{\text{due}} = t_{k,i}^{\text{last}} + t_{k,i}^{\text{int}}. \quad (5.12)$$

Definition der Symbole:

$t_{k,i}^{\text{due}}$	Fälligkeitszeitpunkt der Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ ,
$t^{\text{end}}$	Ende der aktuellen Planungsperiode,
$t^{\text{buffer}}$	Spezifizierte Pufferzeit innerhalb derer Aufgaben der folgenden Planungsperiode in die aktuelle Planungsperiode vorgezogen werden,
$t_{k,i}^{\text{last}}$	Letzter Durchführungszeitpunkt von Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ ,
$t_{k,i}^{\text{int}}$	Instandhaltungsintervall von Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ .

### Kosten der verschwendeten Lebenszeit

Die Kosten der verschwendeten Lebenszeit (*wasted-life cost*) einer Aufgabe  $i$  an Flugzeug  $k$  an einer Instandhaltungsmöglichkeit  $j$  resultieren aus einer Durchführung der Aufgabe vor ihrer Fälligkeit. Die Verschwendungskosten lassen sich (unter Einbindung von Formel 5.12) wie folgt bestimmen:

$$\begin{aligned} c_{k,i,j}^{\text{waste}} &= \frac{t_{k,i}^{\text{int}} - (t_{k,j} - t_{k,i}^{\text{last}})}{t_{k,i}^{\text{int}}} \cdot c_{k,i}^{\text{task}} \\ &= \frac{t_{k,i}^{\text{due}} - t_{k,j}}{t_{k,i}^{\text{int}}} \cdot c_{k,i}^{\text{task}} \end{aligned} \quad (5.13)$$

### Nebenbedingungen

Die einzuhaltenden Nebenbedingungen des AMPP werden durch die Formeln 5.14 bis 5.22 beschrieben.

**Nutzung von Instandhaltungsmöglichkeiten:** Die mit Formel 5.14 beschriebene Bedingung kennzeichnet eine Instandhaltungsmöglichkeit als genutzt, wenn mindestens eine Aufgabe dieser Möglichkeit zugeordnet ist. Mit der Nutzung einer Möglichkeit fallen die



fixen Kosten für die Nutzung dieser Instandhaltungsmöglichkeit in der Zielfunktion an (vgl. Formel 5.10).

$$x_{k,i,j} \leq y_{k,j}, \quad \forall k \in K, \forall i \in I_k^{\text{due}}, \forall j \in J \quad (5.14)$$

**Ausführung von Instandhaltungsaufgaben:** Jede Aufgabe, die innerhalb der aktuellen Planungsperiode fällig wird, muss genau an einer Instandhaltungsmöglichkeit ausgeführt werden (Formel 5.15).<sup>47</sup>

$$\sum_{j \in J} x_{k,i,j} = 1, \quad \forall p \in P, \forall i \in I_k^{\text{due}} \quad (5.15)$$

**Personenstundenbegrenzung:** Die Bedingung begrenzt die Gesamtzahl der Personenstunden, die an einer Station während einer Instandhaltungsmöglichkeit allokiert werden kann.

$$\sum_{k \in K} l_{k,j,o} \cdot \left( \sum_{i \in I_k^{\text{due}}} m_{k,i} \cdot x_{k,i,j} \right) \leq m_{j,o}, \quad \forall j \in J, \forall o \in O \quad (5.16)$$

Definition der Symbole:

$$l_{k,j,o} = \begin{cases} 1, & \text{wenn Instandhaltungsmöglichkeit } j \text{ von Flugzeug } k \text{ an Station } o \text{ ist,} \\ 0, & \text{sonst,} \end{cases}$$

$m_{k,i}$     Erforderliche Personenstunden für die Durchführung von Aufgabe  $i$  an Flugzeug  $k$ ,

$m_{j,o}$     Verfügbare Personenstunden an Station  $o$  während Möglichkeit  $j$ .

**Slotbegrenzung:** Die Bedingung stellt sicher, dass die Anzahl der Flugzeuge, die einer Station zugeordnet werden, nicht die Anzahl der Instandhaltungsslots während der Instandhaltungsmöglichkeit überschreitet.

$$\sum_{k \in K} l_{k,j,o} \cdot y_{k,j} \leq s_{j,o}, \quad \forall j \in J, \forall o \in O \quad (5.17)$$

Definition der Symbole:

$$l_{k,j,o} = \begin{cases} 1, & \text{wenn Instandhaltungsmöglichkeit } j \text{ von Flugzeug } k \text{ an Station } o \text{ ist,} \\ 0, & \text{sonst,} \end{cases}$$

$s_{j,o}$     Verfügbare *Slots* an Station  $o$  während Möglichkeit  $j$ .

<sup>47</sup>Die praktische Implementierung des Optimierungsalgorithmus (vgl. Kapitel 5.4.4.3) ermöglicht dennoch eine mehrfache Allokation von periodischen Instandhaltungsaufgaben innerhalb der gleichen Planungsperiode, indem die Menge der fälligen Aufgaben  $I_k^{\text{due}}$  während des Optimierungslaufs erweitert wird.

**Fähigkeiten:** Instandhaltungsaufgaben können nur an einer Station durchgeführt werden, wenn diese für Arbeiten an dem betreffenden Flugzeugtyp<sup>48</sup> qualifiziert (d. h. zertifiziert) ist.

$$l_{k,j,o} \cdot y_{k,j} \leq q_{k,o}, \quad \forall k \in K, \forall j \in J, \forall o \in O \quad (5.18)$$

Definition der Symbole:

$$q_{k,o} = \begin{cases} 1, & \text{wenn Station } o \text{ für Instandhaltung von Flugzeug } k \text{ qualifiziert ist,} \\ 0, & \text{sonst.} \end{cases}$$

**Minimale Lebenszeitausnutzung:** Trotz Berücksichtigung der Verschwendungskosten in der Zielfunktion kann es passieren, dass eine Instandhaltungsaufgabe bereits nach einem Bruchteil ihrer Lebenszeit allokiert wird, wenn ihre Kosten im Vergleich zu den Fixkosten einer Instandhaltungsmöglichkeit sehr niedrig sind. Um dieses Verhalten zu vermeiden, kann optional eine (einstellbare) Mindestausnutzung des Lebenszeit bzw. des Intervalls einer Aufgabe erzwungen werden.

$$t_{k,i}^{\text{MLU}} \cdot x_{k,i,j} \leq t_{k,j}, \quad \forall k \in K, \forall i \in I_k^{\text{due}}, \forall j \in J \quad (5.19)$$

Definition der Symbole:

$$t_{k,i}^{\text{MLU}} \quad \text{Minimale Lebenszeitausnutzung von Aufgabe } i \text{ an Flugzeug } k.$$

Die minimale Lebenszeitausnutzung kann für eine intervallbasierte Aufgabe nach Gleichung 5.20 bestimmt werden.

$$t_{k,i}^{\text{MLU}} = t_{k,i}^{\text{last}} + u \cdot t_{k,i}^{\text{int}}, \quad u \in [0, 1] \quad (5.20)$$

**Fälligkeit:** Die Bedingung stellt sicher, dass der Ausführungszeitpunkt einer Instandhaltungsaufgabe nicht nach ihrem Fälligkeitszeitpunkt liegt.

$$t_{k,j} \cdot x_{k,i,j} \leq t_{k,i}^{\text{due}}, \quad \forall k \in K, \forall i \in I_k^{\text{due}}, \forall j \in J \quad (5.21)$$

Der Fälligkeitstermin einer Aufgabe berechnet sich nach Gleichung 5.12.

<sup>48</sup>In dem hier beschriebenen Modell wird nur zwischen Qualifikationsanforderungen für verschiedene Flugzeugtypen unterschieden. In der Realität bestehen auch aufgabenabhängige Anforderungen (vgl. Kapitel 2.2.1, S. 39). Eine Berücksichtigung dieser aufgabenabhängigen Genehmigungsumfänge im Modell kann durch die Formulierung zusätzlicher Nebenbedingungen erfolgen.

**Bodenzeit:** Die Bedingung stellt sicher, dass die MTTR jeder einzelnen Aufgabe, die einer Instandhaltungsmöglichkeit zugeordnet wird, nicht die Länge dieser Möglichkeit überschreitet.<sup>49</sup>

$$d_{k,i} \cdot x_{k,i,j} \leq d_{k,j}, \quad \forall k \in K, \forall i \in I_k^{\text{due}}, \forall j \in J \quad (5.22)$$

Definition der Symbole:

$d_{k,i}$	Durchführungsdauer (MTTR) der Aufgabe $i$ an Flugzeug $k$ ,
$d_{k,j}$	Länge der Instandhaltungsmöglichkeit $j$ von Flugzeug $k$ .

## Variablen

Die binären Variablen des AMPP sind in den Gleichungen 5.23 und 5.24 beschrieben.

$$x_{k,i,j} \in 0, 1, \quad \forall k \in K, \forall i \in I_k^{\text{due}}, \forall j \in J \quad (5.23)$$

Durch die Entscheidungsvariable  $x_{k,i,j}$  wird die binäre Entscheidung ausgedrückt, ob eine Aufgabe  $i$  von Flugzeug  $k$  an einer Instandhaltungsmöglichkeit  $j$  ausgeführt wird. Somit ist  $x_{k,i,j}$  definiert als

$$x_{k,i,j} = \begin{cases} 1, & \text{wenn Aufgabe } i \text{ von Flugzeug } k \text{ an Möglichkeit } j \text{ durchgeführt wird,} \\ 0, & \text{sonst.} \end{cases}$$

Die binäre Kennzeichnung, ob eine Instandhaltungsmöglichkeit durch ein Flugzeug genutzt wird, erfolgt mit der Indikatorvariable  $y_{k,j}$ .

$$y_{k,j} \in 0, 1, \quad \forall k \in K, \forall j \in J \quad (5.24)$$

Die binäre Indikatorvariable zeigt also an, ob eine Möglichkeit  $j$  durch ein Flugzeug  $k$  genutzt wird und ist somit definiert als

$$y_{k,j} = \begin{cases} 1, & \text{wenn Instandhaltungsmöglichkeit } j \text{ durch Flugzeug } k \text{ genutzt wird,} \\ 0, & \text{sonst.} \end{cases}$$

Die Kopplung der Entscheidungsvariable  $x_{k,i,j}$  und der Indikatorvariable  $y_{k,j}$  besteht durch die Bedingung der Nutzung von Instandhaltungsmöglichkeiten (Gleichung 5.14).

<sup>49</sup>In dieser Arbeit wird vereinfachend angenommen, dass die Instandhaltungsaufgaben in beliebiger Weise parallel durchgeführt werden können. In der Realität gibt es Tätigkeiten, die nur sequenziell ausgeführt werden können. Für eine Berücksichtigung derartiger Abhängigkeiten zwischen Aufgaben im Modell wären zusätzliche Nebenbedingungen einzuführen.

### 5.4.4.3 Optimierungsalgorithmus

Zur Lösung des AMPP ist ein Optimierungsalgorithmus auf Basis eines B&B-Verfahrens entwickelt worden. Es handelt sich um ein heuristisches Verfahren, da der eingesetzte B&B-Algorithmus in einer Weise implementiert ist, dass er (in der Regel) vorzeitig abbricht. Eine ermittelte beste Lösung ist in jedem Fall eine zulässige Lösung, in den meisten Fällen aber nicht das globale Optimum des vorliegenden Problems.<sup>50</sup>

Der entwickelte Optimierungsalgorithmus ist als Ablaufdiagramm in Abb. 5.21 dargestellt. Der Optimierer übernimmt von AIRMAP die Aufgabenliste (TL) der aktuellen Periode, die Werte der Nebenbedingungen und die Konfigurationseinstellungen. Solange die maximale Anzahl an Iterationen  $iter_{max}$  nicht überschritten ist, durchläuft der Optimierer die Iterationsschleife. Im ersten Schritt erfolgt eine Sortierung der Aufgaben entsprechend der Sortierregel. Die Sortierung der Aufgaben beeinflusst, in welcher Reihenfolge der Optimierer die Knoten des Lösungsbaums durchläuft. Standardmäßig sortiert der Optimierer die Aufgaben nach absteigenden Kosten und nimmt mit jeder folgenden Iteration einen Tausch der ersten mit anderen Aufgaben der Liste vor.<sup>51</sup> Nach Abschluss der Sortierung wird die erste Aufgabe  $T$  der Liste ausgewählt und die geforderte Mindestlaufzeit von  $T$  bestimmt. Für alle Tage der Periode, die vor dem Fälligkeitszeitpunkt von  $T$  liegen (Fälligkeitsbedingung), wird die Erfüllung der Nebenbedingungen für eine Aufgabenzuordnung geprüft (vgl. Formeln 5.14 bis 5.22). Bei Erfüllung aller Bedingungen werden die Aufgabenkosten für die ausgewählte Instandhaltungsmöglichkeit (Opp) berechnet und in die *Task Cost List (TCL)* eingetragen.

Wenn an keinem der durchlaufenen Tage die Zuordnungsbedingungen erfüllt werden, bleibt die *TCL* leer und der Optimierer springt zur nächsten Iteration (mit veränderter Sortierreihenfolge). Liegen Einträge in der *TCL* vor, wählt der Algorithmus die kostengünstigste *Opp* für Aufgabe  $T$  aus und schreibt das Ereignis zusammen mit den Kosten in den aktuellen Plan. Unter Berücksichtigung der gerade zugeordneten Aufgabe erfolgt die Neuberechnung der verfügbaren Kapazitäten. Wenn  $T$  eine periodisch wiederkehrende Aufgabe ist, errechnet der Optimierer (auf Basis des Zuordnungsdatums, der Intervalllänge und des zukünftigen Flugbetriebs) dessen nächste Fälligkeit. Fällt die Fälligkeit in die aktuelle Periode, wird die akkumulierte Nutzungsdauer von  $T$  zurückgesetzt und die neue Fälligkeit eingetragen. Bei Fälligkeit von  $T$  außerhalb der aktuellen Periode wird die Aufgabe auf die Transferliste<sup>52</sup> gesetzt. In diesem Fall und im Fall einer nicht-periodischen Aufgabe wird  $T$  von *TL* entfernt und der Algorithmus selektiert die neue erste Aufgabe in der Liste.

<sup>50</sup>Da die realisierte Implementierung keine LP-Relaxation vornimmt, kann weder festgestellt werden, ob das globale Optimum erreicht wurde, noch die Entfernung der besten Lösung zu diesem bestimmt werden (vgl. Kapitel 3.3.2).

<sup>51</sup>Für die untersuchten Probleme hat sich die Sortierung nach absteigenden Kosten als die effizienteste Sortierregel erwiesen. Gelegentlich kann eine Sortierung nach Aufgabenfälligkeit vorteilhaft sein. In seltenen Fällen kann eine zufällige Aufgabensortierung zu einer zulässigen Lösung führen, wenn die anderen Sortierregeln (bedingt durch die unvollständige Verzweigung) gescheitert sind.

<sup>52</sup>Da während der Iterationsläufe ungewiss ist, welche Iteration zur besten Lösung führen wird (und damit Ausgangspunkt für die Folgeperiode ist), müssen separate Transferlisten für jeden Iterationslauf geführt werden.

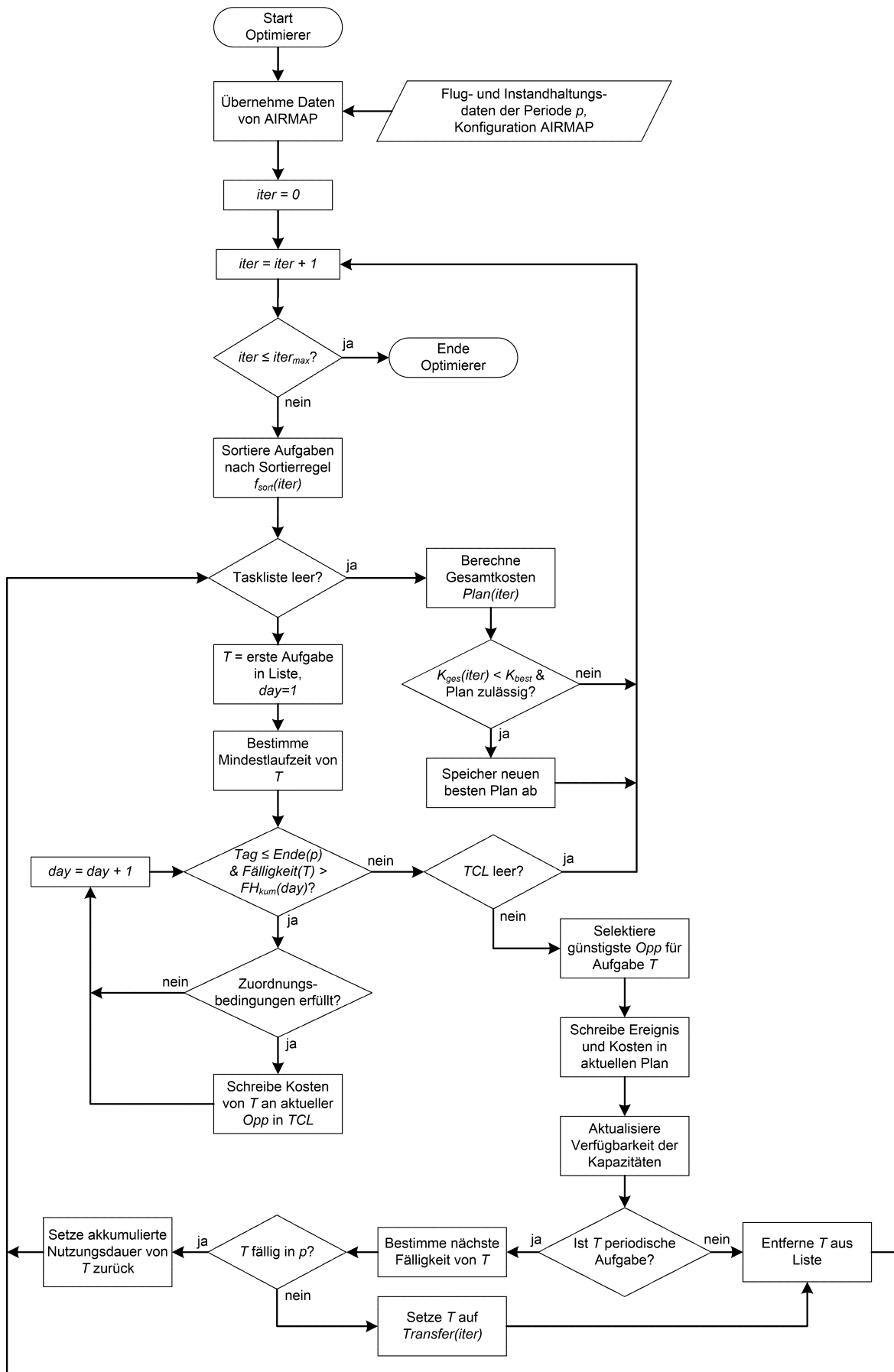


Abbildung 5.21: Programmablauf des Optimierungsalgorithmus in AIRMAP

Nach Zuordnung aller Aufgaben der Planungsperiode, d. h.  $TL = \{\}$ , werden für die aktuelle Iteration die Gesamtkosten des erstellten Instandhaltungsplans errechnet. Sind diese kleiner als das bisherige Minimum, bilden sie die neue untere Schranke und der Plan wird als neuer bester Plan gespeichert. Anschließend fährt der Optimierer mit der nächsten Iteration fort. Wenn  $iter_{max}$  überschritten wird bricht der Algorithmus ab und gibt die erstellten Pläne und ggf. eine Liste der nicht zuordenbaren Aufgaben an die AIRMAP-Hauptfunktion zurück.

## 5.5 Modellierung des ökonomischen Flugzeuglebenszyklus

Mit Abschluss der Simulation des Flugzeugbetriebs und der -instandhaltung im MSB-Modul (vgl. Kapitel 5.4) liegen alle operationellen Ergebnisse der Lebenszyklusanalyse vor. Diese finden Eingang in die im Folgenden beschriebene ökonomische Lebenszyklusanalyse im LC2B-Modul. Für die angestrebte Kosten-Nutzen-Analyse erfolgt eine Modellierung der (mit dem Flugzeugbetrieb in Verbindung stehenden) Zahlungsströme. Als Methodik zur Bewertung der zu untersuchenden IVHM-Technologien und -Konzepte wird ein dynamisches Investitionsrechenverfahren eingesetzt.<sup>53</sup>

In den folgenden Ausführungen wird ein größeres Gewicht auf diejenigen Kosten- und Ertragsbestandteile gelegt, die im Zuge der Identifikation der Ziele und Nutzen von Zustandsdiagnose- und Prognosesystemen in Kapitel 3.2.1 als potenzielle Einflussfaktoren erkannt worden sind. Ein vereinfachtes Funktionsmodell des LC2B-Moduls zeigt die

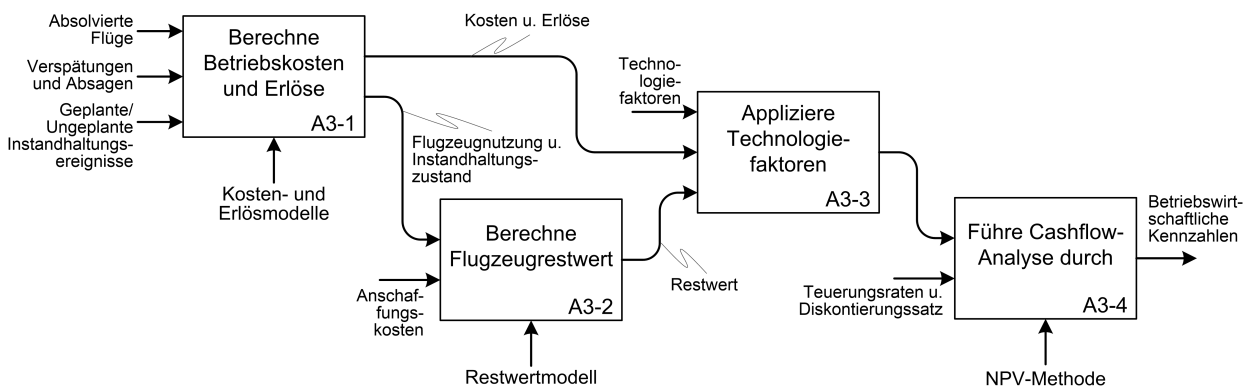


Abbildung 5.22: Funktionsmodell der ökonomischen Flugzeuglebenszyklusanalyse

Abb. 5.22. Das Modul benötigt eine Vielzahl an Eingangsparametern, welche in Form mehrerer Dateien nach Aufruf des Moduls eingelesen werden. Die Dateien teilen sich in eine allgemeine Input-Datei<sup>54</sup> und spezifische Input-Dateien für den Flug- und Instandhaltungsplan (d. h. die Ergebnisse des MSB-Moduls), die Datenbasis für die geplante und ungeplante Instandhaltung und die Triebwerksdaten auf. Basierend auf diesen Daten werden

<sup>53</sup>Während FSB und MSB ausschließlich die Betreiberperspektive abbilden, umfasst das LC2B-Modul neben der Betreiber- auch die Herstellersicht und nimmt getrennte Bewertungen für diese vor (vgl. Kapitel 5.1). Hier sollen entsprechend der gewählten Bewertungsperspektive nur die aus Betreibersicht relevanten Modellierungen betrachtet werden.

<sup>54</sup>Ein Beispiel für die allgemeine Eingangsdatei für das LC2B-Modul findet sich in Anhang B.4.

die Kapital- und Betriebskostenelemente (Kapitel 5.5.1) und die betrieblichen Erlöse (Kapitel 5.5.2) im Lebenszyklus modelliert. Außerdem wird der von der Flugzeugnutzung und dem Instandhaltungszustand abhängige Flugzeugrestwert abgeschätzt (Kapitel 5.5.3). Für die Lebenszyklusanalyse müssen die berechneten Kosten und Erlöse zunächst um die (eingestellten) Teuerungsraten angepasst werden, bevor die sich ergebenden Zahlungsströme in dem implementierten Investitionsrechenverfahren diskontiert und die KPIs berechnet werden können. Die Ergebnisausgabe des LC2B-Moduls erfolgt für die weitergehende Analyse bzw. Darstellung (wahlweise) als *Extensible Markup Language (XML)*-Datei und/oder als *.mat*-Datei, welche alle relevanten operationellen und ökonomischen Werte für die vergleichende Bewertung enthalten.

### 5.5.1 Kapital- und Betriebskostenelemente

Ausgehend von der allgemeinen Struktur der Flugzeuglebenszykluskosten (vgl. Kapitel 1.1) sollen in diesem Abschnitt die Modellierungen der im LC2B-Modul berücksichtigten Kostenelemente beschrieben werden. Für die anschließende CBA sind alle Kosten in einer Weise zu modellieren, dass sie in die Struktur der Kostenwürfel eingetragen werden können. Die Kosten für den Flugzeugkauf werden als Anfangsinvestition modelliert.<sup>55</sup> Direkt den geleisteten Flügen und durchgeführten Instandhaltungsereignissen zurechenbaren Kosten werden auf Basis der im MSB-Modul ermittelten Ereigniszeitpunkte bestimmt und auf Wochenbasis in den Kostenwürfel eingetragen. Die übrigen Kosten werden zunächst auf jährlicher Basis bestimmt und dann mit  $1/52$  wochenweise in den Kostenwürfel eingetragen. Die Tabelle 5.3 gibt einen Überblick über die modellierten Kostenelemente. Im Fokus stehen die kursiv dargestellten Kosten, denn sie lassen sich durch den Einsatz eines IVHM-Systems direkt beeinflussen, während die übrigen Elemente (Flugzeugkauf und -finanzierung ausgenommen) nur einem indirekten Einfluss aufgrund einer veränderten Flugzeugnutzung unterliegen. Die

Tabelle 5.3: Überblick über die modellierten Kostenelemente

<b>Anfangsinvestition</b>	<b>Direkte Kostenzurechnung</b> (auf Flug- bzw. Instandhaltungsereignis)		<b>Wochenweise Zurechnung</b>
Flugzeugkauf und -finanzierung	Kraftstoffkosten	Emissionshandel	<i>Ersatzteilbevor-</i>
	Crewkosten	<i>Verspätungs- u.</i>	<i>ratungskosten</i>
	Navigationsgebühren	<i>Annullierungskosten</i>	Versicherungskosten
	Flughafenlande- gebühren	<i>Instandhaltungs-</i> <i>kosten</i>	

flugzeug- und betriebsspezifische Kostenmodellierung in AIRTOBS beschränkt sich auf die DOC-Anteile. Die Indirekte Betriebskosten (*indirect operating cost*) (IOC) hängen stark vom Geschäftsmodell und der Organisation einer Fluggesellschaft ab und sollen hier nicht im Detail modelliert werden. Eine Berücksichtigung der IOC erfolgt im Modell über einen prozentualen Zuschlagsfaktor auf die Höhe der DOC.

<sup>55</sup>Im Unterschied zu den typischen DOC-Methoden sind in dem hier zur Anwendung kommenden Investitionsrechenverfahren anstatt der jährlichen Abschreibungen die Investitionskosten anzusetzen.

## Flugzeugkauf und -finanzierung

Die Modellierung der Kapitalkosten des Flugzeugs erfolgt im Finanzierungskostenmodell auf Basis des Flugzeuglistenpreises. Für existierende Flugzeugmuster werden die veröffentlichten Listenpreise<sup>56</sup> unter Berücksichtigung üblicher Preisnachlässe verwendet. Der vom Betreiber zu zahlende Kaufpreis  $P_{a/c}$  ergibt sich aus der Summe der Listenpreise  $P_{\text{Airframe}}$  bzw.  $P_{\text{Engine}}$  für die Flugzeugzelle bzw. die Triebwerke abzüglich ihrer jeweiligen Preisnachlässe  $dc$  (Formel 5.25).

$$P_{a/c} = P_{\text{Airframe}} \cdot (1 - dc_{\text{Airframe}}) + P_{\text{Engine}} \cdot (1 - dc_{\text{Engine}}) \quad (5.25)$$

Bei Analysen nichtexistierender oder angepasster existierender Flugzeugtypen kann für eine Abschätzung des Kaufpreises die entsprechende Funktion des Hersteller-Moduls von AIRTOBS verwendet werden (vgl. Kapitel 5.1 und *Langhans* (2013)).

Ein Flugzeugkäufer muss in der Regel bereits bei Bestellaufgabe eine Anzahlung auf den Kaufpreis leisten. Bis zur Auslieferung können zudem Abschlagszahlungen fällig werden. Der Restbetrag ist dann bei Übergabe des Flugzeugs zu zahlen.

## Kraftstoffkosten

Die Kraftstoffkosten machen zusammen mit den Kapitalkosten den größten Anteil der DOC aus. Die Kraftstoffkosten eines Fluges errechnen sich gemäß Formel 5.26 aus der benötigten Kraftstoffmasse und dem Preis.

$$C_{\text{Fuel}} = M_{\text{BlockFuel}} \cdot P_{\text{Fuel}} \quad (5.26)$$

mit :

$M_{\text{BlockFuel}}$  als Blockkraftstoffmenge in kg

$P_{\text{Fuel}}$  als Kraftstoffpreis je kg

Die für die jeweilige Flugmission benötigte Kraftstoffmasse (Missions- bzw. Blockkraftstoffmenge) wird nicht in AIRTOBS berechnet, sondern ist eine Eingangsgröße. Wenn keine Realdaten genutzt werden können, lässt sich die Kraftstoffmenge mit einem Flugtrajektorienrechner<sup>57</sup> bestimmen oder (unter Einschränkungen) mit der Breguet-Reichweitenformel (vgl. auch Anhang B.4) abschätzen.

In der Modellierung der Kraftstoffkosten können historische Kraftstoffpreise zusammen mit alternativen Preisentwicklungsszenarien<sup>58</sup> genutzt werden oder ein fester Kraftstoffpreis

<sup>56</sup>Vgl. z. B. *Airbus* (2014b).

<sup>57</sup>Für die Flugtrajektorienrechnung wurde am Institut für Lufttransportsysteme des DLR die Software Trajectory Calculation Module (TCM) entwickelt. TCM simuliert die Flugbewegungen von *Lift-off* bis *Touch-down* und berücksichtigt dabei Vorgaben des Flugplans und Flugprofilrandbedingungen. Für die Berechnung des Treibstoffverbrauchs von existierenden Flugzeugtypen werden die BADA-Flugleistungsmodelle genutzt (*Linke et al.*, 2012).

<sup>58</sup>Im LC2B-Modul sind von der *U.S. Energy Information Administration* (2011) aufgestellte Kraftstoffpreisszenarien hinterlegt und können in Lebenszyklusanalysen abgerufen werden. Im Rahmen dieser Arbeit sind die Kraftstoffpreisszenarien von untergeordneter Bedeutung, da für die in Kapitel 6 analysierten IVHM-Technologiealternativen kein direkter Einfluss auf den Kraftstoffverbrauch angenommen wird.



vorgegeben werden. Um in der Realität zu beobachtende Preisfluktuationen hinreichend berücksichtigen zu können, sind Analysen der historischen Kraftstoffpreise und möglicher zukünftiger Preisentwicklungen durchgeführt und im Modell hinterlegt worden.

### Crewkosten

Die Crewkosten setzen sich aus den Kosten für die Cockpitbesatzung und die Kabinenbesatzung zusammen. Neben dem Gehalt umfassen die Kosten z. B. auch die Sozialabgaben und Trainingskosten für die Crew (*Doganis, 2005; Clark, 2007*).

Bei aktuellen Flugzeugmustern kann grundsätzlich von einer zweiköpfigen Cockpitbesatzung ausgegangen werden. Lediglich auf sehr langen Flügen (etwa ab 12 Stunden) können ein oder sogar zwei zusätzliche Piloten erforderlich sein, um die Einhaltung der zulässigen Flug- und Ruhezeiten zu gewährleisten (*Clark, 2007*). Die Größe der Kabinenbesatzung hängt von der Anzahl der Sitze, gesetzlichen Bestimmungen, der Aufteilung in Sitzklassen und dem Geschäftsmodell der Fluggesellschaft ab. In den USA und der EU sind z. B. pro 50 Sitze (je Deck) als Minimum ein Kabinenbesatzungsmitglied vorgeschrieben (*University of Westminster, 2008*). Nach *Clark (2007)* kommen - abhängig von der Fluggesellschaft - auf ein Kabinenbesatzungsmitglied gewöhnlich 4 bis 15 *First Class* Sitze, 10 bis 20 *Business Class* Sitze bzw. 20 bis 50 *Economy Class* Sitze.

Das LC2B-Modul stellt verschiedene Methoden zur Berechnung der Crewkosten bereit. Wahlweise können Kostensätze je Blockstunde und die jeweilige Anzahl der Crewmitglieder vorgegeben oder die Berechnung auf Basis alternativer Szenarien<sup>59</sup> vorgenommen werden. Die anfallenden Crewkosten berechnen sich dann durch Multiplikation der jeweiligen Anzahl der Besatzungsmitglieder  $n$  mit ihrem Kostensatz  $p$  und der Anzahl geleisteter Blockstunden  $t_{BH}$  (vgl. Formeln 5.27 und 5.28). Für die Kabinenbesatzung wird dabei zwischen den Gehaltsstufen *Flight Attendant* ( $P_{FA}$ ) und *Senior Flight Attendant* ( $P_{SFA}$ ) und für die Cockpitbesatzung zwischen *Captain* ( $P_{Captain}$ ) und *First Officer* ( $P_{FO}$ ) unterschieden.

$$C_{Cabin} = t_{BH} \cdot (n_{SFA} \cdot P_{SFA} + n_{FA} \cdot P_{FA}) \quad (5.27)$$

$$C_{Cockpit} = t_{BH} \cdot (n_{Captain} \cdot P_{Captain} + n_{FO} \cdot P_{FO}) \quad (5.28)$$

### Navigationsgebühren

Nutzer des europäischen Luftraums müssen für das Fliegen im kontrollierten Luftraum Gebühren an EUROCONTROL entrichten. Die pro Flug fälligen Gebühren werden durch das Central Route Charges Office (CRCO) in Rechnung gestellt. Die Höhe der Navigationsgebühren hängt von den Faktoren Flugzeuggewicht  $f_W$ , geflogene Entfernung  $f_D$  und länderspezifischem Kostensatz  $P_{UR}$  ab und kann mit den Formeln 5.29 bis 5.31 berechnet

<sup>59</sup>Die von *University of Westminster (2008)* aufgestellten Szenarien beschreiben dazu eine minimale (d. h. gemäß *EU Regulation (EC) 1899/2006, Section OPS 1.990*), mittlere und große (typischerweise bei „Premium“-Fluggesellschaften anzutreffende) Crewgröße.

werden (*Langhans, 2013; Central Route Charges Office, 2013*):

$$C_{\text{Nav}} = f_W \cdot f_D \cdot P_{UR} \quad (5.29)$$

$$f_W = \sqrt{\frac{M_{\text{MTOW}} [\text{t}]}{50}} \quad (5.30)$$

$$f_D = \frac{\text{Distanz} [\text{km}] - 40}{100} \quad (5.31)$$

Die Modellierung der Navigationsgebühren erfolgt im LC2B-Modul wahlweise dem EUROCONTROL-Verfahren entsprechend oder per Eingabe von fixen Kosten je Route, um mit abweichenden Gebührensätzen zu rechnen.

### Flughafenlandegebühren

Flughäfen erheben von landenden Luftfahrzeugen Landegebühren, die sich gewöhnlich als Funktion der maximalen Abflugmasse (MTOW) berechnen und je nach Flughafen zusätzliche lärm- und zeitabhängige Faktoren beinhalten können (*Langhans, 2013, S. 68*). Die Modellierung der Landegebühren erfolgt nach Formel 5.32. Dabei bezeichnet der Faktor  $\mu_{AP,MTOW}$  die Gebühren je Tonne MTOW und  $C_{LZ}$  einen Zuschlag in Abhängigkeit der Lärmklasse<sup>60</sup> des Flugzeugs.

$$C_{\text{airport}} = M_{\text{MTOW}} \cdot \mu_{AP,MTOW} + C_{LZ} \quad (5.32)$$

Neben der manuellen Vorgabe eines fixen Lärmzuschlags kann im LC2B-Modul wahlweise ein Lärmgebührenszenario genutzt werden. Die drei von *Wicke und Bertsch (2011)* aufgestellten und im LC2B-Modul hinterlegten Szenarien unterscheiden sich durch unterschiedlich starke Steigerungen der Lärmgebührenanteile in der Zukunft (*Schilling et al., 2011, S. 62 f.*). Als weitere Bestandteile der Flughafenengebühren können zusätzlich passagierabhängige Kostenelemente, wie z. B. Sicherheits- und Servicegebühren, definiert werden. Gewöhnlich werden diese jedoch direkt über die Ticketpreise an die Passagiere weitergegeben (*Langhans, 2013, S. 68*).

### Emissionshandel

Seit dem Jahr 2012 ist der europäische Luftverkehr<sup>61</sup> in das European Union Emissions Trading System (EU ETS) einbezogen. Für Kohlendioxidemissionen, die über die kostenlos zugeteilten Emissionszertifikate hinausgehen, muss der Flugzeugbetreiber Zertifikate kaufen (*Scheelhaase et al., 2012*). Die für einen Flugzeugbetreiber anfallenden Kosten durch das EU ETS können nach Formel 5.33 berechnet werden, wobei  $P_{\text{ETS}}$  den Zertifikatspreis

<sup>60</sup>Der von einem Flughafen erhobene Lärmzuschlag kann neben der Lärmklasse, in die ein Flugzeugtyp (ggf. in Kombination mit einer Triebwerksvariante) eingeordnet ist, zusätzlich von der Tageszeit abhängen.

<sup>61</sup>Betroffen sind Flüge, die auf Flughäfen innerhalb des Europäischen Wirtschaftsraums landen oder von ihnen starten.

und  $f_{\text{IR}}$  die Internalisierungsrate<sup>62</sup> bezeichnen:

$$C_{\text{ETS}} = M_{\text{BlockFuel}} \cdot K_{\text{CO}_2} \cdot P_{\text{ETS}} \cdot f_{\text{IR}} \quad (5.33)$$

$$\text{mit: } K_{\text{CO}_2} = 3,1497 \frac{\text{kg CO}_2}{\text{kg Kerosin}} \quad (5.34)$$

Die optionale Berücksichtigung der Kosten im LC2B-Modul erfolgt in einer wochenweisen Berechnung auf Basis der durchgeführten Flüge (Formel 5.35).

$$C_{\text{ETS}}(k) = \sum_{FC \in k} M_{\text{BlockFuel}}(FC) \cdot K_{\text{CO}_2} \cdot P_{\text{ETS}} \cdot f_{\text{IR}} \quad (5.35)$$

Neben der Vorgabe fester Preise für Emissionszertifikate können wiederum Preisszenarien genutzt werden, um die Auswirkungen zukünftiger Preisentwicklungen in einer Analyse zu berücksichtigen (vgl. *Schilling et al.* (2011)).

### Verspätungs- und Annullierungskosten

Bei Flugverspätungen oder -annullierungen entstehen einer Fluggesellschaft Kosten für die Passagierkompensation, die Umbuchung von verpassten Anschlussflügen und Kosten durch mögliche Umsatzeinbußen aufgrund von zukünftigen Marktanteilsverlusten, die sich aus mangelnder Pünktlichkeit ergeben können. *University of Westminster* (2004) hat z. B. für einen AIRBUS A320 Kosten für eine Verspätung am Boden in Höhe von 0,63 € pro Passagier und pro Minute ermittelt. Nicht enthalten sind in diesen Kosten die direkten Umsatzeinbußen, die aus einer Annullierung von Flügen resultieren. Die direkten Umsatzeinflüsse werden in AIRTOBS über die Simulation des Flugbetriebs (vgl. Kapitel 5.4.2) und die damit generierten Betriebserlöse abgebildet.

Die in Woche  $k$  des Flugzeuglebenszyklus anfallenden Verspätungskosten  $C_{\text{delay}}$  werden auf Basis der im MSB-Modul ermittelten Verspätungsereignisse  $DE$  in Woche  $k$ , der Dauer der Verspätung  $t_{DE}$  und den Passagieranzahl je Sitzklasse  $Cl$  berechnet (Formel 5.36):

$$C_{\text{delay}}(k) = \sum_{DE \in k} \sum_{Cl} [t_{DE} \cdot CR_{\text{delay}} \cdot S_{Cl} \cdot LF_{Cl}], \quad Cl = \{\text{EC}; \text{BC}; \text{FC}\} \quad (5.36)$$

### Instandhaltungskosten

Die Berechnung der Instandhaltungskosten erfolgt auf Basis der im Flugzeuglebenszyklus durchgeführten geplanten und ungeplanten Instandhaltungsereignisse. Die Kosten  $C_{\text{event}}$  eines Ereignisses ergeben sich aus der Summe aus Arbeitskosten  $C_{\text{labor}}$ , Materialkosten  $C_{\text{material}}$  und Fixkosten  $C_{\text{fix}}$  (Formel 5.37), wobei die Arbeitskosten das Produkt aus Personenstunden  $MH_{\text{maint}}$  und Stundensatz  $LR_{\text{maint}}$  sind.

$$C_{\text{maint}} = C_{\text{labor}} + C_{\text{material}} + C_{\text{fix}} \quad (5.37)$$

<sup>62</sup>Die Internalisierungsrate bezeichnet den Anteil der Kohlendioxidemissionen, der über die kostenlos zugeteilten Emissionszertifikate hinausgeht.

$$\text{mit } C_{\text{labor}} = MH_{\text{maint}} \cdot LR_{\text{maint}} \quad (5.38)$$

In der Modellierung der Instandhaltungsereignisse und der anfallenden Kosten wird zunächst von einem alterungsunabhängigen Instandhaltungsaufwand ausgegangen.<sup>63</sup> Tatsächlich nehmen die Instandhaltungskosten mit steigendem Alter des Flugzeugs im Allgemeinen zu (vgl. z. B. *Ali* (2010)). Dies betrifft insbesondere den Instandhaltungsaufwand für die Flugzeugstruktur. Um diesen Effekten in einer Lebenszyklusanalyse Rechnung zu tragen, sind im LC2B-Modul unterschiedliche, vom Technologie- und Werkstoffeinsatz abhängige, Alterungsverläufe hinterlegt und zusätzlich die Möglichkeit zur Vorgabe eines individuellen Alterungsverlaufs gegeben (vgl. Anhang B.4). Somit wird die Berechnungsformel für die Kosten der geplanten Flugzeuginstandhaltungsereignisse um den Alterungsfaktor  $f_{\text{maturity}}$  ergänzt (Formel 5.39). Vereinfachend wird angenommen, dass sich alle Kostenarten des jeweiligen Ereignisses um den Faktor erhöhen.

$$C_{\text{maint}} = (C_{\text{labor}} + C_{\text{material}} + C_{\text{fix}}) \cdot f_{\text{maturity}} \quad (5.39)$$

Während der Instandhaltungsaufwand der klassischen Blockchecks und der ungeplanten Ereignisse in der Vorgabedatei festgelegt wird, wird der Aufwand der in AIRMAP geplanten Ereignisse durch die individuell zugeordneten Aufgaben und genutzten *Slots* definiert. Die Kosten eines AIRMAP-Ereignisses  $ME_A$  ergeben sich entsprechend nach Formel 5.40.

$$C_{\text{maint}}(ME_A) = \sum_{\text{task} \in ME_A} [C_{\text{labor}}(\text{task}) + C_{\text{material}}(\text{task})] + C_{\text{fix}}(ME_A) \quad (5.40)$$

Die resultierenden Kosten  $C_{\text{maint}}$  werden getrennt für die unterschiedlichen Ereignistypen  $MT$  je Woche  $k$  im Flugzeuglebenszyklus in den Kostenwürfel eingetragen (Formel 5.41).

$$C_{\text{maint}}(MT, k) = \sum_{ME \in MT \wedge ME \in k} [C_{\text{labor}}(ME) + C_{\text{material}}(ME) + C_{\text{fix}}(ME)] \quad (5.41)$$

### Ersatzteilbevorratungskosten

Für die Gewährleistung einer hohen DR ist neben einer hohen technischen Zuverlässigkeit des Flugzeugs auch die rechtzeitige Bereitstellung von Ersatzteilen<sup>64</sup> erforderlich. Typischerweise legen sich Fluggesellschaften häufig benötigte Ersatzteile an ihren wichtigsten Stationen auf Lager oder sie bezahlen einen Dritten für die Bevorratung und Bereitstellung von Ersatzteilen. In beiden Fällen fallen Bevorratungskosten an, deren Höhe von zahlreichen Parametern der zu bevorratenden Ersatzteile und der zu versorgenden Flotte abhängt. Die Modellierung der Ersatzteilbevorratung im LC2B-Modul erfolgt in zwei Schritten:

#### 1. Abschätzung des Ersatzteilbedarfs pro Zeiteinheit $E_{\text{EB}}$

<sup>63</sup>Eine Ausnahme bildet natürlich die Modellierung der ungeplanten Instandhaltungsereignisse auf Basis der Ausfall-PDFs. Diese enthalten explizit die Alterungseinflüsse der berücksichtigten Komponenten und Systeme.

<sup>64</sup>Der Begriff Ersatzteile umfasst hier neben LRUs grundsätzlich auch alle weiteren Komponenten oder Bauteile, die an einem Flugzeug ausgetauscht werden können.

2. Bestimmung der empfohlenen Bevorratungsmenge  $n_{BM}$ 

Der Erwartungswert für den Ersatzteilbedarf  $E_{EB}$  für eine Einheit  $i$  kann mit Formel 5.42 abgeschätzt werden (*Khan und Houston, 1999*):

$$E_{EB}(i) = \frac{T_{FH,i} \cdot QPA_i \cdot N_{Fleet}}{T_{MTBUR,i}} \cdot \frac{T_{DLZ,i}}{365} \quad (5.42)$$

mit:

$T_{FH,i}$	Nutzungsrate von Komponente $i$ im Betrachtungszeitraum [FH]
$QPA_i$	Häufigkeit der Komponente $i$ im Flugzeug [1]
$N_{Fleet}$	Größe der Flugzeugflotte [1]
$T_{MTBUR,i}$	MTBUR von Komponente $i$ im Betrachtungszeitraum [FH]
$T_{DLZ,i}$	Durchlaufzeit von Komponente $i$ (Werkstatt inkl. Logistikzeit) [d]

Eine Berücksichtigung von Verschrottungsraten, Beschaffungszeiten und mehreren Lagerorten führt zu der in Formel 5.43 beschriebenen Erweiterung des Modells. Die Verschrottungsrate beschreibt den Anteil der fehlerhaften Komponenten, die aus wirtschaftlichen Gründen nicht mehr repariert werden. Die resultierende Bestandsminderung muss durch die Beschaffung neuer Geräte ausgeglichen werden. Da dies gewöhnlich nur mit einer zeitlichen Verzögerung in Form der Beschaffungszeit (zzgl. einer Verwaltungszeit) erfolgen kann, ist eine Überbrückung durch den Ersatzteilbestand erforderlich. Dies wird durch eine rechnerische Erhöhung des Ersatzteilbedarfs erreicht. Für die Berücksichtigung von mehr als einem Lagerort, wird der Faktor  $q_p$  ergänzt. Er gibt an, welcher Anteil am gesamten Ersatzteilbedarf von Lagerort  $p$  bedient werden soll. Eine Aufteilung des mittleren Ersatzteilbedarfs auf mehrere Lagerorte führt trotz unverändertem Gesamtbedarf zu einer Erhöhung der empfohlenen Bevorratungsmengen, da nun für jeden einzelnen Lagerort die Unsicherheiten der Ersatzteilnachfrage zu kompensieren sind (*Rutledge, 2003*).

$$E_{EB}(i) = \sum_{p=1}^m \left[ q_p \frac{T_{FH} \cdot QPA_i \cdot N_{Fleet}}{T_{MTBUR,i}} \left[ \frac{T_{DLZ,i,p}}{365} \cdot (1 - SR) + SR \cdot \left( \frac{LT_p + AT_p}{365} \right) \right] \right] \quad (5.43)$$

mit:

$q_p$	Anteil an $E_{EB}(i)$ , der durch Lager $p$ bedient wird [1]
$SR$	Verschrottungsrate [1]
$LT_p$	Beschaffungszeit an Lagerort $p$ [d]
$AT_p$	Verwaltungszeit an Lagerort $p$ [d]

Auf Basis des mittleren Ersatzteilbedarfs pro Zeiteinheit können die empfohlenen Bevorratungsmengen bestimmt werden. Der errechnete Bedarf beschreibt lediglich einen Erwartungswert für die Nachfrage. Die Anzahl der ausgefallenen Komponenten in einem Zeitintervall lässt sich mit der Poisson-Verteilung<sup>65</sup> beschreiben. Sie gibt die Wahrscheinlichkeit an, mit der in einem Zeitraum  $t$  genau  $k$  Ereignisse (d. h. Ausfälle von Komponenten) stattfinden (vgl. Anhang B.4). Die Zeit zwischen zwei aufeinander folgenden Ereignissen eines

<sup>65</sup>Die Poisson-Verteilung ist eine diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung, die durch mehrmaliges Durchführen eines Bernoulli-Experiments entsteht.

Poisson-Prozesses wiederum ist exponentialverteilt. Für große Erwartungswerte  $E_{EB}$  kann die Poisson-Verteilung durch die Gaußsche Normalverteilung angenähert werden. Dies kann z. B. zutreffend sein, wenn größere Flotten betrachtet werden.

Die zu bevorratende Menge an Ersatzteilen  $n_E$  errechnet sich schließlich aus der kumulierten PDF und des angestrebten *Service Levels*<sup>66</sup> ( $a_{SL}$ ). Abhängig von der Höhe des erwarteten Bedarfs  $E_{EB}$  gilt:

$$n_E = \left[ E_{EB} + \sqrt{E_{EB}} \cdot NV^{-1}(a_{SL}) \right] \quad E_{EB} > 10 \quad (5.44)$$

$$n_E = \left[ Poi^{-1}(a_{SL}) \right] \quad E_{EB} \leq 10 \quad (5.45)$$

Die so ermittelte Bevorratungsmenge je Komponente geht in die Berechnung der Ersatzteilbevorratungskosten ein (Formel 5.46):

$$C_{\text{provisioning}} = n_{E,i} \cdot (r_{\text{finance}} \cdot C_{\text{value}} + C_{\text{inventory}}) \quad (5.46)$$

Damit können Kapitalbindungs- und Lagerhaltungskosten der Ersatzteile im Flugzeublebenszyklus abgeschätzt werden. Auswirkungen einer veränderten Flugzeugnutzung oder neuer Technologien (z. B. PHM) auf die Ersatzteilbevorratungskosten im Flugzeublebenszyklus lassen sich somit analysieren.

## Versicherungskosten

Die Angaben zur Höhe der jährlichen Versicherungskosten für Verkehrsflugzeuge variieren stark. *Raymer* (2012) nennt 1 % des Listenpreises als übliche Versicherungskosten. *Harris* (2005) hat auf Basis von „Form 41“-Daten des U.S. Department of Transportation (DoT) für das Jahr 1999 Versicherungskosten für den Flugzeugrumpf in Höhe von 0,56 % des investierten Kapitals ermittelt und stellt signifikant höhere Kosten bei kleineren LVGs fest. *Liebeck et al.* (1995) nimmt an, dass für den Rumpf Versicherungskosten von 0,35 % des gesamten Flugzeugpreises anfallen.

Die je nach Anwendungsfall zutreffenden Versicherungskosten sind im LC2B-Modul als relativer Anteil  $r_{\text{ins}}$  der Anschaffungskosten  $P_{a/c}$  des Flugzeugs vorzugeben. Entsprechend ergeben sich die jährlichen Versicherungskosten  $C_{\text{ins}}$  nach Formel 5.47:

$$C_{\text{ins}} = P_{a/c} \cdot r_{\text{ins}} \quad (5.47)$$

<sup>66</sup>Das *Service Level* bezeichnet den Anteil der in einem Zeitraum auftretenden Nachfrage, der direkt aus dem Lagerbestand befriedigt werden kann, ohne dass Fehlmengen entstehen. Das *Service Level* sagt also auch etwas über den Sicherheitsbestand aus.

## 5.5.2 Betriebliche Erlöse

Eine Fluggesellschaft erzielt gewöhnlich den wesentlichen Teil ihrer Erlöse durch den Verkauf von Transportdienstleistungen<sup>67</sup>, d. h. durch Verkauf von Passagiertickets und/oder Frachtkapazitäten.

Die Passagiererlöse stellen eine Funktion der Anzahl der verkauften Sitze in jeder Sitzklasse<sup>68</sup> und des durchschnittlich erzielten Ticketpreises in der jeweiligen Sitzklasse auf der Flugmission. Die Höhe des Ticketpreises wird von der Sitzklasse, der Flugdistanz, dem Geschäftsmodell der LVG, der Nachfrage, dem Wettbewerb auf der beflogenen Route, dem Zeitpunkt des Ticketerwerbs und einigen weiteren Faktoren beeinflusst (Langhans, 2013, S. 79). LVGs setzen komplexe Methoden des Ertragsmanagements (*yield management*) ein, um über eine dynamische Preis- und Kapazitätssteuerung eine Umsatz- oder Profitmaximierung zu erreichen.

Die Modellierung der Passagier- bzw. Frachtererlöse im LC2B-Modul beschränkt sich auf die in Formel 5.48 bzw. 5.49 enthaltenen Haupttreiber (Langhans, 2013, S. 79 f.). Für die Passagiererlöse  $R_{\text{pax}}$  sind dies die Missionslänge<sup>69</sup>  $D_R$  der geflogenen Route  $r$ , die Sitzanzahl  $S_{Cl}$  in Klasse  $Cl$ , sowie  $LF_{Cl}$  als der Sitzladefaktor in Klasse  $Cl$ . Die Frachtererlöse lassen sich als Funktion der Missionslänge  $D_R$  und des Gewichts  $M_{\text{cargo}}$  der transportierten Fracht beschreiben.

$$R_{\text{pax}} = f(D_R, S_{Cl}, LF_{Cl}) \quad (5.48)$$

$$R_{\text{cargo}} = f(D_R, M) \quad (5.49)$$

Für die Modellierung des Betreiberzahlungsstroms erfolgt die Berechnung der Erlöse für jede Woche  $k$  im Lebenszyklus nach Formel 5.50 bzw. 5.51. Der wöchentliche Gesamterlös berechnet sich jeweils aus der Summe der Teilerlöse je geflogener Route  $r$ .

$$R_{\text{pax}}(k) = \sum_{Cl} \sum_{r=1}^n [Cycles(r, k) \cdot P_{\text{pax}}(Cl, r) \cdot S_{Cl} \cdot LF_{Cl}], \quad Cl = \{EC; BC; FC\} \quad (5.50)$$

$$R_{\text{cargo}}(k) = \sum_{r=1}^n [Cycles(r, k) \cdot M_{\text{cargo}} \cdot D_R(r) \cdot P_{\text{cargo}}(r)] \quad (5.51)$$

Bei der Abschätzung des distanz- und sitzklassenabhängigen Ticketpreises  $P_{\text{pax}}(Cl, r)$  kann zwischen verschiedenen im LC2B-Modul implementierten Methoden gewählt werden (Schilling et al., 2011). Je nach Zielsetzung und Annahmen einer Analyse können lineare,

<sup>67</sup>Auch wenn heute zahlreiche Fluggesellschaften einen Großteil ihrer Umsätze durch den Verkauf von Zusatzleistungen (Bordverkauf von Speisen und Getränken, Gepäckgebühren, Sitzplatzreservierungen, Versicherungen, etc.) erwirtschaften, wird auf eine explizite Modellierung dieser Erlöse aus Vereinfachungsgründen bewusst verzichtet.

<sup>68</sup>Das Modell unterscheidet zwischen drei Sitzklassen: *Economy Class*, *Business Class* und *First Class*.

<sup>69</sup>Während in der Realität nicht notwendigerweise eine Abhängigkeit zwischen Ticketpreis und Flugdistanz bestehen muss, soll hier grundsätzlich eine positive Korrelation von Preis und Distanz angenommen werden.

logarithmisch-lineare oder auf Realdaten<sup>70</sup> basierende Ticketpreisfunktionen verwendet werden. Detaillierte Beschreibungen und Herleitungen der implementierten Ticketpreisfunktionen finden sich bei *Langhans (2013)*; *Schilling et al. (2011)*; *Nolte (2008)*.

### 5.5.3 Flugzeugrestwert

Zu einer Betrachtung der Kosten und Erlöse über den Lebenszyklus zählt auch die Bestimmung des Zeit- bzw. Restwerts (*residual value*) eines Verkehrsflugzeugs. Nicht zu verwechseln ist der Restwert mit dem Buchwert, welcher das Ergebnis buchhalterischer Abschreibungen der Anschaffungskosten ist und lediglich eine lineare oder degressive Wertminderung über eine geplante Nutzungsdauer darstellt. Für die *Cashflow*-Rechnung im LC2B-Modul ist eine Berechnung des Restwerts erforderlich, welche die Flugzeugnutzung und den Instandhaltungszustand berücksichtigt.

Analysen z. B. von den Firmen ASCEND<sup>71</sup> oder THE AIRCRAFT VALUE ANALYSIS COMPANY<sup>72</sup> geben Aufschluss über aktuelle und prognostizierte Zeitwerte von Verkehrsflugzeugen unterschiedlichen Typs und Alters (vgl. dazu *Nolte (2008)*). Die Werte geben eine gute Orientierung für die Wertentwicklung von Verkehrsflugzeugen. Für die Restwertberechnung in AIRTOBS sind diese Marktwerte jedoch nicht nutzbar, da sie nur für eine (für das Flugzeugalter) typische *Utilization* und den mittleren Instandhaltungszustand (*half-life maintenance status*)<sup>73</sup> angegeben werden und stark von allgemeinen Markteinflüssen<sup>74</sup> überlagert werden.

Für die vorliegende Arbeit wird eine Abschätzung des Restwerts in Abhängigkeit der geleisteten Flugzyklen und des Instandhaltungszustands in Form des „Verbrauchs“ der HMV-Intervalle als hinreichend genau erachtet.<sup>75</sup> Der Restwert  $RV_{a/c}$  ist also eine Funktion dieser zwei Komponenten des Restwerts bzw. Wertverlusts sowie des Anschaffungspreises (Formel 5.52):

$$RV_{a/c} = f(RV_{cycles}, LV_{HMV}, P_{a/c}) \quad (5.52)$$

Für die nutzungsabhängige Restwertberechnung werden in dieser Arbeit die gemäß Zertifizierung maximal erlaubten Flugzyklen bzw. -stunden eines Flugzeugmusters herangezogen (vgl. Tab. 5.4). Während die ursprüngliche Zulassung des A320 maximal 48.000 FC bzw.

<sup>70</sup>Für die Erstellung einer solchen Ticketpreisfunktion hat *Langhans (2013)* von SABRE<sup>®</sup> *Airport Data Intelligence* (<http://www.sabreairlinesolutions.com/>) bereitgestellte Erlösdaten verwendet.

<sup>71</sup><http://www.ascendworldwide.com/what-we-do/ascend-data/ae-valuations-data/>

<sup>72</sup><http://www.aircraft-values.co.uk>

<sup>73</sup>Dieser bezeichnet den Zeitpunkt, an dem genau die Hälfte des betreffenden Instandhaltungsintervalls aufgebraucht ist.

<sup>74</sup>Dazu zählen u. a. das allgemeine Wachstum auf dem Luftverkehrsmarkt und die daraus resultierende globale Nachfrage nach Verkehrsflugzeugen sowie die heutige und zukünftige relative Wettbewerbsfähigkeit des betrachteten Flugzeugtyps.

<sup>75</sup>Denkbar wären wesentlich detailliertere Bewertungen des Instandhaltungszustands der Flugzeugzelle und eine zusätzliche Berücksichtigung der Triebwerke (*shop visits* und *life limited parts*) sowie weiterer Komponenten (vgl. z. B. *Ackert (2011)*).



60.000 FH erlaubte, hat AIRBUS inzwischen Programme zur Lebensdauererlängerung<sup>76</sup> umgesetzt. Einem Flugzeugbetreiber kann damit nach Durchführung festgelegter Instandhaltungsmaßnahmen das Flugzeug über die initialen Grenzen hinaus betreiben. Eine Verlängerung der Nutzungsdauer hat logischerweise einen positiven Einfluss auf den Restwert des Flugzeugs.

Tabelle 5.4: Zertifizierte Lebensdauern des AIRBUS A320 (nach *Chrétien* (2007))

	Maximale Lebensdauer	
	[FC]	[FH]
<i>Initial Design Service Goal</i>	48.000	60.000
<i>Intermediate Service Goal</i> (seit 2007)	37.500	80.000
<i>Extended Service Goal I</i> (ab 2010)	60.000	120.000
<i>Extended Service Goal II</i> (ab 2012)	90.000	180.000

Die Bestimmung des verminderten relativen Restwerts  $RVR_{\text{cycles}}$  aufgrund der geleisteten Flugzyklen erfolgt nach Formel 5.53. Der Wert wird für jede Woche  $w_i$  im Flugzeublebenszyklus berechnet.

$$RVR_{\text{cycles}}(w_i) = \left( 1 + \frac{\sum \text{Cycles}}{w_i \cdot \text{Cycles}_{\text{limit}}} \right)^{-1} \cdot (1 + b_{\text{RV}}) - b_{\text{RV}} \quad (5.53)$$

Es ergibt sich ein degressiver Verlauf der Restwertentwicklung. Über den Parameter  $b_{\text{RV}}$  lässt sich die Steigung der Funktion beeinflussen und so eine Annäherung an eine gewünschte Restwertfunktion erreichen. Der kumulative relative Wertverlust am Ende von Woche  $k$  ergibt sich als (Formel 5.54):

$$RVR_{\text{cycles}}(k) = \prod_{w_i=1}^k \left[ \left( 1 + \frac{\sum \text{Cycles}}{w_i \cdot \text{Cycles}_{\text{limit}}} \right)^{-1} \cdot (1 + b_{\text{RV}}) - b_{\text{RV}} \right] \quad (5.54)$$

Als zweite Komponente des Wertverlusts wird der Instandhaltungszustand berücksichtigt, um den hohen Kosten eines HMV und dem daraus resultierenden Einfluss auf den Restwert Rechnung zu tragen. Theoretisch würde sich der Zeitwert des Flugzeugs durch die Durchführung eines HMV genau um die Kosten dieses Ereignisses erhöhen. In der Realität ist im Allgemeinen von einer geringeren Wertaufholung<sup>77</sup> auszugehen, so dass der Luftfahrzeughalter ein Flugzeug eher kurz vor als nach der Fälligkeit eines HMV verkaufen würde.

Für den Wertverlust aufgrund des „Verbrauchs“ der HMV-Intervalle wird ein linearer Verlauf angenommen. Der Wertverlust  $LV_{\text{HMV}}$  je Woche  $w_j$  bestimmt sich durch Division

<sup>76</sup>Neben Berechnungen und Finite-Elemente-Simulationen musste AIRBUS dazu die strukturelle Integrität des Flugzeugrumpfs und der Tragflächen für die verlängerte Lebensdauer in Ermüdungstests nachweisen (vgl. *Chrétien* (2007)).

<sup>77</sup>Ein Grund dafür ist, dass im Rahmen eines HMV gewöhnlich über den vorgeschriebenen Umfang hinausgehende an die Anforderungen des Flugzeugbetreibers zugeschnittene Instandhaltungsmaßnahmen und Erneuerungen z. B. der Kabine oder des *Inflight Entertainment Systems* durchgeführt werden. Das Fehlen dieser Einflussmöglichkeit kann für den Käufer eines Flugzeugs eine Wertminderung darstellen.

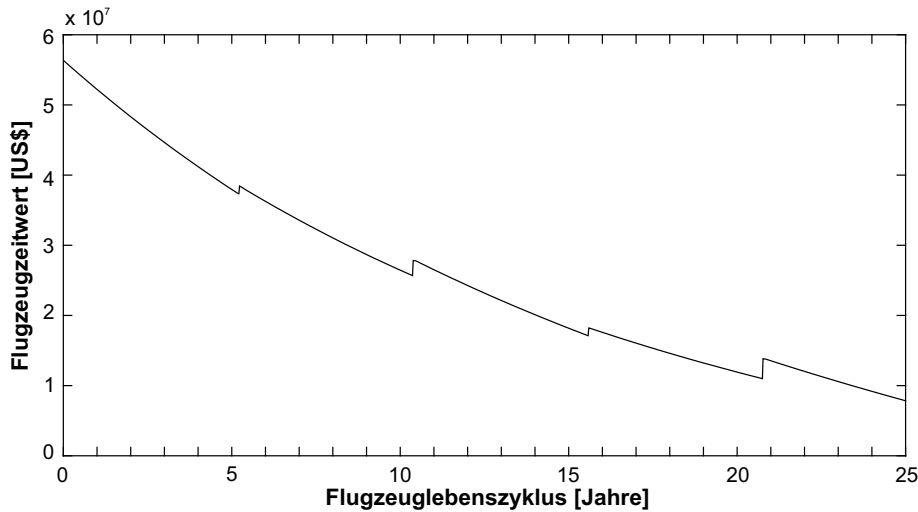


Abbildung 5.23: Modellierter Flugzeugzeitwert über den Lebenszyklus

der Gesamtkosten  $C_{\text{HVM}}$  des entsprechenden Instandhaltungsereignis und der Intervalllänge  $T_{\text{HVM}}$  (in Wochen):

$$LV_{\text{HVM}}(w_j) = \frac{C_{\text{HVM}}}{T_{\text{HVM}}} \quad (5.55)$$

In Woche  $k$  im Flugzeuglebenszyklus berechnet sich der anteilige Wertverlust für das Ereignis  $i_{\text{HVM}}$  mit Berücksichtigung einer ggf. unvollständigen Wertaufholung (wenn  $f_{\text{VR}} < 1$ ) gemäß Formel 5.56:

$$LV_{\text{HVM}}(i_{\text{HVM}}, k) = \sum_{t=0}^k \frac{C(i_{\text{HVM}})}{t(i_{\text{HVM}}) - t(i_{\text{HVM}} - 1)} \cdot f_{\text{VR}} \cdot x_t \quad (5.56)$$

$$x_t = \begin{cases} 1 & t(i_{\text{HVM}} - 1) \leq t \leq t(i_{\text{HVM}}) \\ 0 & \text{sonst} \end{cases} \quad (5.57)$$

Die Berechnung von  $LV_{\text{HVM}}$  erfolgt getrennt für IL- und D-Checks. Dabei wird die hierarchische Struktur der Blockchecks berücksichtigt (vgl. Kapitel 5.4.1). Der gesamt Flugzeugrestwert berechnet sich dann aus dem zyklischen Restwert abzüglich der aufsummierten Wertverluste zur Berücksichtigung des Instandhaltungszustands nach Formel 5.58:

$$RV_{\text{a/c}}(k) = P_{\text{a/c}} \cdot RVR_{\text{cycles}}(k) - \sum_{i_{\text{HVM}}=1}^n LV_{\text{HVM}}(k) \quad (5.58)$$

Die vorgestellte Methodik verwendet für die Berechnungen die Ergebnisse der DES des Flugzeugbetriebs und der Instandhaltung und kann so den nutzungsabhängigen Flugzeugrestwert in einer Auflösung auf Wochenebene bestimmen. In die *Cashflow*-Analyse geht lediglich der Flugzeugrestwert am Ende des betrachteten Lebenszyklus als angenommener Verkaufserlös ein. Die Abbildung 5.23 zeigt beispielhaft einen mit dieser Methodik bestimmten Verlauf des Flugzeugzeitwerts über den Lebenszyklus. Deutlich sichtbar sind in dieser Darstellung die Wertaufholungen nach Durchführung der IL-Checks (nach ca. 5 bzw. 15,5 Jahren) und der D-Checks (nach ca. 10,5 und 21 Jahren).

### 5.5.4 Technologiefaktoren

Innovative Systeme (hier: neue Flugzeugmuster oder Technologien) werden regelmäßig nicht von den Daten abgedeckt, aus denen die bekannten Kostenkorrelationen ursprünglich abgeleitet worden sind. Parametrische Kostenmodelle müssen daher an veränderte Kostentreiber oder Anforderungen angepasst werden können (DoD, 1995).

Durch die Implementierung von Technologiefaktoren im LC2B-Modell ist es möglich, als Basis zunächst ein auf existierenden Daten basierendes System ohne die Annahme technologische Fortschritte zu definieren. Dieses kann dann durch eine relative Skalierung (Technologiefaktor) um einen Technologiefortschritt oder eine Komplexitätszunahme erweitert werden. Die Bestimmung der Technologiefaktoren kann z. B. durch die Nutzung von Expertenwissen erfolgen (Langhans (2013), DoD (1995)).

Das Modell hält für alle Technologieparameter mit Kosten- oder Erlöseinflüssen im Hersteller- und Betreibermodell von AIRTOBS entsprechende Technologiefaktoren vor, die sich über die Vorgabedateien verändern lassen.

### 5.5.5 Cashflow-Analyse und Leistungsindikatoren

Die ökonomische Kosten-Nutzen-Analyse in AIRTOBS erfolgt auf Basis einer *Cashflow*-Analyse (vgl. Kapitel 4.3.4). Dazu werden zunächst die auf Wochenbasis ermittelten Kosten und Erlöse um die Teuerungsraten angepasst. Die sich ergebenden Zahlungsströme werden abgezinst und die gewünschten Bewertungsparameter berechnet.

#### Erlös- und Kosteneskalation

Das LC2B-Modell berücksichtigt Inflationseinflüsse. Neben der Vorgabe einer allgemeinen Inflationsrate bietet es die Möglichkeit, über individuelle Eskalationsfaktoren für die beschriebenen Kosten- und Erlösarten unterschiedliche Teuerungsraten abzubilden (wie sie in der Realität häufig zu beobachten sind). So lassen sich ökonomische Auswirkungen auf den Flugzeugbetreiber analysieren, die sich z. B. durch weiter sinkende Ticketerlöse oder durch überdurchschnittlich stark steigende Lohn- oder Materialkosten in der Zukunft ergeben könnten.

#### Cashflow-Analyse

Ein Vergleich der ermittelten Kosten und Erlöse ( $R_t - C_t$ ) liefert die Einnahmenüberschüsse des Betreibers für jedes Jahr  $t$  im Flugzeuglebenszyklus. Es erfolgt eine Diskontierung mit dem Kalkulationszinsfuß  $r_{LVG}$  auf einen Zeitpunkt  $t$ . Typischerweise wird die Abzinsung auf den Auslieferungszeitpunkt des Flugzeugs vorgenommen. Es lassen sich aber auch beliebige andere Zeitpunkte in der Vorgabedatei des LC2B-Moduls festlegen. Die Aufsummierung der abgezinsten Zahlungsströme führt schließlich zum Nettobarwert. Die Abbildung 5.24 zeigt für eine Beispielanalyse die Verläufe von Kosten, Erlösen und Nettobarwert im Flugzeuglebenszyklus aus Sicht des Flugzeugbetreibers.

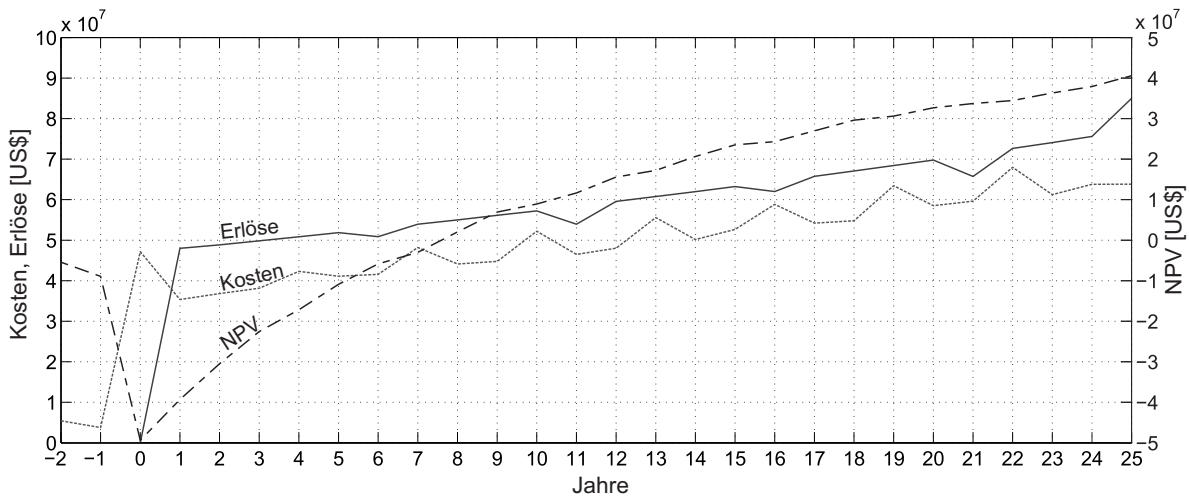


Abbildung 5.24: Kosten, Erlöse und Nettobarwert über den Flugzeuglebenszyklus

Neben dem NPV werden im LC2B-Modul der *IRR* des Flugzeugbetreibers und weitere im Lufttransport übliche monetäre Kennzahlen berechnet (vgl. Tabelle 5.5). Die ermittelten Kennzahlen ermöglichen die monetäre Vergleichsmöglichkeit alternativer Flugzeugentwürfe oder Technologien.<sup>78</sup>

Tabelle 5.5: Berechnete betriebswirtschaftliche Kennzahlen (Auswahl)

Investitionsrechnung	Kosten und Erlöse
NPV	TOC
IRR	DOC
	IOC
	DMC
	Passagier- und Frachterlöse
	Alle Betriebskostenelemente

## 5.6 Verifizierung und Validierung

Das Vertrauen in die Gültigkeit des Modells ist der Schlüsselfaktor für eine Akzeptanz der Ergebnisse. Es ist erstrebenswert, das Modell so vollständig wie möglich zu verifizieren und zu validieren. Eine Verifikation ist erreicht, wenn das konzeptionelle (Simulations-) Modell korrekt in ein Computerprogramm übersetzt worden ist. Die Validation bezeichnet einen Prozess der Bestätigung, ob das Modell eine genaue Repräsentation des Systems ist, welches Gegenstand der Untersuchung ist (*Law und Dowling, 2006*). Um die Funktionalität eines Modells zu verifizieren, können Testfälle erstellt werden. Eine Validation eines Modells kann durch den Vergleich seiner Ergebnisse mit historischen Daten und Ergebnissen erreicht werden. Dies ist insbesondere für die Referenzkonfiguration ein wirksames Vorgehen. Wenn

<sup>78</sup>Bei Bedarf lassen sich aus den Analyseergebnissen leicht viele weitere ökonomische Bewertungsmetriken bestimmen, z. B. Return-on-Invest (ROI), *Break-even-Point*.

das Modell modifiziert worden ist, kann man immer noch die Angemessenheit des Modells durch Variation der Eingangsparameter testen (*Johnson et al.*, 2011, S. 88).

In Bezug auf AIRTOBS besteht die Herausforderung, dass es primär als Modell für die Bewertung von zukünftigen Technologien konzipiert ist, für welche folglich keine historischen Daten für die Validierung herangezogen werden können. Lediglich das Referenzsystem kann grundsätzlich auf Basis historischer Daten validiert werden. Dies ist bereits von *Langhans* (2013) für die grundlegenden Modellierungsprinzipien von AIRTOBS in Bezug auf den Flugzeugbetrieb, die geplante Instandhaltung sowie die ökonomischen Lebenszyklusanalyse durchgeführt worden. Da diese grundlegenden Prinzipien weiterhin Bestand haben, kann auch weiterhin von deren Gültigkeit ausgegangen werden. Die Verifizierung der im Kontext dieser Arbeit entwickelten Modellerweiterungen ist parallel zum Entwicklungsprozess erfolgt. Auf eine vollständige Darstellung der Verifizierung wird in dieser Arbeit aus Rücksicht auf den Umfang verzichtet. Die folgenden Ausführungen beschränken sich daher auf vier für die Bewertung von IVHM-Systemen wesentlichen Modellerweiterungen:

- Ausfallverhalten von Komponenten und Systemen (Ausfälle und NFFs),
- Mindestausrüstungsliste und Betriebsunterbrechungen,
- Prognosesysteme inkl. Prognosefehler,
- Integrierte dynamische Instandhaltungsplanung (AIRMAP).

Für die Verifizierung der Modellierungen wird eine Testkomponente (vgl. Tabelle 5.6) definiert und als installiertes Bauteil des Referenzsystems<sup>79</sup> in AIRTOBS simuliert. Durch die Variation von Eingangsparametern können die Modellierungen des PHM-Systems, der MMEL und der resultierenden Verspätungen oder Annullierungen nachvollziehbar überprüft werden.

Tabelle 5.6: Daten der Testkomponente

QPA	Verteilung	$\alpha$	$\beta$	NFF	DMC	Ersatzteilpreis
10	Weibull	5.000	1,4	$5 \cdot 10^{-5} \text{ FH}^{-1}$	12.500 US\$	25.000 US\$

### Ausfallverhalten von Komponenten und Systemen

Die definierten Verteilungs- und Formparameter der Testkomponente resultieren in das in Abb. 5.25 gezeigte Ausfallverhalten. Die Abbildung 5.25(a) zeigt die PDF zusammen mit den normierten Häufigkeiten der gezogenen Lebensdauern für die im Flugzeug verbauten 10 Testkomponenten. Bei Durchführung einer Einzelsimulation (Abb. 5.25(a)) weist das modellierte Ausfallverhalten große Abweichungen von der vorgegebenen Weibull-PDF auf. Der Mittelwert  $\mu$  der gezogenen Lebensdauern weicht mit 3,11% bereits vergleichsweise

<sup>79</sup>Das hier verwendete Referenzsystem ist identisch mit demjenigen in Kapitel 6.3.

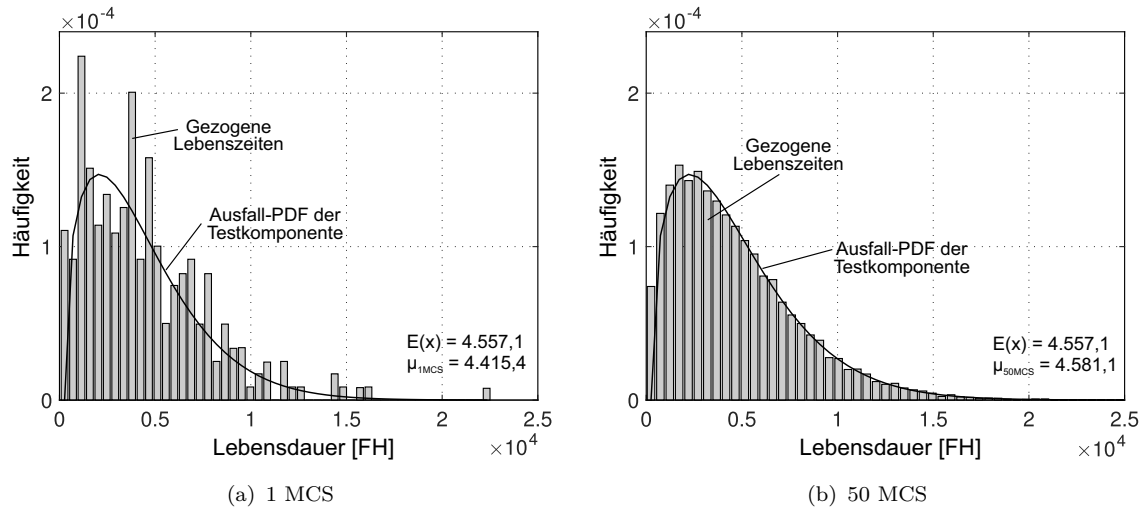


Abbildung 5.25: Vergleich der gezogenen Lebenszeiten mit Ausfall-PDF

wenig vom Erwartungswert ab (vgl. Tabelle 5.7). Bereits bei einer Anzahl von 50 MCS nähert sich die Verteilung der gezogenen Lebensdauern stark an die definierte PDF an (vgl. Abb. 5.25(b)) und auch ihr Mittelwert weicht nur noch um 0,53 % vom Erwartungswert ab.

Tabelle 5.7: Vergleich der modellierten Lebensdauern mit dem Erwartungswert

	Erwartungswert	$\mu_{1MCS}$	$\mu_{50MCS}$
Lebensdauer [FH]	4.557,1	4.415,4	4.581,1
Abweichung	–	3,11 %	0,53 %

Die Anzahl der NFFs einer Einheit  $i$ , die sich im Flugzeuglebenszyklus (Anzahl Flugstunden  $Util_{FH}$ ) ereignen, errechnet sich nach:

$$E_{NFF,i} = NFF_i \cdot Util_{FH} \cdot QPA_i \tag{5.59}$$

Der Vergleich der modellierten NFF-Ereignisse mit der zu erwartenden Anzahl zeigt eine Abweichung von weniger als einem Ereignis bzw. 2,3 % (vgl. Tabelle 5.8).

Tabelle 5.8: Vergleich der modellierten NFF-Ereignisse mit dem Erwartungswert

	Erwartungswert	Modell
$Util_{FH}$	78.890 FH	
$NFF$	39,45	40,36
$dNFF$	–	2,3 %

### Mindestausrüstungsliste und Betriebsunterbrechungen

Bei Simulation nur eines Komponententyps (Teilenummer) verbunden mit der Annahme, dass sich maximal ein Ausfall pro Tag ereignet, lassen sich die zu erwartenden Verspätungsdauern und Annullierungen im Lebenszyklus zur Plausibilitätsüberprüfung der Modellergebnisse abschätzen. Die Formel 5.60 beschreibt die zu erwartende Gesamtverspätungsdauer  $E_{\text{totaldelay}}$  für  $n_F$  Ausfälle in Abhängigkeit des *NO-GO*-Anteils  $r_{\text{NOGO}}$ , des Erwartungswerts für die Verspätung aufgrund eines Einzelereignisses  $E_{\text{delay},i_F}$  (vgl. dazu Formel 5.9, S. 141) und der angenommen Anzahl von Komponentenwechseln je Ereignis  $f_{\text{RPE}}$ .

$$E_{\text{totaldelay}} = \sum_{i_F=1}^{n_F} \left( r_{\text{NOGO},i_F} \cdot E_{\text{delay},i_F} \cdot f_{\text{RPE}}^{-1} \right) \quad (5.60)$$

Die zu erwartenden Flugannullierungen  $E_{\text{canx}}$  können mit Formel 5.61 abgeschätzt werden.

$$E_{\text{canx}} = \sum_{i_F=1}^{n_F} \left( r_{\text{NOGO},i_F} \cdot x_{\text{canx},i_F} \cdot f_{\text{RPE}}^{-1} \right) \quad (5.61)$$

$$\text{mit } x_{\text{canx},i_F} = \begin{cases} \left[ \frac{T_{\text{MTTR},i_F} - T_{\text{TAT}}}{T_{\text{HoursPerFC}}} + 0, 5 \right] & \text{für } \frac{T_{\text{MTTR},i_F} - T_{\text{TAT}}}{T_{\text{HoursPerFC}}} \geq 0 \\ \left[ \frac{T_{\text{MTTR},i_F} - T_{\text{TAT}}}{T_{\text{HoursPerFC}}} - 0, 5 \right] & \text{für } \frac{T_{\text{MTTR},i_F} - T_{\text{TAT}}}{T_{\text{HoursPerFC}}} < 0 \end{cases} \quad (5.62)$$

Die aus den Abschätzformeln resultierenden Verspätungsdauern und Annullierungen sind in Abb. 5.26(a) bzw. 5.26(b) als Funktionen des Anteils  $r_{\text{NOGO}}$  dargestellt. Die Verspätungsdauern steigen linear mit zunehmenden  $r_{\text{NOGO}}$  an. Die Änderung der Flugzeugnutzung weist einen linear fallenden Zusammenhang auf. Jedoch führen Reparaturdauern von 0,5 h und 1 h noch zu keinen Flugannullierungen, da die resultierenden Verspätungen in diesen Fällen noch von vorhandenen Pufferzeiten aufgefangen werden können. Die ebenfalls in die Diagramme eingetragenen Simulationsergebnisse zeigen für alle untersuchten Parameterkombinationen eine sehr gute Übereinstimmung mit den Erwartungswerten. Eine tabellarische Gegenüberstellung der Simulationsergebnisse mit den Erwartungswerten (und ihren Parameterwerten) findet sich in Anhang B.5.1.

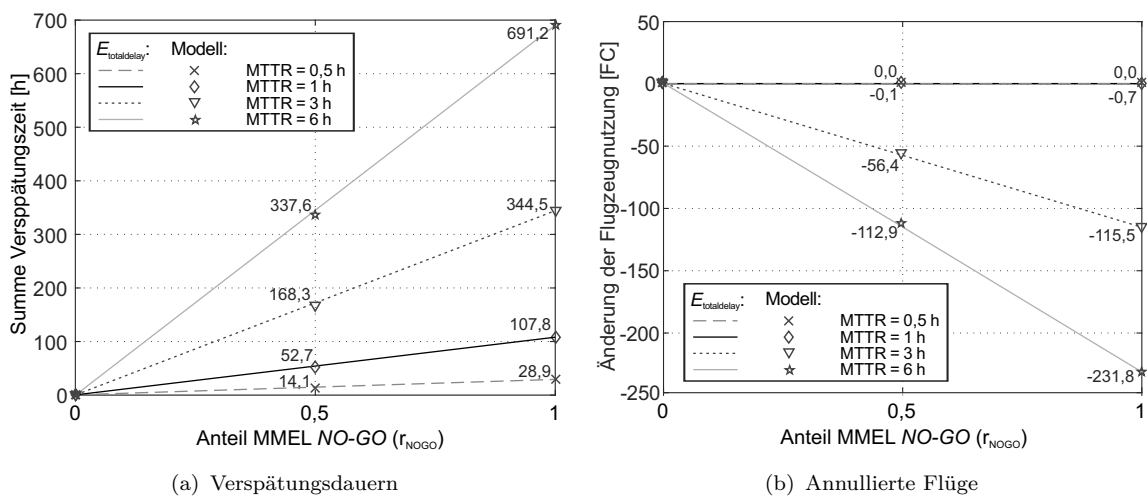


Abbildung 5.26: Verifizierung des MMEL-Einflusses

Bei der Simulation von größeren Komponentenzahlen (wie z. B. im Anwendungsfall in Kapitel 6) können Wechselwirkungen der Komponenten auftreten (d. h. Häufung von Ausfällen an einem Tag), die von den hier dargestellten Abschätzformeln nicht berücksichtigt werden. Ergänzend ist daher eine Verifikation des entwickelten Modells durch Vergleich der Ergebnisse von Simulationseinzelschritten<sup>80</sup> an ausgewählten Tagen im Flugzeublebenszyklus, die Ausfallhäufungen aufweisen, mit den Sollergebnissen erfolgt.

### Prognosesysteme inkl. Prognosefehler

Für die Überprüfung der Modellierung der PHM-Systeme wird die PHM-Durchdringung  $p_{\text{Cov,UEP}}$  der Testkomponente zwischen 0 und 1 variiert und die Auswirkungen auf die Anzahl der ungeplanten Ausbauten und NFFs analysiert (vgl. Abb. 5.27).

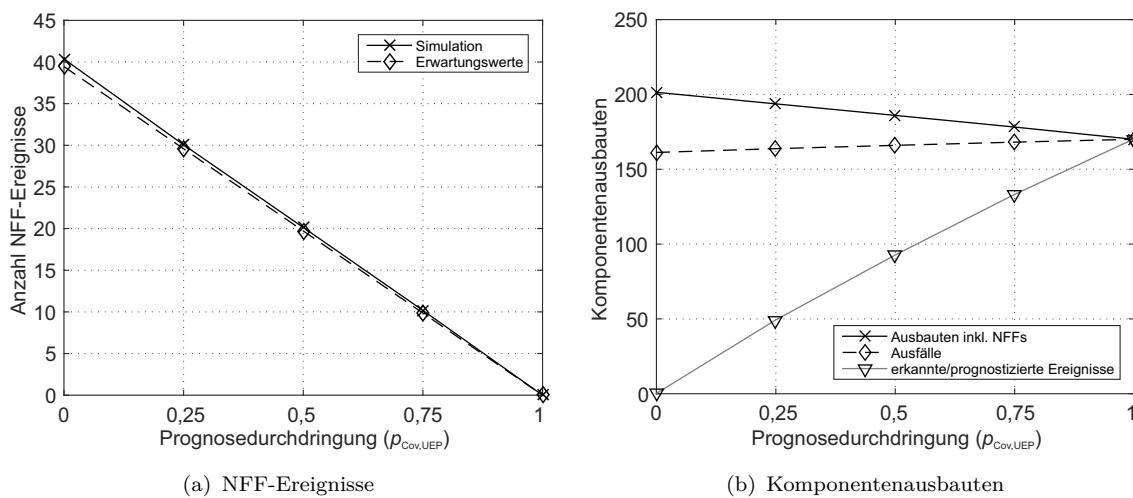


Abbildung 5.27: Überprüfung der Modellierung der Prognosesysteme

Entsprechend der für die Modellierung getroffenen Annahmen reduziert sich die Anzahl der NFF-Ereignisse (der PHM-überwachten Einheiten) um den Grad der Prognosedurchdringung (vgl. Abb. 5.27(a)). Minimale Abweichungen von den Erwartungswerten liegen in der stochastischen Streuung der Simulationsergebnisse begründet.

Etwas genauer muss die in Abbildung 5.27(b) dargestellte Auswirkung eines PHM-Systems auf die Gesamtzahl der Komponentenausbauten und den Anteil der erkannten bzw. prognostizierten Ereignisse betrachtet werden. Erwartungsgemäß steigt mit zunehmender Prognosedurchdringung auch der Anteil der erkannten Ereignisse. Bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 1$  ist schließlich die Anzahl der Ausbauten identisch mit der Anzahl der erkannten bzw. prognostizierten Ereignisse. Somit ereignen sich keine ungeplanten Instandhaltungsereignisse mehr. Nicht auf den ersten Blick nachvollziehbar sind der mit zunehmendem  $p_{\text{Cov,UEP}}$  feststellbare Anstieg der Ausfälle und die leicht abnehmbare Steigung des Ausfälle-Graphen. Die Ursache liegt in für die Modellierung getroffenen Annahmen hinsichtlich der Wechselwirkungen zwischen NFF-Ereignissen und Ausfällen. Eine ausgebaute Komponente wird unabhängig davon, ob sie tatsächlich ausgefallen ist oder ein NFF vorliegt, durch eine Komponente mit

<sup>80</sup>Dazu ist der Debugging-Modus von MATLAB<sup>®</sup> eingesetzt worden.



vollem Abnutzungsvorrat ersetzt. In der Modellierung entspricht dies der nächsten (aus der Ausfall-PDF gezogenen) Lebenszeit. NFF-Ereignisse erhöhen somit die Anzahl der Komponentenwechsel, während sie gleichzeitig die Wahrscheinlichkeit eines tatsächlichen Ausfalls vermindern, da nach jedem NFF eine neuwertige Komponente eingebaut wird. Folglich muss die Zahl der Ausfälle ansteigen, wenn mit zunehmendem  $p_{\text{Cov,UEP}}$  die NFFs abnehmen. Die Plausibilität der Modellierung der PHM-Systeme kann damit bestätigt werden.<sup>81</sup>

Einen weiteren wichtigen Bestandteil der Modellierung von PHM-Systemen stellen die Prognosefehler dar. Die Abbildung 5.28 zeigt die modellierten Auswirkungen von Fehllarmen ( $p_{\text{FA}}$ ) und verpassten Ausfällen ( $p_{\text{MF}}$ ) in Abhängigkeit der PHM-Durchdringung auf die Anzahl der Komponentenwechsel bzw. der Verspätungen im Flugzeublebenszyklus.

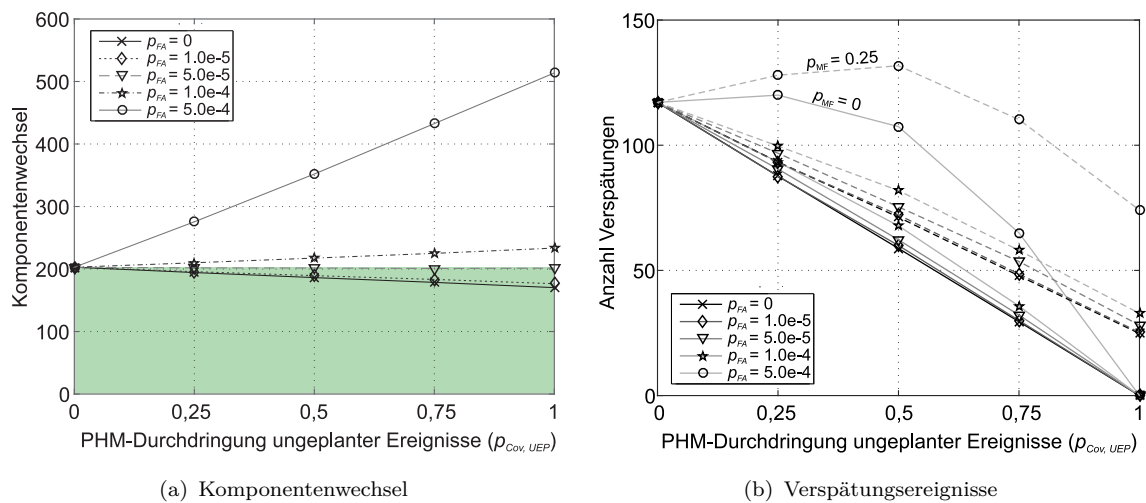


Abbildung 5.28: Überprüfung der Modellierung von Prognosefehlern (für  $r_{\text{NOGO}} = 1$  und  $T_{\text{MTTR}} = 3 \text{ h}$ )

Die in Abb. 5.28(a) dargestellten Simulationsergebnisse stimmen mit denen der Modellierung zugrunde gelegten Annahmen qualitativ und quantitativ überein. Deutlich wird dies u. a. für eine Fehlalarmrate  $p_{\text{FA}} = 5 \cdot 10^{-5}$ , welche exakt der angenommenen NFF-Rate entspricht (vgl. Tabelle 5.6). Während sich die NFFs um die PHM-Durchdringung verringern, berechnet sich die zu erwartende Fehlalarmrate aus dem Produkt  $p_{\text{FA}} \cdot p_{\text{Cov,UEP}}$ . Somit müssen sich für  $p_{\text{FA}} = 5 \cdot 10^{-5}$  Fehlalarme und NFFs genau ausgleichen, was der waagerechte Verlauf des Graphs (obere Kante des eingefärbten Rechtecks) in Abb. 5.28(a) bestätigt.<sup>82</sup> Die modellierten Auswirkungen von Prognosefehlern auf die Anzahl der Verspätungen sollen anhand von Abb. 5.28(b) überprüft werden. Zunächst bestätigen die Ergebnisse die erwartete Zunahme der Verspätungsereignisse aufgrund von Prognosefehlern. Die Prognosefehler bewirken mit zunehmendem  $p_{\text{Cov,UEP}}$  zunächst eine geringere Abnahme der Verspätungsanzahl (im Vergleich zum perfekten System) bzw. im Falle von sehr großen Fehlalarmraten ( $p_{\text{FA}} = 5 \cdot 10^{-4}$ ) sogar eine deutliche Zunahme der Verspätungen. Zunächst überraschen mag, dass sich je nach Höhe von  $p_{\text{FA}}$  dieser Effekt mit weiter steigendem  $p_{\text{Cov,UEP}}$  umkehrt.

<sup>81</sup>Erneut wird darauf hingewiesen, dass sich die Gültigkeit der NFF-Modellierung auf die in dieser Arbeit getroffenen Annahmen zu den NFF-Ursachen beschränkt (vgl. Kapitel 5.3).

<sup>82</sup>Da die Rate der verpassten Ausfälle keinen Einfluss auf die Anzahl der Komponentenwechsel hat, bleibt  $p_{\text{MF}}$  in Abb. 5.28(a) unberücksichtigt.

Dieses Verhalten ist jedoch plausibel. Denn bei niedriger  $p_{\text{Cov,UEP}}$  verursacht ein Fehlalarm nicht nur einen unnötigen Komponentenausbau, sondern erhöht auch die Wahrscheinlichkeit, dass sich im Lebenszyklus ein zusätzlicher Ausfall ereignet, der nicht vom PHM-System erkannt wird. Erst bei höheren  $p_{\text{Cov,UEP}}$  kann dieser Effekt kompensiert werden. Bei vollständiger PHM-Durchdringung und  $p_{\text{MF}} = 0$  fällt die Anzahl der Verspätungen somit auch unabhängig von der Fehlalarmrate auf Null. Dagegen werden im Falle von  $p_{\text{MF}} = 0,25$  auch bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 1$  nicht alle bevorstehenden Ausfälle vom PHM-System erkannt, so dass sich weiterhin (abhängig von  $p_{\text{FA}}$ ) zwischen 25 und 75 Verspätungen ereignen.

### Integrierte dynamische Instandhaltungsplanung

Der Planungs- und Optimierungsalgorithmus von AIRMAP muss gewährleisten, dass der als Ergebnis ausgegebene Instandhaltungsplan tatsächlich ein zulässiger Instandhaltungsplan ist. Insbesondere wäre für eine mögliche spätere luftfahrtrechtliche Zulassung einer integrierten dynamischen Instandhaltungsplanung nachzuweisen, dass alle diesem Planungsansatz zugeordneten Instandhaltungsumfänge unter allen Umständen zuverlässig zu einem Durchführungszeitpunkt vor (bzw. spätestens zu) deren Fälligkeit eingeplant werden.

Im Rahmen dieser Arbeit ist ein Nachweis der Zulässigkeit der Planungslösungen auf zwei unterschiedliche Weisen erfolgt. In einem indirekten Ansatz sind die aus der zeitlichen Differenz von Fälligkeits- und Durchführungszeitpunkt resultierenden Verschwendungskosten überprüft worden.<sup>83</sup> Eine direkte Überprüfung der Planungsergebnisse von AIRMAP ist für eine ausgewählte Planungsperiode mit einer Länge von 8 Wochen vorgenommen worden. Für den Nachweis sind die in der betrachteten Planungsperiode fälligen Aufgaben<sup>84</sup> identifiziert und mit den Durchführungszeitpunkten der in AIRMAP geplanten Instandhaltungsereignisse verglichen worden. Die Zulässigkeit der ermittelten Planungslösung<sup>85</sup> konnte dabei bestätigt werden.

Neben dem Nachweis einer fehlerfreien Implementierung von AIRMAP und der damit verbundenen Zulässigkeit der Lösungen ist die Leistungsfähigkeit des Optimierers in Bezug auf Rechenzeit und Lösungsgüte zu überprüfen. Ein Vergleich der besten Lösungen von AIRMAP mit den optimalen Lösungen für die Gesamtkosten einer Planungsperiode zeigt, dass die von AIRMAP gefundenen Lösungen wenigstens 4,39% schlechter als die optimale Lösung sind und im Allgemeinen die minimalen Kosten um etwa 5% überschreiten (vgl. Tabelle 5.9). Es lässt sich aber auch erkennen, dass bereits nach 20 Iterationen eine gute Lösung gefunden wird. Dass eine Erhöhung der Iterationszahl nicht zwangsläufig zu einer Verbesserung der Lösungsgüte führt, liegt in der gewählten Sortierregel des Optimierungsalgorithmus begründet (vgl. Kapitel 5.4.4.3). Das Ziel bei dessen Entwicklung bestand vorwiegend im schnellen Auffinden zulässiger Lösungen mit zufriedenstellender Lösungsgüte.

<sup>83</sup>Positive Verschwendungskosten einer Instandhaltungsaufgabe zeigen an, dass diese Aufgabe vor ihrer Fälligkeit ausgeführt worden ist (vgl. Kapitel 5.4.4.2). Für einen zufällig ausgewählten Flugzeuglebenszyklus konnte  $c_i^{\text{waste}} \geq 0$  für alle Aufgaben  $i$  bestätigt werden.

<sup>84</sup>Vgl. Tabelle B.6 in Anhang B.5.2, S. 246.

<sup>85</sup>Eine grafische Darstellung des Planungsergebnisses und der ursprünglichen Fälligkeit der betrachteten Aufgaben zeigt die Abbildung B.3 in Anhang B.5.2.

Tabelle 5.9: Vergleich der besten AIRMAP-Lösungen mit den optimalen Lösungen (*Rothenbacher*, 2016, S. 81)

Rechenressourcen	Gesamtkosten Planungsperiode [\$]		Abweichung	
	Iterationen	optimal	AIRMAP	absolut [\$]    relativ [%]
20	74.712,84	78.678,06	+3.965,22	+5,31
200		80.544,84	+5.832,00	+7,81
2.000		79.000,62	+4.287,78	+5,74
20.000		77.993,43	+3.280,59	+4,39
200.000		79.000,62	+4.287,78	+5,74

Ein Verzicht auf die zufällige Sortierung der Aufgaben im letzten Drittel der Iterationen in AIRMAP könnte zu einer Verbesserung der Lösungsgüte führen.



# 6. Anwendung des Modellierungs- und Bewertungsansatzes

Nach Herleitung und Beschreibung des entwickelten Modellierungs- und Bewertungsansatzes in den vorangegangenen Kapiteln gilt es, dessen Fähigkeiten und Eignung in einem Anwendungsfall abschließend zu demonstrieren sowie Erkenntnisse in Bezug auf den operationellen und betriebswirtschaftlichen Nutzen zukünftiger IVHM-Systeme zu gewinnen. Zu diesem Zweck werden in diesem Kapitel die operationellen und betriebswirtschaftlichen Auswirkungen einer IVHM-Implementierung in Verkehrsflugzeugen in Verbindung mit einem zustandsorientierten Instandhaltungskonzept in einer umfangreichen Fallstudie analysiert. Im Folgenden werden zunächst die konkreten Zielsetzungen und Annahmen des Anwendungsfalls definiert. Um eine aussagekräftige Technologiebewertung zu ermöglichen, muss ein geeignetes Referenzsystem definiert werden, zu welchem die neue, zu bewertende Technologie in Relation gesetzt werden kann. Als Referenzsystem dient hier ein Kurz-/Mittelstreckenflugzeug ähnlich einem AIRBUS A320. Es folgt die Beschreibung des Analyseprozesses und die Festlegung eines Parameterraums für die Studie. Ausgehend vom Referenzsystem werden durch die Implementierung eines IVHM-Systems und die Variation technischer Parameter eine Vielzahl von Technologiealternativen definiert und analysiert. Das Kapitel schließt mit einer Diskussion der Analyseergebnisse.

## 6.1 Zielsetzungen und Annahmen

In dem folgenden Anwendungsfall sollen die operationellen und betriebswirtschaftlichen Auswirkungen einer IVHM-Implementierung in Verkehrsflugzeugen analysiert und in einer vergleichenden Kosten-Nutzen-Analyse bewertet werden. Aus dem breiten Einsatzgebiet des Bewertungsansatzes resultiert eine große Vielfalt möglicher Zielsetzungen (vgl. Kapitel 5.1.1), von denen für diesen Anwendungsfall drei Ziele in den Fokus gestellt werden:

- Kosten-Nutzen-Analyse der Diagnose- und Prognosefähigkeiten eines IVHM-Systems im Flugzeuglebenszyklus unter Berücksichtigung möglicher Prognosefehler,
- Demonstration und Analyse des entwickelten Konzepts einer dynamischen, integrierten Instandhaltungsplanung,
- Ableitung von betriebswirtschaftlichen und technischen Anforderungen an IVHM-Systeme und CBM-Konzepte.

## Annahmen und Einschränkungen

Bei der Modellierung und Analyse komplexer Systeme ist es unvermeidbar, durch das Treffen von Annahmen bestimmte Vereinfachungen der Realität vorzunehmen. Für die Interpretation der Analyseergebnisse ist die Kenntnis der getroffenen Annahmen und der daraus folgenden Einschränkungen unverzichtbar. Die hier getroffenen Annahmen umfassen die Bereiche Datenerhebung, Modellierung und Analyse. Sie sind Resultate notwendiger Abstraktionen der Realität, eingeschränkter Datenverfügbarkeiten und expliziter Zielsetzungen der Forschungsprojekte<sup>1</sup>, in deren Rahmen große Teile des Simulations- und Bewertungsansatzes entwickelt worden sind.

Die wesentlichen Annahmen in der Modellierung und Datenerhebung sind bereits in Kapitel 5 diskutiert worden. Eine für den vorliegenden Anwendungsfall relevante Zusammenfassung der Annahmen und Einschränkungen zeigt die Tabelle 6.1.

Darüber hinaus sind Annahmen für die Analyse selbst zu treffen. Um die tatsächlichen Potenziale eines Ersatzes von PM durch PdM ermitteln zu können, müsste das Ausfallverhalten dieser bisher präventiv instand gehaltenen Einheiten bekannt sein. Gerade zu diesen Einheiten liegen infolge der PM-Strategie (die im Idealfall Ausfälle vollständig unterbindet) in der Regel nur sehr kleine Stichproben zu den tatsächlichen Lebensdauern vor. Zudem werden diese Daten von den Eigentümern<sup>2</sup> als sensibel betrachtet und gewöhnlich vor Veröffentlichungen geschützt. In dieser Studie wird daher ein Modellierungsansatz gewählt, der von den präventiven Intervallen des heutigen Instandhaltungsprogramms ausgeht und basierend darauf eine relative Verlängerung der als sicher anzusehenden Laufzeit der betreffenden Komponente unterstellt.

In Bezug auf die Implementierung des IVHM-Systems wird für die Analysen vereinfachend angenommen, dass diese auf Flugzeugebene zu keinen über die bereits beschriebenen Annahmen hinausgehenden Veränderungen führt (vgl. Tabelle 6.1).

Mit diesen Annahmen kann das Referenzsystem als virtueller Technologieträger für das IVHM-System eingesetzt werden und so in der Analyse der direkte operationelle und ökonomische Nutzen der Technologie ermittelt werden. In der Realität ist davon auszugehen, dass durch den Einbau zusätzlicher Sensorik, Verkabelungen und ggf. Rechnerkapazitäten mit einer Erhöhung des Flugzeugleergewichts (vgl. *MacConnell* (2007); *Torhorst* (2014)) und erhöhten Anschaffungskosten für das Flugzeug zu rechnen ist. Die aus unternehmerischer Sicht akzeptablen Grenzen dieser Mehraufwendungen können aus den Analyseergebnissen (d. h. den Werten für  $\Delta DOC$  bzw.  $\Delta NPV$ ) und den unternehmensspezifischen Risikoaffinitäten und Renditeforderungen abgeleitet werden.

<sup>1</sup>D. h. der Projekte ProReB und OMAHA.

<sup>2</sup>Daten, die beim Betrieb eines Flugzeugs anfallen, sind in den meisten Fällen als Eigentum des Flugzeugbetreibers zu betrachten. Entsprechende Lebensdauerdaten können aber auch während des Entwicklungs- und Zulassungsprozesses einer Komponente bzw. eines Flugzeugs anfallen. Dann wäre der jeweilige Hersteller Eigentümer der Daten.

Tabelle 6.1: Für den Anwendungsfall getroffene Annahmen und Einschränkungen

Kategorie	Getroffene Annahmen bzw. Einschränkungen
Angestrebte Ziele des IVHM-Einsatzes	Vermeidung von ungeplanten Ausfällen und Instandhaltungsergebnissen sowie der damit verbundenen Kosten;
	Vermeidung von NFFs und der damit verbundenen Kosten;
	Ersatz von PM durch PdM.
Instandhaltungsstrategie und -programm	IVHM-Einsatz ermöglicht eine längere Nutzungsdauer von Komponenten bzw. Systemen gegenüber der bisherigen PM mit festen Intervallen;
	Ungeplante Instandhaltung berücksichtigt nur Einheiten, die bisher einer CM-Strategie unterliegen, d. h. mögliche Ausfälle einer PM unterliegenden Einheiten werden vernachlässigt.
Komponenteninstandhaltung	Annahme der perfekten Reparatur;
	Reparatur und NFF-Ereignis verursachen die gleichen DMC.
Ausfallverteilungsfunktionen von Komponenten und (Sub-) Systemen	Unabhängigkeit der Komponentenlebenszyklen;
	Basis für die Schätzung der Lebensdauer ist der zweite Lebenszyklus, d. h. die Nutzungsperiode nach dem ersten <i>Shop Visit</i> ;
	Schätzung der Ausfallverteilungsfunktionen basiert auf Basis aller ungeplanten Ereignisse einer Komponente ohne Berücksichtigung der NFFs;
	Modellierung der NFF-Ereignisse erfolgt auf Basis der in den Komponentenwerkstätten erfassten NFF-Raten;
	Kleine Stichproben bei einigen Komponenten bzw. Subsystemen führen zu größeren Unsicherheiten der geschätzten Ausfallverteilungsfunktionen.
Ursachen von potenziellen Betriebsunterbrechungen	Nur technische Ausfälle und Fehler. Nicht-technische Ursachen (z. B. Wetter, Verkehr, Passagiere) werden nicht betrachtet.
Granularität der Analyse	Analyse auf Subsystemebene basiert auf Aggregation von Einzelkomponenten.
Implementierung auf Flugzeugebene	IVHM-System führt zu keinen Veränderungen in Bezug auf: Flugzeugstruktur und -gewicht, Flugzeugsysteme/-architektur, MMEL/MEL, elektrischer Energiebedarf und Kraftstoffverbrauch, Flugzeugpreis und Betriebskosten.

## 6.2 Analyseprozess

Für die Durchführung der Kosten-Nutzen-Analyse ist zunächst ein auf die formulierten Zielsetzungen zugeschnittener Analyseprozess zu definieren. Eine visuelle Darstellung des Analyseprozesses, der auf die in Kapitel 5 vorgestellten Module von AIRTOBS zurückgreift, zeigt die Abb. 6.1. Die Durchführung der Analyse erfordert umfangreiche Eingangsdaten:

- Zu analysierendes PHM-System: Spezifizierung der abgedeckten Komponenten bzw. (Sub-) Systeme, der Prognoseleistungsniveaus und aller resultierenden Kosten,
- Referenzflugzeug: Geplantes Instandhaltungsprogramm, Ausfallverhalten der Komponenten bzw. (Sub-) Systeme, DOC, DMC, etc.,

- Instandhaltungskapazitäten: an den Instandhaltungsstationen verfügbare Arbeitskräfte, Hangarplätze und Fähigkeiten für den betrachteten Flugzeugtyp,
- Flugzeugbetrieb: Lebenszyklusflugplan und -umlaufplan,
- Wirtschaftliche und betriebliche Rahmenbedingungen: Kraftstoffpreis, Ticketpreise, Arbeitskosten, Kalkulationszinssatz, Inflation, etc.

Basierend auf dem spezifizierten PHM-System und dem definierten Referenzflugzeug wird eine Analyse der technischen Ausfälle vorgenommen (LT- und MSB-Modul). Die Ergebnisse dieser Analyse sind ungeplante Ereignisse aufgrund von Ausfällen und CBM-Ereignisse (d. h. vom PHM-System prognostizierte, bevorstehende Ausfälle), die sich im Betriebslebenszyklus des Flugzeugs ereignen. Parallel dazu werden die präventiven Instandhaltungsbedarfe ermittelt.

Der in AIRMAP implementierte Optimierungsalgorithmus für die Instandhaltungsplanung nutzt die Ergebnisse aus den beiden vorangegangenen Schritten (d. h. PM- und CBM-Aufgaben) und berechnet den optimierten Instandhaltungsplan. Anhand parametrischer Studien können Einflüsse von Prognoseleistungsfähigkeiten, einer CBM-Implementierung und von Restriktionen der Instandhaltungsplanung auf die Flugzeugoperabilität gezeigt werden. Die ökonomische Analyse im LC2B-Modul liefert schließlich die Kennzahlen der ökonomischen Effizienz der untersuchten Technologiealternativen. Ausgehend von diesen Studien ist es möglich, wesentliche Anforderungen an PHM-Systeme und CBM-Konzepte unter den gegebenen Bedingungen abzuleiten, z. B. minimale Leistungsniveaus, maximale Betriebs- und Anschaffungskosten und mindestens vorzuhaltende Instandhaltungskapazitäten.

Für diese Studie wird als Detaillierungsgrad der Analyse die Flugzeugsystemebene gewählt. Dies erlaubt die Analyse eines großen Parameterraums (vgl. Kapitel 6.4.2) und dadurch die Bewertung verschiedener Einflussparameter und deren Sensitivitäten bei eingeschränkter Datenlage. Gleichzeitig bleibt der erforderliche Rechenaufwand beherrschbar. Jedoch muss berücksichtigt werden, dass damit eine direkte Identifizierung von Prognosekandidaten oder Ableitung von Anforderungen nicht auf Komponentenebene, sondern lediglich auf Systemebene möglich ist.

### 6.3 Referenzsystem

In diesem Abschnitt wird das Referenzsystem des vorliegenden Anwendungsfalles definiert. Es dient in der Analyse als virtueller Technologieträger für das zu implementierende IVHM-System und als Referenz für die vergleichende Kosten-Nutzen-Bewertung. Als Referenz wird ein Kurz-/Mittelstreckenflugzeug vom Typ AIRBUS A320 ausgewählt, welches von einer Linienfluggesellschaft und gemäß heute üblichem Instandhaltungskonzept (d. h. gemäß A320-MPD) betrieben wird. Der Detaillierungsgrad der Referenzflugzeugdefinition muss dem der Modellierung der IVHM-Einflüsse in AIRTOBS entsprechen. Daraus folgt für



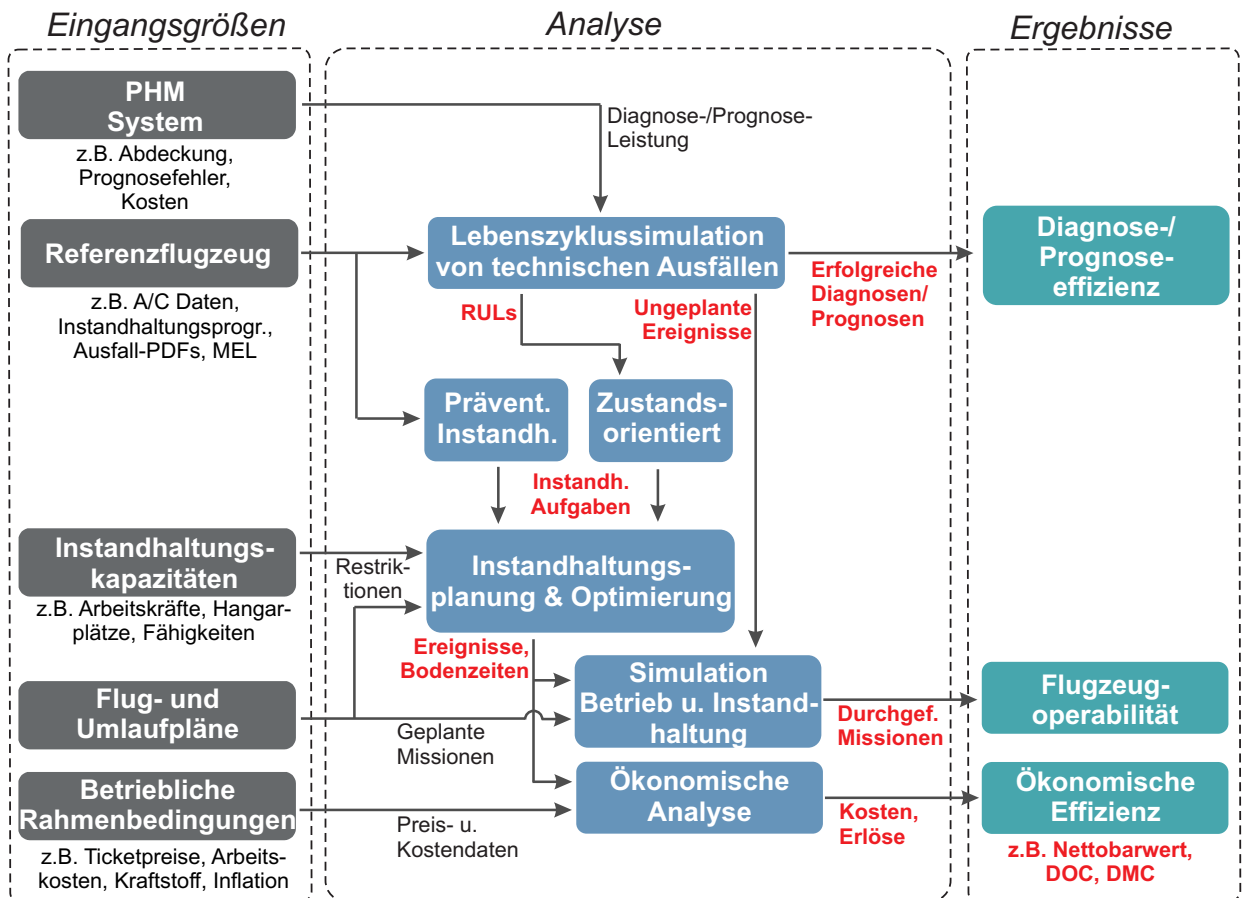


Abbildung 6.1: Analyseprozess für den Anwendungsfall

den Flugzeugbetrieb und die geplante Instandhaltung eine Beschreibung auf Flugzeugebene. Für die Beschreibung des Ausfallverhaltens, der ungeplanten Instandhaltungsereignisse und damit verbundener Kosten wird (aufgrund entsprechender Datenverfügbarkeit) die Flugzeugsystemebene gewählt.

Die Definition des Referenzsystems gliedert sich in die Beschreibung des Flugzeugtyps und der ökonomischen Rahmenbedingungen, den Flugzeugbetrieb, die geplante und ungeplante Instandhaltung sowie der Kalibrierung des Referenzsystems.

### 6.3.1 Flugzeugtyp und ökonomische Rahmenbedingungen

Die Wahl des AIRBUS A320 als Referenzflugzeug hat sowohl praktische als auch strategische Gründe. Das Flugzeugmuster hat aufgrund seines großen Marktanteils eine sehr große Bedeutung für Hersteller und Betreiber. Gleichzeitig erleichtert die breite Datenverfügbarkeit zum A320 die Analysedurchführung. Aus der Forschungsperspektive eignet sich dieses Flugzeugmuster gerade deshalb als Referenzsystem, da der Nachfolger des AIRBUS A320 das erste Verkehrsflugzeug werden könnte, in welchem ein IVHM-System mit weitreichenden Prognosefähigkeiten tatsächlich zur Anwendung kommt (vgl. Kapitel 3.1.3).

Die für die Analysen relevanten technischen Daten und Angaben zur Konfiguration des Referenzflugzeugs sind in Tabelle 6.2 zusammengefasst. Es wird darüber hinaus angenommen,

dass das Referenzflugzeug in allen weiteren Eigenschaften denen eines typischen AIRBUS A320 entspricht.

Tabelle 6.2: Ausgewählte technische Daten des Referenzsystems

Parameter	Einheit	Wert
Flugzeugmuster		A320-200
Triebwerkstyp		CFM56-5A1
Sitzplätze EC	[1]	118
Sitzplätze BC	[1]	32
Cockpitbesatzung	[1]	2
Kabinenbesatzung	[1]	5
MTOW	[t]	77
OEW	[t]	42,4

Um eine wirtschaftliche Bewertung der Simulationsergebnisse des MSB zu ermöglichen, müssen verschiedene betriebliche und ökonomische Rahmendaten vorgegeben werden. Ein Überblick über diese Daten gibt Tabelle 6.3. Die angenommenen Ticketpreise<sup>3</sup> für die Economy Class (EC) und Business Class (BC) bestimmen zusammen mit dem jeweiligen Sitzladefaktor die Erlöse der Fluggesellschaft in der Lebenszyklusanalyse. Die Verspätungskosten werden mit 0,63 US\$ pro Passagier und pro Minute angenommen.<sup>4</sup> Der Kalkulationszinssatz  $r$ , mit welchem die Zahlungsströme in der abschließenden Investitionsrechnung abgezinst werden, wird auf 8% festgelegt.<sup>5</sup> Es wird ein Betriebslebenszyklus von 25 Jahren unterstellt. Bei der Ermittlung der ökonomischen Parameter wurde besonderer Wert auf die Nachvollziehbarkeit der Werte und die Qualität der Quelle gelegt. Der teilweise eingeschränkten Aktualität der Werte wird in der Analyse durch die Berücksichtigung einer Inflationsrate in zufriedenstellender Weise Rechnung getragen.

Tabelle 6.3: Ökonomische und betriebliche Daten des Referenzsystems

Parameter	Einheit	Jahr	Wert
Ticketpreis EC	[US\$]	2008	111
Ticketpreis BC	[US\$]	2008	334
Sitzladefaktor	[1]	-	0,75
Flugzeugpreis (inkl. 35% Rabatt)	[Mio. US\$]	2008	50
Arbeitskosten (Instandhaltung)	[US\$/MH]	2009	70
Kraftstoffpreis	[US\$/gal]	2013	2,49
Verspätungskosten	[US\$/min/Pax]	2009	0,63
Inflationsrate	[1/Jahr]	-	0,02
Kalkulationszinssatz $r$	[1]	-	0,08
Länge des Lebenszyklus	[a]	-	25

<sup>3</sup>Die Abschätzung der Ticketpreise erfolgte mithilfe des in Kapitel 5.5.2 beschriebenen Preismodells.

<sup>4</sup>Vgl. Kapitel 5.5.1.

<sup>5</sup>Die geforderte Mindestverzinsung setzt sich aus den Kapitalkosten, einem zusätzlichen Verzinsungsanspruch und einem Steuerzuschlag zusammen. Im derzeitigen Niedrigzinsumfeld können Werte für  $r$  zwischen 7% und 10% als typisch angesehen werden.

### 6.3.2 Flugzeugbetrieb

Es wird angenommen, dass das gewählte Referenzflugzeug von einer Netzwerk-Fluggesellschaft auf einem einwöchigen Kurzstreckenlauf mit 7 Flugzyklen pro Tag betrieben wird. Tabelle 6.4 zeigt die Eckdaten dieses Flugzeugbetriebs. Bei einer typischen Dauer eines Kurzstreckenfluges von 1,25 FH<sup>6</sup> ergibt sich eine tägliche Nutzungsdauer von 8,75 FH. Da an vielen (europäischen) Flughäfen ein Nachtflugverbot herrscht, wird angenommen, dass das Flugzeug während einer siebenstündigen Phase über Nacht nicht betrieben werden kann. Als mittlere Turnaround-Zeiten werden 0,75 h, als Rollzeiten 0,3 h je Flugzyklus festgelegt. Die benötigte Blockkraftstoffmenge für diese Missionslänge wird mit 4.000 kg angenommen.

Tabelle 6.4: Angenommener Flugzeugbetrieb

Parameter	Einheit	Wert
Betriebstage je Woche	[d]	7
Nachtflugverbot	[h]	7
Flüge pro Tag	[FC]	7
Flugdauer	[FH/FC]	1,25
Turnaround-Zeit	[h]	0,75
Rollzeit je FC	[h]	0,3
Blockkraftstoff je FC	[kg]	4.000

Um die Instandhaltungsplanung in AIRMAP zu ermöglichen, ist ein Flugzeugumlauf zu definieren. Da der Planungsalgorithmus in dieser Studie nur die Bodenzeiten nach dem letzten Flug eines Tages und bis zum ersten Flug des Folgetages als Instandhaltungsmöglichkeiten nutzen darf, ist es ausreichend, hier lediglich die Übernachtungsstationen festzulegen. Die Tabelle 6.5 nennt den jeweiligen Flughafen, an dem das Flugzeug auf seinem einwöchigen Umlauf übernachtet.

Tabelle 6.5: Übernachtungsstationen auf 7-tägigem Flugzeugumlauf

	Übernachtungsstation						
	Mo	Di	Mi	Do	Fr	Sa	So
Flugzeug 1	B	C	A	D	C	E	A

### 6.3.3 Instandhaltung

Für die vergleichende CBA der IVHM-Einflüsse ist es erforderlich, die im Lebenszyklus des Referenzflugzeugs auftretenden geplanten und ungeplanten Instandhaltungsumfänge realitätsnah zu modellieren. Neben der Vermeidung von Betriebsunterbrechungen sollen in der Analyse der potenzielle Nutzen einer Realisierung von *Maintenance Credits* (d. h. Ersatz von

<sup>6</sup>Dies ist die in Flugplänen angegebene Dauer eines Fluges von Hamburg nach München und entspricht in etwa der mittleren Fluglänge der AIRBUS A320-Flotte in der LUFTHANSA GROUP.

PM durch CBM bzw. Eskalation der PM-Intervalle) und der integrierten Planung der PM- und CBM-Aufgaben untersucht werden. Um die dabei wirkenden Einflüsse modellieren zu können, wird ein aufgabenorientiertes Instandhaltungsprogramm für das Referenzsystem benötigt. Aus dem AIRBUS A320 MPD lassen sich dazu die für ein individuelles Flugzeug (Herstellereiennummer) durchzuführenden Instandhaltungsaufgaben ableiten. Realistische Angaben zu den Kosten für die geplante Instandhaltung können aus der Literatur gewonnen werden. Für die ungeplanten Instandhaltungsumfänge ist es deutlich schwieriger, realistische Daten auf Subsystemebene für das gesamte Referenzflugzeug zu beschaffen. Es wird daher dem in Kapitel 5.4.2 beschriebenen Ansatz auf Basis des historischen Ausfallverhaltens ausgewählter Flugzeugsysteme gefolgt.

Für die Instandhaltungsplanung werden Kapazitäten festgelegt, welche die Ausgangssituation für die Optimierung in AIRMAP darstellen. Darüber hinausgehende Kapazitäten in der Form von Personal oder *Slots* können im Bedarfsfall eingekauft werden (vgl. Kapitel 5.4.4.3). Die Ausgangssituation der Instandhaltungskapazitäten und -kosten für die angeflogenen Flughäfen zeigt die Tabelle 6.6.

Tabelle 6.6: Instandhaltungskapazitäten des Anwendungsfalls

Station	Slots	Fähigkeiten	Personalstärke	Kosten [US\$]
Flughafen A	1	A320	10	1.000
Flughafen B	1	A320	10	1.000
Flughafen C	1	A320	5	1.000
Flughafen D	1	A320	0	5.000
Flughafen E	1	A320	0	5.000

### 6.3.3.1 Geplante Instandhaltung

Die Basis der Modellierung der geplanten Instandhaltungsaufgaben mit ihren jeweiligen Intervallen, erforderlichen Mannstunden und Aufgabenschlüsseln (*Task Codes*) bildet in dieser Studie das AIRBUS A320 MPD.<sup>7</sup> Da das MPD keine Rückschlüsse über die insgesamt anfallenden Kosten für die Durchführung der Instandhaltungsaufgaben erlaubt, werden als zusätzliche Datenquellen Analysen von *Aircraft Commerce* (2006) herangezogen. Diese geben auf Basis von Betreiber- bzw. MRO-Erfahrungen Auskunft über Kosten, tatsächlich angefallene Mannstunden und benötigte Bodenzeiten für die unterschiedlichen Instandhaltungsschecks eines AIRBUS A320. Aus diesen Datenquellen wird das (vereinfachte) Referenzinstandhaltungsprogramm für die vorliegende Studie entwickelt.<sup>8</sup>

<sup>7</sup>Für die hier beschriebene Studie ist das AIRBUS A320 MPD in der Revision 30 verwendet worden (*Airbus*, 2007).

<sup>8</sup>Im Rahmen der Entwicklung eines neuen Flugzeugs mit implementiertem IVHM-System würde ein vollständig neues Instandhaltungsprogramm gemäß dem in Kapitel 2.2.2 beschriebenen Prozess mit Berücksichtigung der IVHM-Funktionen erstellt werden. Hier dagegen ist der Prozess der nachträglichen Modellierung von IVHM-Einflüssen auf ein Referenzinstandhaltungsprogramm zweckmäßig, da zum einen nur so ein direkter Vergleich mit dem Referenzsystem möglich ist, zum anderen ein hinreichend detaillierter Entwurf eines Verkehrsflugzeugs mit implementiertem IVHM-System und spezifischem Instandhaltungsprogramm nicht vorliegt.

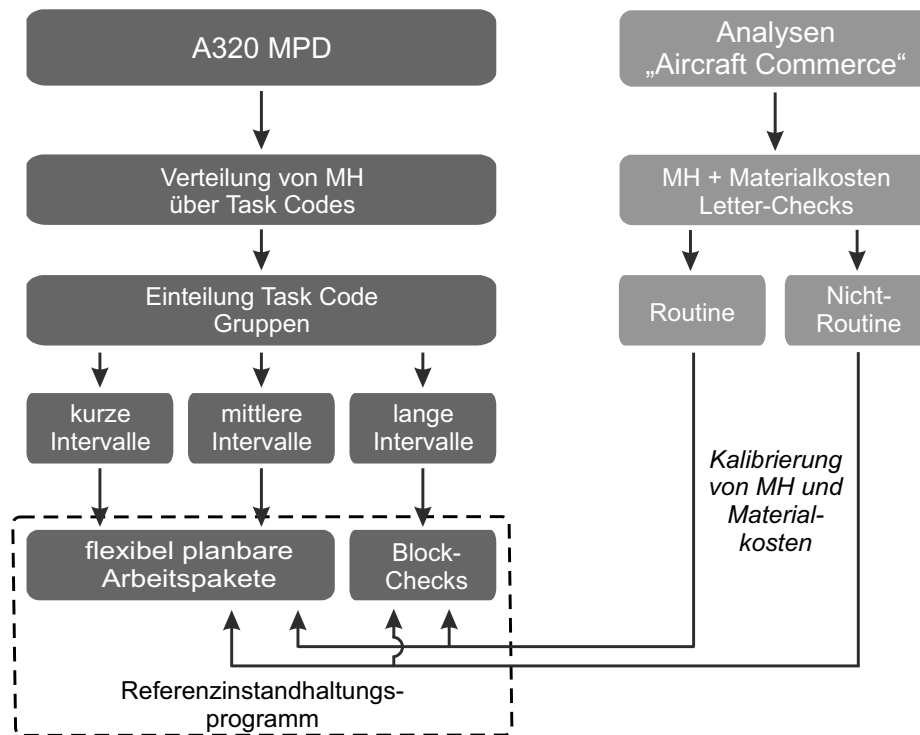


Abbildung 6.2: Prozess zur Erstellung des Referenzinstandhaltungsprogramms

Den angewandten Prozess für die Erstellung des Referenzinstandhaltungsprogramms zeigt die Abbildung 6.2. Ausgehend von den im MPD definierten Aufgaben werden unter Berücksichtigung der jeweiligen Aufgabenschlüssel für kurze, mittlere und lange Intervalle Arbeitspakete bzw. Blockchecks gebildet. Zum Referenzinstandhaltungsprogramm werden diese durch das Hinzufügen von Nicht-Routine-Umfängen und die Kalibrierung der Mannstunden und Materialkosten mit den AIRCRAFT COMMERCE-Daten. Die im Vergleich zum MPD reduzierte Komplexität verringert auch den Modellierungs- und Rechenaufwand in der Analyse. In Bezug auf die Anzahl der erforderlichen Mannstunden und die Verteilung der Aufgabenschlüssel entspricht es vor der Kalibrierung genau dem aus dem MPD resultierenden Instandhaltungsaufwand für einen individuellen AIRBUS A320.

### Auswertungen A320 MPD

Eine Auswertung der geplanten Instandhaltungsumfänge gemäß MPD für einen individuellen A320<sup>9</sup> liefert die in Abbildung 6.3 gezeigte Verteilung der Mannstunden nach Aufgabenschlüssel<sup>10</sup> innerhalb einer 12-Jahresperiode mit einem typischem Flugzeugnutzungsprofil.<sup>11</sup> Die so ermittelte relative Verteilung der Mannstunden wird in gleicher Weise für

<sup>9</sup>Die Auswertung des MPD hat sich an der wesentlichen Konfiguration des DLR-Forschungsflugzeugs Advanced Technology Research Aircraft (ATRA) zum Auslieferungszeitpunkt orientiert. Der ATRA ist ein AIRBUS A320-232 (Triebwerkstyp IAE V2500) mit der MSN 659 und wurde 1997 von AIRBUS ausgeliefert. Seit Ende 2008 ist das Flugzeug für das DLR im Einsatz. Zu beachten ist, dass für andere Aspekte des Referenzflugzeugs (Blockfuel, Kaufpreis und Kosten der Triebwerksinstandhaltung) ein A320 mit dem weitverbreiteten Triebwerkstyp CFM56 unterstellt wird (siehe Tabelle 6.2).

<sup>10</sup>vgl. Kapitel 2.2.2 für die Definition der *Maintenance Task Codes*.

<sup>11</sup>Die gemachten Annahmen für das Nutzungsprofil sowie eine nach Intervalllängen gegliederte Verteilung finden sich in Anhang C.1.

das zu erstellende Referenzinstandhaltungsprogramm übernommen.

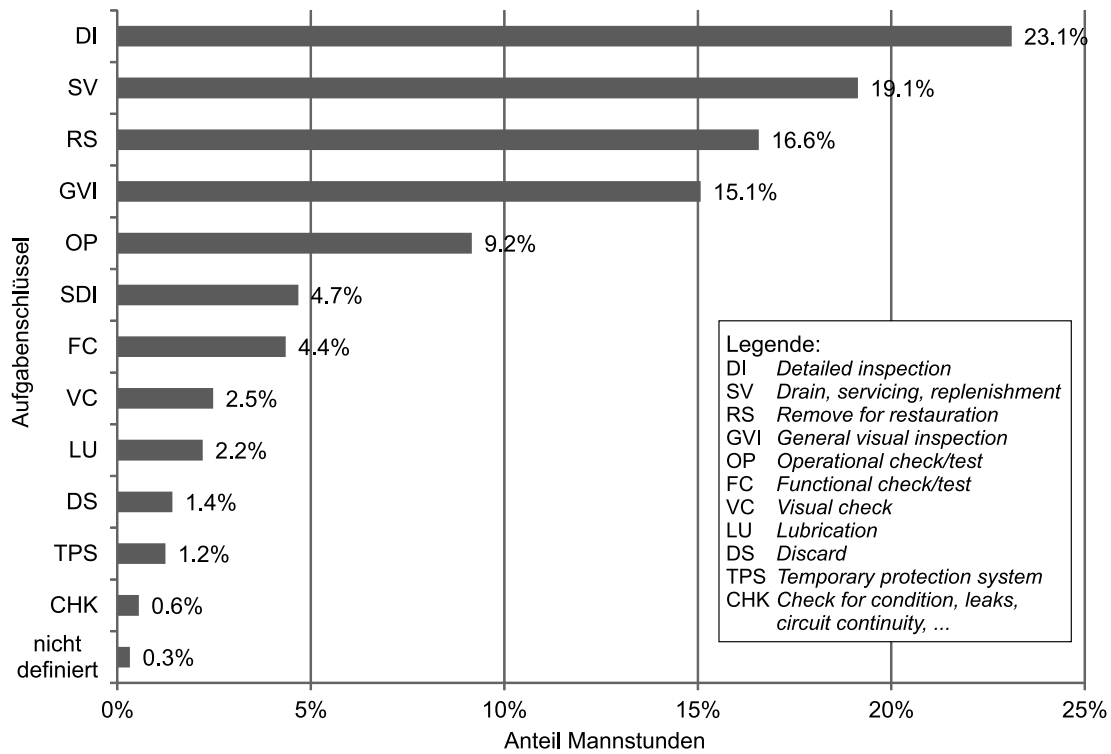


Abbildung 6.3: Ermittelte Verteilung der Mannstunden nach Aufgabenschlüssel innerhalb einer 12-Jahresperiode

### Definition von Task Code Gruppen

Für einen existierenden Flugzeugtyp lassen sich die (potenziellen) qualitativen Wirkungen eines IVHM-Systems auf das Instandhaltungsprogramm anhand der Aufgabenschlüssel der geplanten Instandhaltungsaufgaben identifizieren. Da mehrere Aufgabenschlüssel hinsichtlich der potenziellen Auswirkungen eines IVHM-Einsatzes Ähnlichkeiten aufweisen, werden sie zu Task Code Gruppen (TCGs) zusammengefasst. Um neben den Routineumfängen des MPD auch die Nicht-Routine-Tätigkeiten im Referenzinstandhaltungsprogramm berücksichtigen zu können, werden für diese zusätzliche TCGs eingeführt. Eine Zusammenfassung der TCG-Definitionen und des potenziellen IVHM-Einflusses zeigt Tabelle 6.7.

Tabelle 6.7: Definition von Task Code Gruppen und dem potenziellen IVHM-Einfluss

Task Code Gruppe (TCG)	Zugeordnete Task Codes	Potenzieller Einfluss von IVHM
TCG-1	CHK, OP, FC	Entfall der Aufgabe
TCG-2	GVI	Entfall der Aufgabe
TCG-3	DI, SDI	Entfall der Aufgabe
TCG-4	SV, DS, RS	Intervalleskalation
TCG-5	Nicht-Routine	Intervalleskalation
TCG-0	Nicht-Routine / andere	Kein Einfluss

Im Rahmen der geplanten Instandhaltung regelmäßig durchzuführende Überprüfungen (z. B. von Füllständen und Beschaffenheiten) und Betriebs- bzw. Funktionstests (TCG-1) können potenziell von einem PHM-System automatisiert durchgeführt werden und damit als geplante Instandhaltungsaufgaben entfallen. Unterschiedliche Arten und Detaillierungsgrade von Inspektionstätigkeiten (TCG-2 und -3) könnten bei Implementierung der entsprechenden Systeme ebenfalls entfallen. Bei Aufgaben der TCG-4 handelt es sich um Wartungs- und Instandsetzungstätigkeiten. Durch eine bessere Kenntnis des tatsächlichen Zustands und einer Prognose der RUL der betroffenen Systeme bzw. Bauteile könnten im Vergleich zu den heutigen Vorgaben Intervalleskalationen realisiert werden.

Während das MPD nur die Routinetätigkeiten enthält, machen Nicht-Routinetätigkeiten im realen Betrieb einen großen Anteil der gesamten Instandhaltungsaufwendungen aus. Es wird für diese Studie angenommen, dass es Nicht-Routinetätigkeiten gibt, die auf einen späteren Zeitpunkt verschoben werden können, wenn ein PHM- bzw. SHM-System den Zustand der betreffenden Komponente wirksam überwacht (TCG-5). Dies kann z. B. bei Rissbildung in einem Strukturbauteil zutreffend sein, welche zum Zeitpunkt ihrer Entdeckung eine noch nicht kritische Länge erreicht hat. Daneben gibt es Nicht-Routinetätigkeiten wie erforderliche Instandsetzungen oder Verbesserungen, die vom Einsatz eines IVHM-Systems unberührt bleiben. In der Flugzeuginstandhaltung zählen dazu u. a. Reparaturen oder Ausbauten von fehlerhaften Bauteilen, Kabinenüberholungen, Lackierungsarbeiten und aus Airworthiness Directives (ADs) und Service Bulletins (SBs) resultierende Aufgaben. Weil aus den vorhandenen Informationen keine detaillierteren Aufbrüche von Nicht-Routineumfängen abgeleitet werden können, wird im Folgenden ein pauschales Verhältnis von TCG-5 zu TCG-0 von 50:50 angenommen.

### **Bildung von Arbeitspaketen und Checks**

Das modellierte Referenzinstandhaltungsprogramm gliedert sich in einen aufgabenorientierten (*task-oriented*) Teil und einen Block-Check-Teil. Dazu ist eine vereinfachende Einteilung der Intervalllängen in kurz (80 FH bis 1.000 FH), mittel (4.000 FH bis 14.000 FH) und lang (>14.000 FH) vorgenommen worden. Kurze und mittlere Intervalle entsprechen den Intervallen der bisherigen Service, A- und C-Checks. Aus den Instandhaltungsaufgaben dieser Intervalllängen sind flexibel planbare Arbeitspakete gebildet worden, die jeweils einer TCG zugeordnet sind und in Summe die aus dem MPD ermittelte Verteilung der Aufgabenschlüssel widerspiegeln. Die Umfänge mit langer Intervalllänge sind Teil eines HVM (d. h. eines bisherigen IL- oder D-Checks). Auch im Referenzinstandhaltungsprogramm bleiben diese Ereignisse als Block-Check bestehen. Da die Instandhaltungsaufgaben eines HVM zu großen Teilen aus Inspektions-, Instandsetzungs- und Verbesserungsmaßnahmen mit vorherigen zeitaufwendigen Vorbereitungs- und Freilegungsarbeiten bestehen, erscheint eine flexible Aufteilung dieser Tätigkeiten in Arbeitspakete weder sinnvoll noch praktisch realisierbar.

## Kalibrierung der Instandhaltungsaufwände

Im letzten Schritt erfolgt die Kalibrierung der Instandhaltungsaufwände mithilfe der Analysen von *Aircraft Commerce* (2006). Eine Zusammenfassung der Analysen für den betrachteten Flugzeugtyp AIRBUS A320 zeigt die Tabelle 6.8. Die aufgelisteten Ereignisse umfassen Routine- und Nicht-Routine-Arbeiten sowie Kabinenüberholungen und typische Arbeitsumfänge, die aus ADs oder SBs resultieren. Der in der Tabelle enthaltene „Transit & Pre-flight“ Check wird im Anwendungsfall dieser Arbeit hinsichtlich seiner Kosten, nicht aber als Bestandteil des Referenzinstandhaltungsprogramms und dem anschließenden Instandhaltungsplanungs- und Optimierungsprozess berücksichtigt.<sup>12</sup> Schließlich ist das Ereignis Teil der normalen Flugvorbereitung und kann an jedem Flughafen und ohne Werkzeug durch die Cockpitbesatzung bzw. das Instandhaltungspersonal durchgeführt werden.

Tabelle 6.8: Geplantes Instandhaltungsprogramm A320 (nach *Aircraft Commerce* (2006))

Check	Bodenzeit [h]	Intervall	Arbeitsaufwand [MH]			Materialkosten [US\$]
			Gesamt	Routine	Nicht-Routine	
Transit & Pre-flight	0	1 FC	2,6	0,5	2,1	7
Ramp Check	0	2 d	4	2	2	500
Service Check	0	7 d	10	5	5	700
A-Check	24	600 FH	80,3	80,3	0	5,5 k
C-Check	138	18 Mo.	2.000	900	250	38 k
IL-Check	336	72 Mo.	14.300	4.500	2.500	380 k
D-Check	672	144 Mo.	20.000	75.00	4.250	1,5 Mio.

Angesichts der Tatsache, dass die AIRCRAFT COMMERCE-Daten für ein traditionelles „Letter-Check“-Konzept erhoben worden sind, muss zum Zweck der Kalibrierung auch das Referenzinstandhaltungsprogramm (vorübergehend) in eine vergleichbar aggregierte Form überführt werden. Aus den flexibel planbaren Arbeitspaketen werden dazu die einzelnen „Letter-Checks“ der AIRCRAFT COMMERCE-Analysen nachgebildet und auf deren Werte für den Arbeitsaufwand und die Materialkosten kalibriert. Die Kalibrierung führt zu einer Korrektur der Mannstundenaufwände aus dem MPD, während die relative Verteilung der Mannstunden über die Aufgabenschlüssel bzw. TCG unverändert bleibt.<sup>13</sup> Zusätzlich erfolgt die Allokation der Materialkosten zu den gebildeten Arbeitspaketen bzw. Block-Checks auf Basis der Analysen von *Aircraft Commerce* (2006).

Die praktische Durchführung der Kalibrierung stellt sich als iterative Ausführung der MSB-Simulationen für das Referenzsystem dar, bis eine zufriedenstellende Übereinstimmung mit dem realen Instandhaltungsaufwand nach AIRCRAFT COMMERCE erreicht ist.<sup>14</sup>

<sup>12</sup>Die Aufgaben des „Transit & Pre-flight“ Checks sind nicht im MPD definiert, sondern sind Teil des Flugzeugbetriebs.

<sup>13</sup>Damit wird implizit angenommen, dass die im MPD angegebenen Werte den tatsächlichen Arbeitsaufwand für die Durchführung von Instandhaltungsarbeiten zwar nicht für jede einzelne Aufgabe aber für die Durchschnittswerte der einzelnen Aufgabenschlüssel in gleicher Höhe unterschätzen.

<sup>14</sup>Dazu ist auf Basis des hier angenommenen Flugbetriebs die Anzahl der Instandhaltungsereignisse innerhalb einer 12-Jahresperiode mit AIRTOBS ermittelt worden und der auf Basis der AIRCRAFT COMMERCE-Daten zu erwartende Instandhaltungsaufwand berechnet worden (vgl. Tabelle C.1, S. 250). Das



### Modelliertes Referenzinstandhaltungsprogramm

Das Ergebnis des Prozesses ist ein aus zwei Teilen bestehendes Referenzinstandhaltungsprogramm, welches in den Tabellen 6.9 und 6.10 zusammenfassend dargestellt ist. Der Teil der kurzen und mittleren Intervalllängen setzt sich aus 92 flexibel (d. h. unabhängig voneinander) plan- und durchführbaren Arbeitspaketen zusammen, von denen 12 auf die Gruppe der kurzen Intervalle und 80 auf die der mittleren Intervalle entfallen (vgl. Tabelle C.4 in Anhang C.1). Den zweiten Teil bilden die langfristigen Instandhaltungsaufgaben, aus denen

Tabelle 6.9: Referenzinstandhaltungsprogramm – kurze und mittlere Intervalle

	TCG	Kurze Intervalllänge		Mittlere Intervalllänge	
		MH	Anteil	MH	Anteil
<b>Routine</b>	1	1.898	8,4 %	3.311	11,0 %
	2	2.451	10,9 %	2.350	7,8 %
	3	1.193	5,3 %	2.446	8,2 %
	4	8.798	39,1 %	3.770	12,6 %
<b>Nicht-Routine</b>	5	3.568	15,9 %	8.251	27,5 %
	0	4.597	20,4 %	9.840	32,8 %
	<b>Summe:</b>	<b>22.505</b>	<b>100 %</b>	<b>29.968</b>	<b>100 %</b>

Tabelle 6.10: Referenzinstandhaltungsprogramm – Block Checks

	TCG	IL-Check		D-Check	
		MH	Anteil	MH	Anteil
<b>Routine</b>	1	941		1.568	
	2	1.092	89 %	1.820	89 %
	3	5.963		9.938	
	4	821	9 %	1.368	9 %
	Andere	183	2 %	305	2 %
	<b>Summe:</b>	<b>9.000</b>	<b>100 %</b>	<b>15.000</b>	<b>100 %</b>
<b>Nicht-Routine</b>	5	2.500	50 %	4.250	50 %
	0	2.500	50 %	4.250	50 %
	<b>Summe:</b>	<b>5.000</b>	<b>100 %</b>	<b>8.500</b>	<b>100 %</b>

die 6- und 12-Jahres-HMVs gebildet worden sind und welche als Block-Checks durchzuführen sind. Daraus folgt für die Studie, dass die Intervallverlängerung einer Aufgabe, die Teil eines HMV ist, nicht zu einer Intervallverlängerung des gesamten Checks führen kann, solange nicht die Intervalle aller im Check enthaltenen Aufgaben in entsprechendem Umfang eskaliert werden. Die Tabelle 6.10 zeigt, dass innerhalb der Routineumfänge rund 89 % der Mannstunden auf die TCG-1 bis -3 entfallen, welche potenziell bei Vorhandensein eines geeigneten PHM-Systems entfallen könnten. Nur 9 % der Mannstunden sind TCG-4 zugeordnet und würden damit die Möglichkeit für eine Intervalleskalation bieten. Es zeigt sich

Ergebnis der Kalibrierung und die bestehenden Abweichungen sind in den Tabellen C.2 und C.3 (S. 250) zusammengefasst.

also, dass trotz der Beschränkung der PHM-Einflüsse bei Block-Checks auf den möglichen Aufgabenentfall der weit überwiegende Anteil der theoretischen PHM-Potenziale im Modell erfasst wird.<sup>15</sup>

Der hier gewählte Ansatz ermöglicht den Vergleich eines heutigen Instandhaltungsprogramms mit beliebigen potenziellen oder zukünftigen Instandhaltungsprogrammen, ohne dass die enthaltenen Aufgaben einzeln beschrieben werden müssen. Insbesondere in frühen Entwicklungsphasen eines neuen Flugzeugs (oder eines IVHM-Systems) kann die angewandte Methodik hilfreich sein, um bei noch unvollständiger Datenlage den Einfluss alternativer bzw. neuartiger Instandhaltungskonzepte abschätzen zu können.

### 6.3.3.2 Ungeplante Instandhaltung

Ungeplante Instandhaltungsereignisse sollen im Anwendungsfall auf Flugzeugsystemebene berücksichtigt werden. Die Flugzeugstruktur betreffende ungeplante Ereignisse werden dabei von der Analyse ausgeklammert und auch für das Referenzflugzeug nicht beschrieben. Für die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung im Flugzeugsystemlebenszyklus (vgl. Kapitel 5.4.2) sind das Ausfallverhalten der Komponenten (bzw. Subsysteme), die Ausfallfolgen (gemäß MMEL), die erforderlichen MTTRs (am Flugzeug) und die entstehenden Kosten zu ermitteln.

Die Modellierung des Referenzsystems beschränkt sich in Bezug auf die ungeplante Instandhaltung in der folgenden Analyse auf 25 Flugzeugsysteme<sup>16</sup>. Auf die hier modellierten Subsysteme entfallen ca. 15 % der Ausfälle aller Flugzeugkomponenten (ohne Triebwerke und Strukturbauteile) eines AIRBUS A320 und ca. 15 % bzw. 40 % der Ausfälle mit MMEL „NO-GO“ bzw. „GO-IF“. Die relevanten Kennwerte für die Modellierung in AIRTOBS sind im Anhang in Tabelle C.5 (S. 254) zusammengefasst. Das Ausfallverhalten der Subsysteme wird jeweils durch eine individuelle Ausfall-PDF charakterisiert. Innerhalb der betrachteten Subsysteme werden nur solche Komponenten berücksichtigt, die heute einer CM-Strategie unterliegen.<sup>17</sup>

Die vorgenommenen Beschränkungen auf eine Teilmenge der Daten (d. h. Flugzeugsysteme) und die Aggregation dieser sind zur Wahrung der Geschäftsinteressen der beteiligten Industrieunternehmen notwendig gewesen. Sie schränken die Eignung der eingesetzten Methodik und die grundsätzliche Aussagekraft der Analyseergebnisse aber nicht ein.

<sup>15</sup>Diese Feststellung ist zunächst nur für das hier untersuchte AIRBUS A320 MPD gültig. Die allgemeingültigen Charakteristika von HMVs lassen jedoch ähnliche Werte auch für andere Flugzeugmuster erwarten.

<sup>16</sup>Tatsächlich ist die Zahl der Subsysteme in einem AIRBUS A320 höher. Aufgrund der Sensibilität der zugrundeliegenden Daten werden in der Studie nur aggregierte Daten verwendet und dies auch nur für eine Teilmenge der Subsysteme. Zudem wird auf die Nennung der ATA-Bezeichnung der Subsysteme verzichtet.

<sup>17</sup>D. h. für diese Einheiten sind im MPD keine periodisch präventiven Instandhaltungsintervalle vorgegeben. Der Instandhaltungsaufwand für Einheiten, die einer PM-Strategie unterliegen, wird durch die Modellierung der geplanten Instandhaltung erfasst.

### Ausfallverteilungsfunktionen

Zur Beschreibung des Ausfallverhaltens der Komponenten des Referenzsystems sind nicht-parametrische Ausfallverteilungsfunktionen aus historischen Daten eines MRO-Betriebs ermittelt worden.<sup>18</sup> Die Ausfall-PDFs dienen als Datengrundlage für die Modellierung der ungeplanten Instandhaltungsereignisse (vgl. Kapitel 5.3). Für eines der in dieser Studie berücksichtigten Flugzeugs subsysteme ist das ermittelte Ausfallverhalten beispielhaft in Abbildung 6.4 dargestellt. Teilweise basieren die geschätzten nicht-parametrischen PDFs auf sehr kleinen Stichproben, so dass in diesen Fällen von einer größeren statistischen Unsicherheit auszugehen ist.

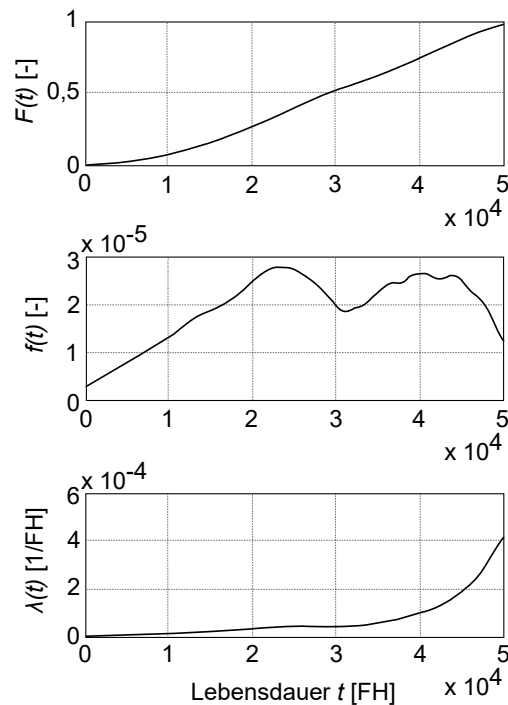


Abbildung 6.4: Ausfallverhalten eines Subsystems (Hölzel et al., 2012)

Die Ermittlung der Ausfallverteilungsfunktionen ist auf Basis der ungeplanten Ausfälle von Komponenten ohne Berücksichtigung der NFFs erfolgt. Die für die Analyse verwendeten NFF-Raten sind aus den in den Komponentenwerkstätten festgestellten NFFs berechnet worden. Dabei wird jedoch vernachlässigt, dass zumindest ein Teil der NFFs dadurch zustande kommt, dass in der *Line Maintenance* bei Zeitdruck und nicht eindeutiger Fehlerbeschreibung bzw. Ausfallursache im Rahmen des *Troubleshootings* häufig mehrere LRUs zur gleichen Zeit ausgewechselt werden (vgl. Kapitel 2.3). Diese Vorgehensweise führt zwangsläufig zu höheren NFF-Raten in den Komponentenwerkstätten. Für die Modellierung der ungeplanten Instandhaltung birgt dieser Zusammenhang die Gefahr, dass durch die Annahme zu hoher NFF-Raten das tatsächliche Potenzial eines PHM-Systems überschätzt werden könnte. Um dem entgegenzuwirken, wird bei der Modellierung der Ausfallkonsequenzen ein

<sup>18</sup>Die Schätzung der nicht-parametrischen Ausfall-PDFs ist im Rahmen des Projekts ProReB bei der LUFTHANSA TECHNIK AG durchgeführt worden (Perel, 2009). Da die zugrundeliegenden Daten von der LUFTHANSA TECHNIK AG als vertraulich betrachtet werden, können die ausgewählten Subsysteme hier nicht benannt werden.

Korrekturfaktor<sup>19</sup> zur Berücksichtigung der durchschnittlichen Anzahl an Komponentenwechsellern pro Ereignis eingeführt. Dadurch wird je ungeplantem Ereignis in der Realität nur eine Ausfallkonsequenz in der Simulation erzeugt, auch wenn tatsächlich mehrere Komponenten (Ausfall oder NFF) ausgebaut worden sind.

### Kosten für die ungeplante Instandhaltung

Für die Höhe der ungeplanten Instandhaltungskosten wird vereinfachend angenommen, dass eine Instandsetzung die gleichen Komponenten-DMC verursacht wie ein NFF-Ereignis. Tatsächlich haben die Datenauswertungen der Komponenten-DMC nur geringe Unterschiede gezeigt, auch wenn grundsätzlich von höheren Kosten für die Behebung eines tatsächlichen Fehlers als für einen NFF auszugehen ist. Allerdings fallen auch für den *Shop Visit* einer NFF-Komponente die gleichen Logistik- und Eingangsprüfungskosten an. Die direkten Kosten (ohne Ausfallfolgekosten) der ungeplanten Instandhaltungsereignisse des Referenzflugzeugs sind auf Subsystemebene in Tabelle C.5 (S. 254) aufgelistet. Die Kosten für die Ersatzteilbevorratung je Subsystem werden durch die in der Tabelle angegebene Anzahl der Komponenten im Subsystem, die  $T_{MTBUR}$  und die angenommenen Wiederbeschaffungskosten<sup>20</sup> beeinflusst (vgl. Kapitel 5.5.1).

Die Analyse des Referenzsystem führt schließlich zu den in Tabelle 6.11 genannten Werten<sup>21</sup> für die ungeplante Instandhaltung. Im Flugzeuglebenszyklus ereignen sich (im Mittel) 5.384

Tabelle 6.11: Ungeplante Instandhaltung des Referenzflugzeugs im Lebenszyklus

Parameter	Einheit	Wert
Ungeplante Ereignisse	[1]	5.383,9
Flugverspätungen	[1]	673,4
NFF-Ereignisse	[1]	2.361,7
Sofortige Reparaturen	[1]	264,7
MMEL-Checklisten-Ereignisse	[1]	408,7
Komponenteninstandhaltung	[US\$]	13.984.135
Verspätungskosten	[US\$]	11.103.420
Flugstunden	[FH]	77.915
Flugzyklen	[FC]	62.332

ungeplante Ereignisse, davon 2.362 NFFs. In 673 Fällen kommt es zu einer Flugverspätung. Diese können durch eine gemäß MMEL erforderliche Ausfallbehebung (265 Fälle) oder die Überprüfung bzw. Abarbeitung der MMEL-Vorgaben (409 Fälle) verursacht worden sein.

<sup>19</sup>Für das Referenzsystem und die folgenden Analysen wird ausgehend von den Projekterfahrungen ein Wert von 1,75 Komponentenwechsellern je Ereignis angenommen.

<sup>20</sup>Für die Wiederbeschaffungskosten ist ein einheitlicher Mittelwert über alle Subsysteme geschätzt worden, da keine realen Werte auf Subsystemebene ermittelt werden konnten.

<sup>21</sup>Angegeben sind die Mittelwerte der Ergebnisse aus den MCSs.

### Ersatzteilbevorratungskosten

Die für das Referenzflugzeug sowie die zu analysierenden Technologiealternativen verwendeten Eingabewerte für die Ersatzteilbevorratung zeigt die Tabelle 6.12. Unter diesen An-

Tabelle 6.12: Eingabe- und Konfigurationsparameter für die Ersatzteilbevorratung

Parameter	Einheit	Wert
Lagerhaltungskosten (als Anteil der Komponentenwerte)	[%]	10
Verteilung der Ersatzteilbedarfe	[%]	30 / 70
Service Level	[%]	98
Versorgte Flotte (Anzahl Flugzeuge)	[1]	100
Durchlaufzeit (an Standorten)	[d]	20 / 20
Verschrottungsrate	[1]	0
Wiederbeschaffungszeit	[d]	30

nahmen fallen für die modellierten Subsysteme innerhalb des Lebenszyklus Ersatzteilbevorratungskosten in Höhe von 779.217 US\$ an.

#### 6.3.4 Kalibrierung und Analyse des Referenzsystems

Um die Vergleichbarkeit und Aussagekraft der Analyseergebnisse zu gewährleisten, ist vor der eigentlichen Analyse eine Kalibrierung des Modells durchzuführen. Eine Kalibrierung muss anwendungsspezifisch, d. h. für das jeweils ausgewählte Referenzsystem erfolgen. Der Prozess der Kalibrierung ist zweistufig: Zunächst werden die modellierten Betriebs- und Instandhaltungsaufwände im MSB auf veröffentlichte Werte kalibriert, um sicherzustellen, dass sich sowohl die relativen Anteile als auch die Absolutbeträge in realen Größenordnungen bewegen. Eine exakte Übereinstimmung mit Realwerten wird dabei nicht angestrebt, da diese stets auch das Resultat unternehmensspezifischer Besonderheiten sind, welche hier nicht im Detail abgebildet werden können und sollen. Für die Instandhaltungskosten ist dies mit der Kalibrierung der Instandhaltungsaufwände in Kapitel 6.3.3.1 erfolgt. Die Ergebnisse dieses Kalibrierungsschritts zeigt die Tabelle 6.13.

Im zweiten Schritt wird im LC2B der IRR (des Flugzeugbetreibers) auf einen Wert von 12 % nach einer Betriebsdauer von 10 Jahren kalibriert. Für diesen Schritt wird ein Kalibrierungsfaktor für die Ticketerlöse eingesetzt. Es ergibt sich ein Faktor von  $f_{\text{rev}} = 0,929$ . Die für die Kalibrierung gewählte Profitabilität entspricht üblichen in Forschung und Industrie verwendeten Werten für eine Technologiebewertung. Damit wird auch eine grundsätzliche Vergleichbarkeit der Ergebnisse mit anderen CBAs hergestellt. Zu berücksichtigen bleiben aber in jedem Fall die großen Einflüsse des Geschäftsmodells einer Fluggesellschaft und der damit in Verbindung stehende Flugzeugbetrieb auf die Profitabilität.

Tabelle 6.13: Kalibrierung der Instandhaltungsaufwände

TCG:	Routine			Nicht-Routine		Summe	
	1	2	3	4	5		
<b>Kurze Intervalle</b>							
Soll-Aufwand [MH]	1.902	2.454	1.193	8.881	3.588	4.612	22.630
Ist-Aufwand [MH]	1.898	2.451	1.193	8.798	3.569	4.597	22.505
Abweichung	-0,20%	-0,13%	-0,07%	-0,93%	-0,53%	-0,33%	-0,55%
<b>Mittlere Intervalle</b>							
Soll-Aufwand [MH]	3.298	2.355	2.453	3.773	8.250	9.871	30.000
Ist-Aufwand [MH]	3.311	2.350	2.446	3.770	8.251	9.840	29.968
Abweichung	0,40%	-0,20%	-0,30%	-0,08%	0,01%	-0,32%	-0,11%

### Analyse des Referenzflugzeugs

Die Abbildung 6.5 zeigt den Verlauf von Kosten, Erlösen und Nettobarwert im Lebenszyklus des Referenzflugzeugs. Gut zu erkennen sind die Zahlung des Kaufpreises im Jahr 0 (und der Anzahlungen in den Jahren -2 und -1) und der anschließende Anstieg der Erlöse durch die Betriebsaufnahme. Schwankungen der Kosten- und Erlösgraphen sind auf die Durchführung von kostenintensiven Instandhaltungsereignissen und ggf. daraus resultierenden Bodenzeiten zurückzuführen. Am Ende des 25. Betriebsjahres wird der Flugzeugrestwert realisiert und als Erlös verbucht.

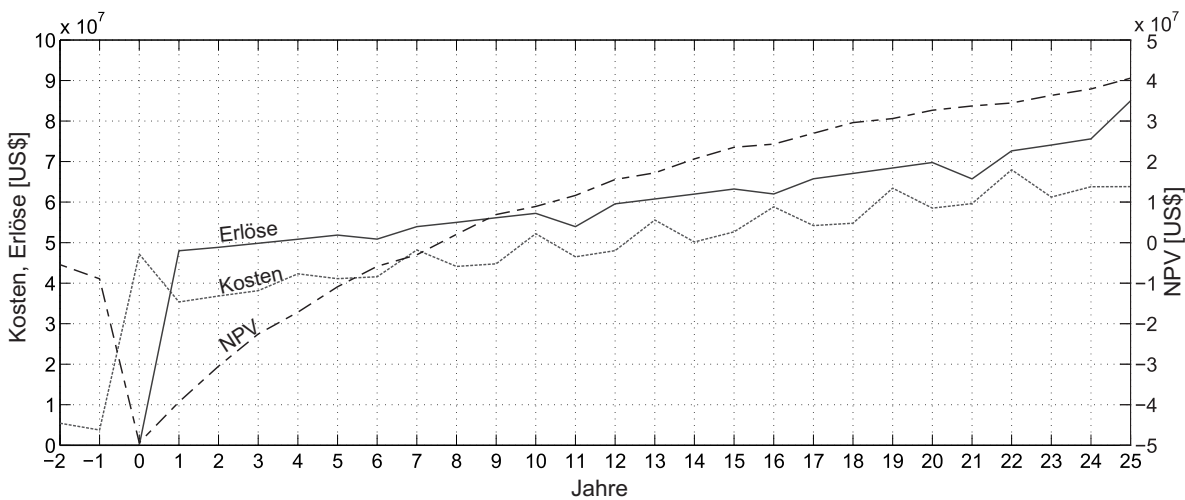


Abbildung 6.5: Kosten, Erlöse und Nettobarwert über den Lebenszyklus des Referenzflugzeugs

Für das analysierte Referenzflugzeug ergibt sich die in Abb. 6.6 dargestellte DOC-Aufteilung. Gegenüber den in Abb 1.3 (S. 5) eingangs diskutierten Kostenaufteilungen fällt hier zunächst der niedrigere Anteil für Kraftstoff auf. Dabei ist zu berücksichtigen, dass das hier analysierte Referenzflugzeug ein deutlich niedrigeres FH/FC-Verhältnis aufweist und auf entsprechend kürzeren Streckenlängen eingesetzt wird als die von *Oliver Wyman* (2014)

ausgewerteten AIRBUS A320-Flotten in den USA.<sup>22</sup> Dies führt, wie für den Kurzstreckenbetrieb typisch, insbesondere zu steigenden Anteilen der flugzyklengetriebenen Instandhaltungskosten und der Flughafen- bzw. Landegebühren. Einen Überblick über die wichtigsten operativen und ökonomischen Kennzahlen des Referenzsystems zeigt Tabelle 6.14.

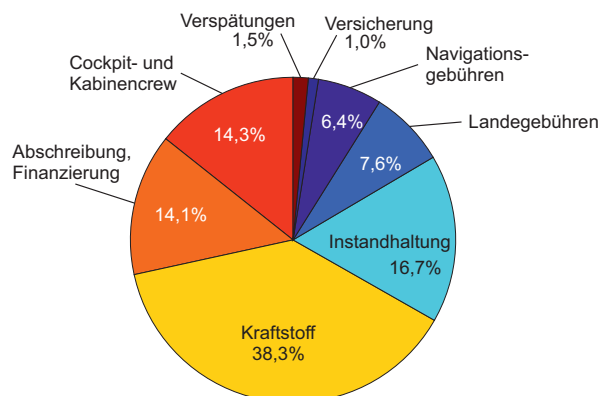


Abbildung 6.6: DOC-Anteile des Referenzflugzeugs (nicht-eskalierte Kosten)

Tabelle 6.14: Analyseergebnisse des Referenzsystems (Ausschnitt)

Kennzahl	Einheit	Wert
Flugzyklen	[FC]	62.332
Flugstunden	[FH]	77.915
NPV	[US\$]	40,57 Mio.
IRR	[%]	16,9

## 6.4 Technologiealternativen der Analyse

Entsprechend der in Kapitel 6.1 gesetzten Zielsetzungen für die Analyse werden Technologiealternativen definiert, welche eine Untersuchung des Einflusses der Diagnose- und Prognosefähigkeiten eines IVHM-Systems im Flugzeuglebenszyklus, eine Demonstration und Bewertung eines dynamischen Planungsansatzes für die Instandhaltung und die Ableitung von Anforderungen an zukünftige IVHM-Systeme und CBM-Konzepte ermöglichen.

### 6.4.1 IVHM-System

Für den Anwendungsfall wird die Verfügbarkeit eines IVHM-Systems angenommen, wie es in Kapitel 3.2 beschrieben worden ist. Der Fokus der Analyse liegt auf der Prognosefähigkeit und der CBM-Planung als zentrale Elemente eines IVHM-Systems. Die technologischen Aspekte, d. h. die Untersuchung der Ausfall-/Fehlermechanismen und des realen Ausfallverhaltens von technischen Einheiten und die Entwicklung und Auswahl passender Diagnose-

<sup>22</sup>Während die mittlere Streckenlänge der von *Oliver Wyman* (2014) analysierten A320-Flotten 1.160 nm betrug, entspricht der angenommene Betrieb des Referenzflugzeugs einer durchschnittlichen Streckenlänge von unter 350 nm.

und Prognoseansätze, sind in einem vorgelagerten Arbeitsschritt durchzuführen und werden hier nicht behandelt.

In der folgenden Studie wird angenommen, dass 15 der 25 modellierten Subsysteme potenzielle Kandidaten für eine PHM-Implementierung sind.<sup>23</sup> Das bedeutet, nur für diese kann (abhängig von der jeweiligen Prognosedurchdringung) eine Prognose der RUL in den Analysen erfolgen. Im idealen Fall eines perfekten PHM-Systems und vollständiger Prognosedurchdringung können so alle bevorstehenden Ausfälle dieser 15 Subsysteme erkannt und deren Ausfallfolgen auf den Flugzeugbetrieb vermieden werden. Die Ausfälle dieser 15 Subsysteme entsprechen ca. 61 % der Ausfälle der 25 modellierten Subsysteme und 68 % bzw. 70 % der Ausfälle mit MMEL „NO-GO“ bzw. „GO-IF“ dieser Systeme (siehe auch Kapitel 6.3.3.2). Die zu analysierenden Technologiealternativen werden in Kapitel 6.4.2 durch die Festlegung des Parameterraums für den Anwendungsfall erzeugt.

### 6.4.2 Parameterraum der Analyse

Die hier zu bewertenden IVHM-Konzepte sind noch nicht in der kommerziellen Luftfahrt implementiert, daher können die tatsächliche Leistungscharakteristiken dieser Konzepte auf Flugzeugebene zum heutigen Zeitpunkt nur mit größeren Unsicherheiten abgeschätzt werden. Für die Bestimmung der Sensitivitäten und den angestrebten Einsatz der Bewertungsmethodik für die Entscheidungsunterstützung in frühen Entwicklungsphasen zukünftiger PHM- und CBM-Konzepte erscheint es zweckmäßig und notwendig, eine parametrische Studie durchzuführen. Dazu werden Parameter variiert, welche die Leistungsfähigkeit dieser Konzepte charakterisieren.

Um die Anzahl der Analysen und damit die resultierenden Rechenzeiten zu begrenzen, sind für diese Studie fünf Parameter für eine Variation ausgewählt worden. Bei den ausgewählten Parametern handelt es sich um die modellierten IVHM-Leistungsparameter, welche die größten Einflüsse auf die intendierten und nicht-intendierten Effekte der zu bewertenden Technologie aufweisen. Diese Parameter sind:

- Prognosedurchdringung:
  - Unscheduled Event Prevention (UEP): Anteil an Komponenten- oder Subsystemausfällen, für die ein spezifisches Prognosesystem technisch in der Lage ist, bevorstehende Ausfälle rechtzeitig zu erkennen und die entsprechenden ungeplanten Ausfälle damit zu vermeiden. Der Parameter kann Werte zwischen 0 % und 100 % annehmen. Eine theoretische Durchdringung von 100 % entspricht einer Erkennung und Prognose von allen bevorstehenden Ausfällen der 15 ausgewählten Subsysteme (siehe auch Kapitel 6.3.3.2).

---

<sup>23</sup>Dieser Annahme liegt keine detaillierte technologische Analyse zugrunde. Es ist aber davon auszugehen, dass auf absehbare Zeit grundsätzlich nur ein Teil der Flugzeugsysteme erfolgreich mit PHM-Systemen ausgerüstet werden kann. Gründe hierfür sind u. a. fehlende Sensorik in den betreffenden Systemen der heutigen Flugzeuge und fehlende Ansätze zur Ausfallvorhersage.



- Task Redundancy (TR): Anteil an präventiven Instandhaltungsaufgaben (TCG-1 bis TCG-3), die potenziell entfallen können, wenn ein PHM-System zur Überwachung der entsprechenden technischen Einheit eingesetzt wird.
- Interval Escalation (IE): Faktor, um den präventive Instandhaltungsintervalle (TCG-4 u. TCG-5) eskaliert werden können, wenn die entsprechende Einheit durch ein PHM-System überwacht wird.
- Prognosefehler (der UEP):
  - *False Alarms*: Wahrscheinlichkeit (je FH) dafür, dass ein PHM-System einen bevorstehenden Ausfall meldet, obwohl tatsächlich kein Ausfall bevorsteht.
  - *Missed Failures*: Anteil an Ausfallereignissen, die durch das PHM-System abgedeckt sind, aber dennoch nicht rechtzeitig erkannt und gemeldet werden.

Die Parameter und ihre Wertevariationen zeigt Tabelle 6.15. Der so definierte Parameterraum resultiert in einen vollfaktoriellen Versuchsplan mit 3.750 Faktorkombinationen, die im Folgenden als Analysen bezeichnet werden. Da das Ziel der Studie eine Gesamtpotenzialanalyse einer IVHM-Implementierung auf Flugzeugebene ist, werden für die folgenden Analysen die PHM-Durchdringung  $p_{Cov,UEP}$  für die 15 Subsysteme als identisch angenommen.<sup>24</sup> Jede Analyse setzt sich wiederum aus 100 voneinander unabhängigen Simulationsläufen (Monte-Carlo-Simulationen) zusammen, um dem stochastischen Verhalten des Moduls für die ungeplante Instandhaltung (d. h. des Ausfallverhaltens und des PHM-Einflusses) Rechnung zu tragen. Die Zahl der MCSs lässt sich auch als Größe der simulierten Flugzeugflotte interpretieren. Die Flugzeuge der Flotte weisen jeweils ein individuelles, stochastisches Ausfallverhalten auf. Die arithmetischen Mittelwerte (und die Streuungen) der Analyseergebnisse aus den 100 MCSs entsprechen somit den Erwartungswerten (und entsprechenden Varianzen) für eine Flotte aus 100 Flugzeugen. Die resultierende Gesamtzahl von 375.000 Simulationsläufen stellt einen erheblichen Rechenaufwand dar, der nur durch die Nutzung eines Rechenclusters in annehmbarer Zeit zu bewältigen ist.<sup>25</sup>

## 6.5 Analyseergebnisse und Diskussion

Die durchgeführten Analysen liefern technisch-operationelle und ökonomische Ergebnisse. Alle Ergebnisse beziehen sich auf den Betriebslebenszyklus eines Einzelflugzeugs. Da die Studie 3.750 Einzelanalysen umfasst, ist es nicht möglich, hier alle Ergebnisse zu zeigen und zu diskutieren. Der Schwerpunkt wird daher im Folgenden auf diejenigen Analyseergebnisse

<sup>24</sup>Der Bewertungsansatz ist auch geeignet, um Analysen mit individuellen  $p_{Cov,UEP}$  je Flugzeugsystem durchzuführen. Dies ist insbesondere sinnvoll, wenn Potenziale einzelner (Sub-) Systeme untersucht oder der Nutzen konkreter beschreibbarer IVHM-Konzepte bewertet werden sollen. Der resultierende Rechenaufwand erhöht sich dabei exponentiell um die Anzahl der individuellen  $p_{Cov,UEP}$ .

<sup>25</sup>Der Rechenzeitaufwand für die Analyse auf einem Rechencluster der TUHH betrug ca. 2 Wochen. Davon entfielen etwa 10 Tage auf die Simulationen im MSB-Modul und dem eingebetteten Optimierer für die Instandhaltungsplanung. Während dieser Zeit kamen parallel zwischen 2 und 5 Rechnerknoten mit jeweils 8 Prozessorkernen zum Einsatz. Etwa vier Tage wurden für die Berechnungen im LC2B-Modul benötigt.

Tabelle 6.15: Parameterraum für die Analyse

Parameter		Werte					
$p_{\text{Cov,UEP}}$	<i>Unscheduled Event Prevention</i> [1]	0	0,25	0,5	0,75	1	
$p_{\text{FA}}$	<i>False Alarms</i> [1/FH]	0	$1 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-5}$	$1 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	
$p_{\text{MF}}$	<i>Missed Failures</i> [1]	0	0,05	0,15	0,25	0,5	
$p_{\text{Cov,TR}}$	<i>Task Redundancy</i> [1]	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1
$p_{\text{Cov,IE}}$	<i>Interval Escalation</i> [1]	0	0,25	0,5	0,75	1	

gelegt, die für die Beantwortung der Frage nach dem potenziellen Nutzen von PHM- und CBM-Konzepten die größte Relevanz aufweisen.

### Ungeplante Instandhaltungsereignisse und Betriebsunterbrechungen

Als unmittelbare Auswirkung eines PHM-Systems ist die Analyse der ungeplanten Instandhaltung und dessen Konsequenzen für den Flugzeugbetrieb (d. h. Betriebsunterbrechungen) von besonderem Interesse. Die Abb. 6.7(a) zeigt die Anzahl der ungeplanten Ausbauten in Abhängigkeit der angenommenen PHM-Durchdringung. Die Ergebnisse werden für unterschiedliche Fehlalarmraten dargestellt.<sup>26</sup> Während ein perfektes PHM-System zu einer signifikanten Reduktion der ungeplanten Ausbauten führt, resultiert bereits eine Fehlalarmrate  $p_{\text{FA}} = 5 \cdot 10^{-5}$  in einer Zunahme der Ausbauten im Vergleich zum Referenzsystem.

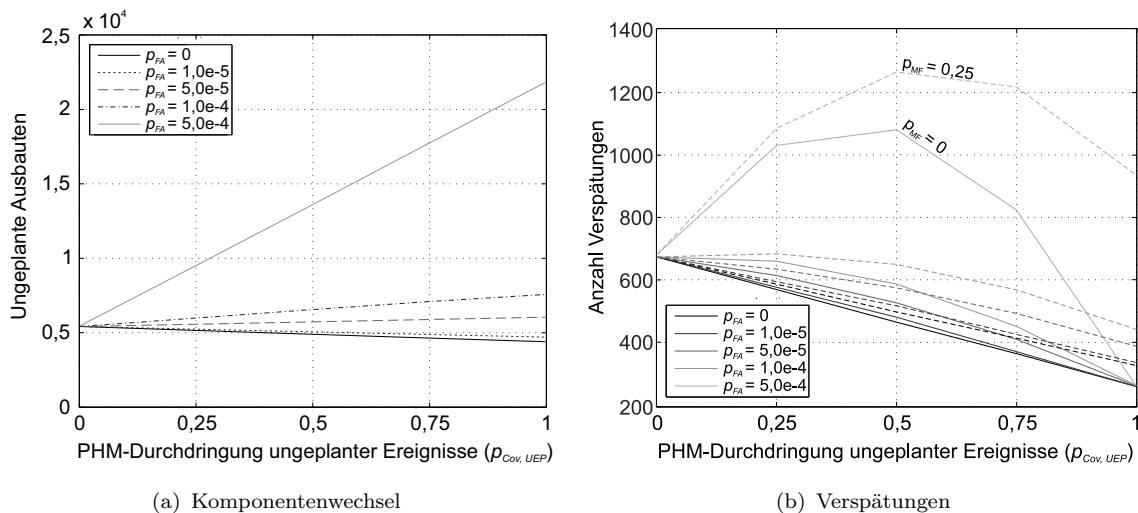


Abbildung 6.7: Ungeplante Komponentenwechsel und resultierende Verspätungen

Die aus den ungeplanten Ausbauten resultierenden Betriebsunterbrechungen zeigt die Abb. 6.7(b). Die Anzahl der Verspätungen wird ebenso in Abhängigkeit von der PHM-Durchdringung und für verschiedene Werte von  $p_{\text{FA}}$  und  $p_{\text{MF}}$  dargestellt. Das angenommene PHM-System kann im optimalen Fall die Anzahl der Verspätungen um 415 (und damit 62%) reduzieren (bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 1$ ). Während ein verpasster Ausfall keine Auswirkung auf die Anzahl der Ausbauten hat, ist die jeweilige Erhöhung der Verspätungen bei

<sup>26</sup>Auf die Darstellung des Parameters  $p_{\text{MF}}$  wird in dieser Abbildung verzichtet, da dieser keinen Einfluss auf die Zahl der Komponentenwechsel hat.

$p_{MF} = 0,25$  in Abb. 6.7(b) deutlich zu erkennen. Ist  $p_{MF} = 0$ , ist die Zahl der Verspätungen zunächst gegenüber dem perfekten System erhöht. Ein Fehlalarm provoziert den Ausbau der betroffenen Einheit. Der nächste tatsächliche Ausfall dieser Einheit wird aber nur mit der Wahrscheinlichkeit  $p_{Cov,UEP}$  vom PHM-System vorhergesagt. Somit erhöhen Fehlalarme (bei  $p_{Cov,UEP} < 1$ ) auch die Häufigkeit von OIs und daraus resultierenden Verspätungen.<sup>27</sup> Bei  $p_{Cov,UEP} = 1$  jedoch ist die Anzahl der Verspätungen unabhängig von der Fehlalarmrate. Denn in diesem Fall wird auch jeder auf einen Fehlalarm folgende Ausfall zuverlässig im Voraus erkannt.

## Flugzeugnutzung und Erlöse

Ungeplante Ausbauten und Betriebsunterbrechungen verursachen mitunter hohe Kosten für den Flugzeugbetreiber. Für dessen Profitabilität ist am Ende entscheidend, welche Intensität der Flugzeugnutzung und welche daraus erzielten Erlöse den Kosten gegenüberstehen. Die potenziellen Auswirkungen eines PHM-Systems und einer CBM-Planung auf die Flugzeugnutzung zeigt die Abb. 6.8.

Sowohl die Reduktion von ungeplanten Instandhaltungsereignissen als auch der Entfall von PM-Aufgaben können zu einer Nutzungserhöhung beitragen. Die Abb. 6.8(a) zeigt, dass bereits ohne Veränderung des Betriebskonzepts (d. h. des Flugplans) bis zu 675 zusätzliche Flugzyklen im Lebenszyklus absolviert werden können. Unter den Annahmen dieser Studie ermöglicht die Vermeidung von ungeplanten Ereignissen bis zu 485 zusätzliche Flugzyklen. Weitere 190 Flüge können durch eine Verkürzung der Bodenzeiten für IL- und D-Checks im Falle von  $p_{Cov,UEP} = 1$  realisiert werden. Prognosefehler vermindern die mögliche Nutzungserhöhung je nach Ausprägung signifikant (vgl. Abb. 6.8(b)). Sehr hohe Fehlalarmraten ( $p_{FA} = 5 \cdot 10^{-4}$ ) können sogar zu einem Verlust von bis zu 367 bzw. 555 Flugzyklen (für  $p_{Cov,UEP} = 0,5$  und  $p_{MF} = 0$  bzw.  $p_{MF} = 0,25$ ) führen.

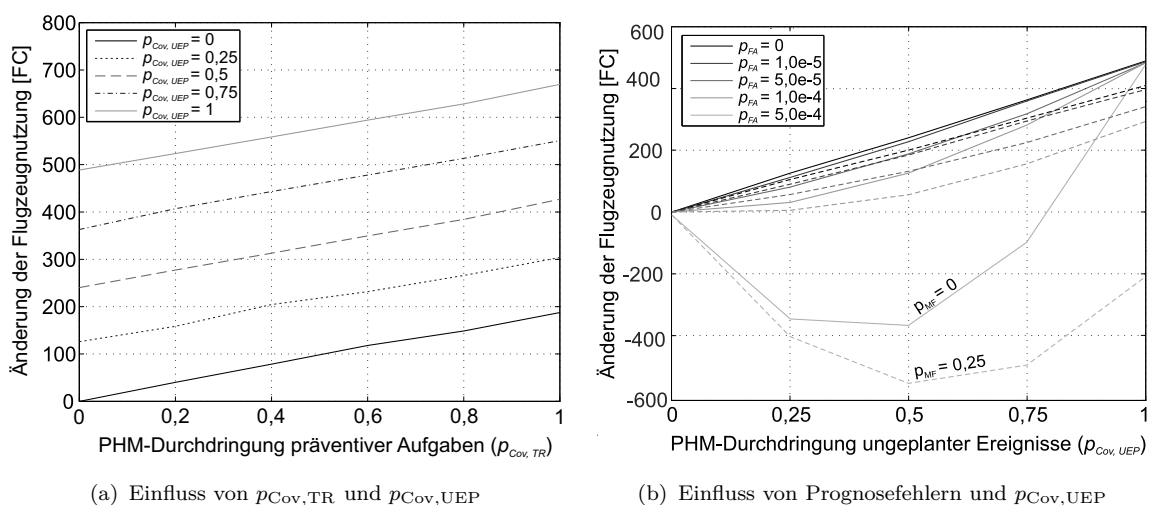


Abbildung 6.8: Flugzeugnutzung (absolvierte Flugzyklen im Lebenszyklus)

<sup>27</sup>Dieses Phänomen ist entfernt vergleichbar mit der steigenden Wahrscheinlichkeit von Frühausfällen bei Einsatz einer PM-Strategie (vgl. Kapitel 2.1.3, S. 29).

## Instandhaltungsaufwand

Die Änderung der direkten Instandhaltungskosten in Abhängigkeit der PHM-Durchdringung und der Prognosefehler zeigt Abb. 6.9. Der Entfall präventiver Aufgaben ( $p_{\text{Cov,TR}}$ ) kann eine Senkung der DMC je FH um bis zu 32 US\$ bewirken (vgl. Abb. 6.9(a)). Auch mit steigendem  $p_{\text{Cov,UEP}}$  geht eine DMC-Senkung einher. Da in dieser Studie identische Instandhaltungskosten für die geplante und ungeplante Durchführung einer Aufgabe angenommen werden, überrascht die Wirkung des Parameters  $p_{\text{Cov,UEP}}$  zunächst. Tatsächlich spiegelt dieser die Kosteneinsparung durch die Vermeidung von NFFs der überwachten Subsysteme wider. Das theoretische Gesamteinsparungspotenzial beträgt mit ca. 56 US\$ zwar 31,4 % der Komponenteninstandhaltungskosten, jedoch lediglich 3,8 % der Gesamt-DMC des Referenzflugzeugs. Erwartungsgemäß fällt der Nutzen in Bezug auf die DMC geringer aus, wenn auch die Wirkung von Prognosefehlern berücksichtigt wird (vgl. Abb. 6.9(b)).

Bei der Einordnung dieser Ergebnisse ist zu bedenken, dass in dieser Analyse nur von der Ausrüstung von 15 Subsystemen mit einem PHM-System ausgegangen wird und die Instandhaltungskosten der 25 modellierten Subsysteme 12,2 % der DMC ausmachen.

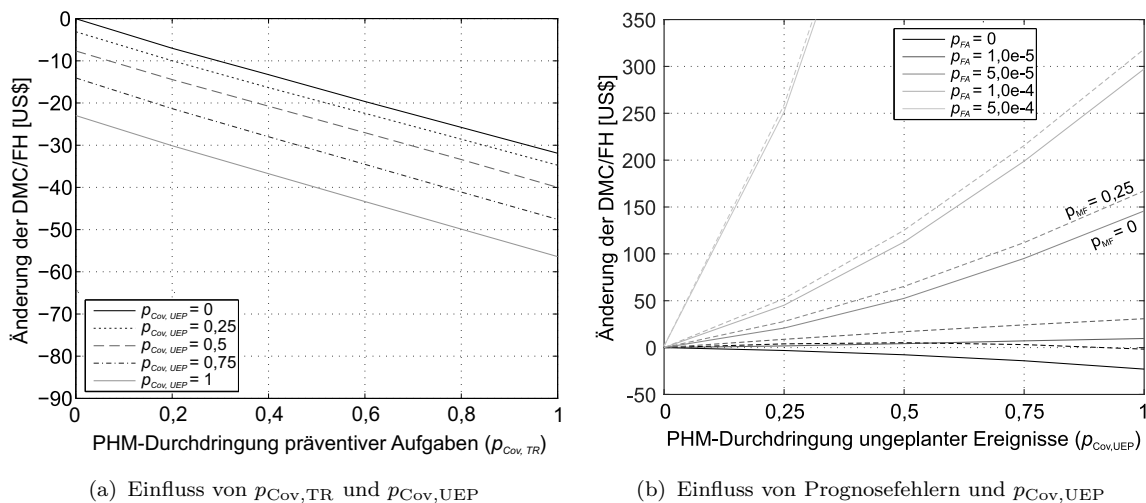


Abbildung 6.9: Direkte Instandhaltungskosten je Flugstunde

Neben der Höhe der DMC ist auch die Wirkung von PHM-Systemen auf die Anzahl der geleisteten Mannstunden von großem Interesse. Ausgehend von den getroffenen Annahmen über Nutzen und Leistungsfähigkeit des PHM-Systems auf Subsystemebene gibt sie Hinweise auf Reduktionspotenziale benötigter Bodenzeiten und Personalstärken in der Instandhaltung auf Flugzeuglebenszyklusebene. Die Abb. 6.10 zeigt die Einflüsse einer Variation der Parameter  $p_{\text{Cov,TR}}$  und  $p_{\text{Cov,IE}}$  auf die geleisteten Mannstunden für aufgabenorientierte Instandhaltung (d. h. der in AIRMAP geplanten Instandhaltungsumfänge). Der Vergleich der Abbildungen 6.10(a) und 6.10(b) zeigt, dass die absolute Höhe der geplanten Mannstunden bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 1$  um etwa 8.000 Stunden über denen bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 0$  liegt. Die Differenz entspricht dem Umfang der PdM-Aufgaben, die bei  $p_{\text{Cov,UEP}} = 0$  als ungeplante Instandhaltungsereignisse nicht Bestandteil der Planung in AIRMAP sind.

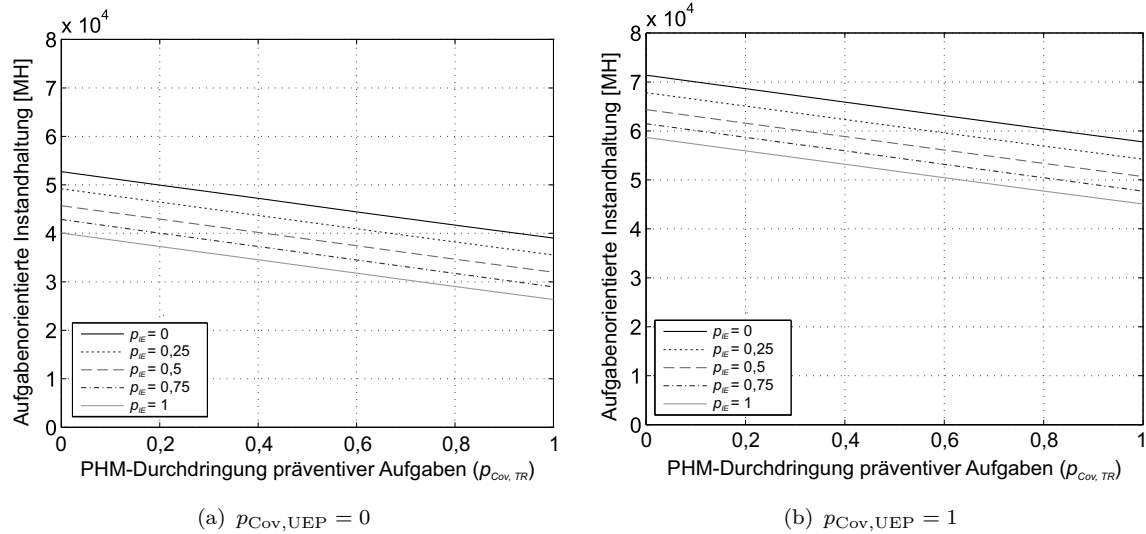


Abbildung 6.10: Aufgabenorientierte, geplante Instandhaltung

In Abb. 6.11 wird der Einfluss der PHM-Durchdringung auf die verschiedenen Kategorien der Instandhaltungskosten mit den resultierenden Veränderungen der Erlöse und des NPV des Flugzeugbetreibers dargestellt. Da für diese Abbildung  $p_{Cov,TR} = 0$  und  $p_{Cov,IE} = 0$  gilt, zeigt sie den isolierten Nutzen der Reduktion von ungeplanten Instandhaltungsereignissen (für variierende  $p_{Cov,UEP}$ ). Während die Gesamtinstandhaltungskosten nur leicht sinken, kann bei steigender PHM-Durchdringung eine Verlagerung der ungeplanten Instandhaltung hin zur dynamisch geplanten aufgabenorientierten Instandhaltung beobachtet werden. Die dynamisch geplante Instandhaltung setzt sich somit für Fälle mit  $p_{Cov,UEP} > 0$  aus präventiven und zustandsorientierten Umfängen zusammen. Die nicht in den Gesamtinstandhaltungskosten erfassten Verspätungskosten sinken signifikant um fast 60%. Insgesamt führen die Reduktionen der ungeplanten Instandhaltungsereignisse zu einer Erhöhung der Ticketerlöse um 6,3 Mio. US\$, bzw. einer Steigerung des NPV um 3,2 Mio. US\$ (für  $p_{Cov,UEP} = 0$ ).

Der isolierte Einfluss einer Variation von  $p_{Cov,TR}$  und  $p_{Cov,IE}$  auf die Gesamtinstandhaltungskosten im Falle von  $p_{Cov,UEP} = 0$  ist in Abb. 6.12(a) dargestellt. Der Nutzen einer Eskalation der Aufgabenintervalle kann eine Kosteneinsparung in Höhe von 1,3 Mio. US\$ bewirken (für  $p_{Cov,IE} = 1$ ). Der entsprechende Effekt auf die Gesamtinstandhaltungskosten, wenn  $p_{Cov,UEP} = 1$ , ist in Abb. 6.12(b) dargestellt. Es lässt sich erkennen, dass die Verläufe der Kostenkurven prinzipiell unverändert sind, sie aber eine Vertikalverschiebung zu niedrigeren Kosten im Vergleich zu Abb. 6.12(a) erfahren haben.

### Nettobarwert

Die folgenden Abbildungen zeigen die am höchsten aggregierten Ergebnisse der durchgeführten Studie. Der wirtschaftliche Nutzen für einen Flugzeugbetreiber, ausgedrückt als NPV, wird für unterschiedliche Variationen der ausgewählten fünf Parameter gezeigt. Abb. 6.13(a) präsentiert die Einflüsse von  $p_{Cov,UEP}$  auf den NPV für unterschiedliche  $p_{MF}$  in Kombination mit  $p_{Cov,TR} = 0$  und  $p_{Cov,TR} = 1$ . Die Spanne der NPV-Verbesserungen kann dabei zwischen 1 und 3 Mio. US\$ variieren. Ein extrem unzuverlässiges PHM-System, welches eine hohe

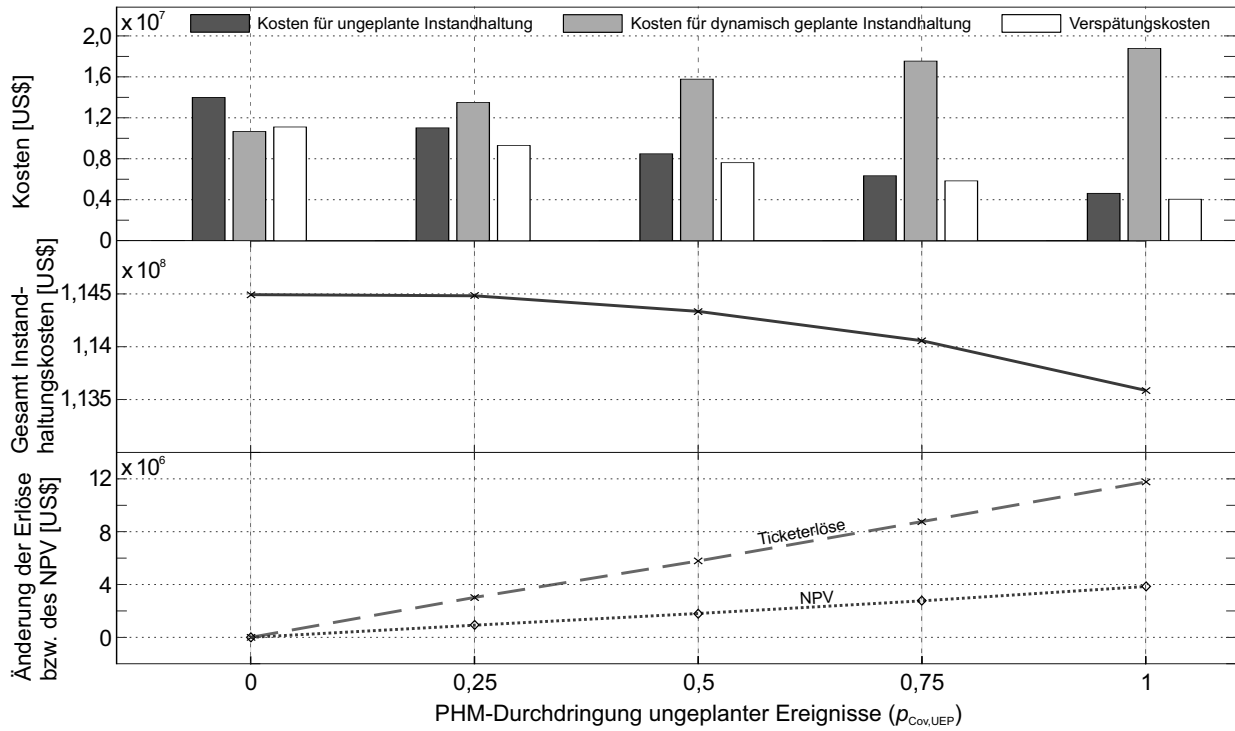
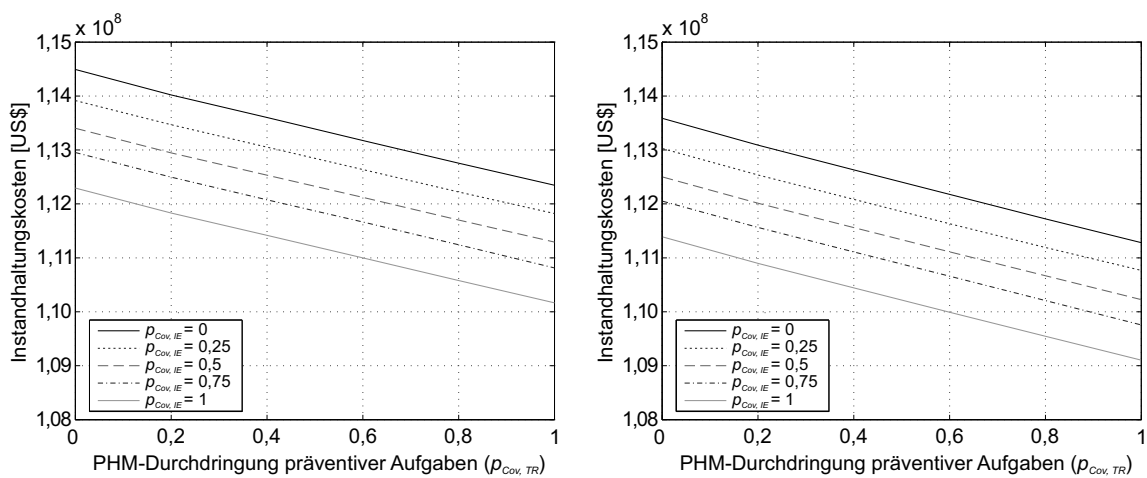


Abbildung 6.11: Verlagerung von Kosten durch PHM-Einsatz (für  $p_{Cov,TR} = 0$ ,  $p_{Cov,IE} = 0$ )



(a) Gesamtinstandhaltungskosten (für  $p_{Cov,UEP} = 0$ )

(b) Gesamtinstandhaltungskosten (für  $p_{Cov,UEP} = 1$ )

Abbildung 6.12: Gesamtinstandhaltungskosten im Lebenszyklus

Anzahl von Fehlalarmen verursacht, kann zu erheblichen zusätzlichen Instandhaltungskosten, einer stark reduzierten Flugzeugnutzung und entsprechend großen Verminderungen des NPV führen (Abb. 6.13(b)).

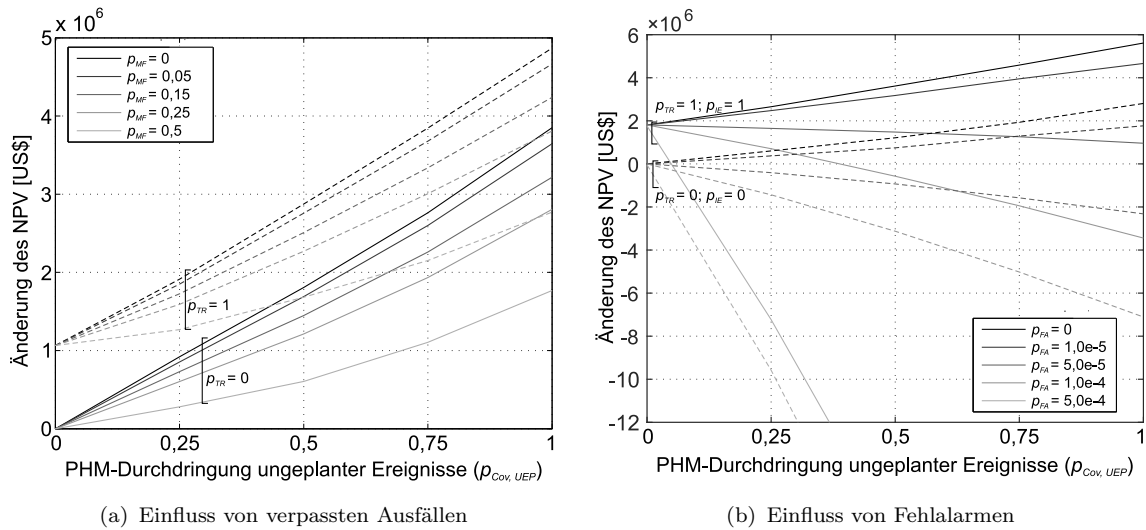


Abbildung 6.13: Betreiber-NPV in Abhängigkeit der PHM-Durchdringung

Die NPV-Ergebnisse für die Variationen von  $p_{Cov,TR}$  und  $p_{Cov,IE}$  in Kombination mit  $p_{Cov,UEP} = 0$  und  $p_{Cov,UEP} = 1$  sind in Abb. 6.14 dargestellt.<sup>28</sup> Als maximaler Nutzen einer Intervalleskalation (d. h. der Abstand der NPV-Kurven für  $p_{Cov,IE} = 0\%$  und  $p_{Cov,IE} = 100\%$  in jeder Teilabbildung) kann eine NPV-Verbesserung um rund 0,85 Mio. US\$ festgestellt werden. Die insgesamt größte NPV-Erhöhung, die unter den gegebenen Annahmen erreichbar ist, beträgt 5,6 Mio. US\$ (siehe Abb. 6.14(b)). Zwar ist es unwahrscheinlich, dass eine PHM-Durchdringung der ausgewählten Systeme von 100 % zu einem akzeptablen Preis erreicht werden kann. Die ermittelten Ergebnisse zeigen aber die Spannweite des potenziellen wirtschaftlichen Nutzens auf und ermöglichen die Ableitung von Leistungsanforderungen, welche ein Zustandsmanagementsystem aus betriebswirtschaftlicher Sicht erfüllen muss. Die für eine bestimmte PHM/CBM-Konfiguration ermittelte NPV-Änderung stellt gleichzeitig die obere Grenze der Akquisitionskosten für ein solches IVHM-System dar, die ein Flugzeugbetreiber (bei Einhaltung der geforderten Kapitalverzinsung) gerade noch akzeptieren könnte.

Die hier diskutierten Ergebnisse beziehen sich jeweils auf ein repräsentatives Einzelflugzeug (im Sinne eines Erwartungswertes) einer Flotte von 100 Flugzeugen. Die Analyse berücksichtigt jedoch keine Interdependenzen zwischen verschiedenen Flugzeugen einer Flotte. Während AIRMAP eine Optimierung der Instandhaltungsplanung für eine Flugzeugflotte leisten kann, bilden die übrigen Module von AIRTOBS zum Zeitpunkt der Entstehung dieser Arbeit keine Wechselwirkungen innerhalb einer Flugzeugflotte ab.

Eingangs ist darauf hingewiesen worden, dass die gezeigten Analyseergebnisse jeweils die Mittelwerte aus den MCSs der jeweiligen Faktorkombination repräsentieren. Mittels einer Analyse der Ergebnisstreuungen (vgl. Anhang C.2.2, S. 256) konnte die Zulässigkeit des in

<sup>28</sup>Die Ergebnisse für alle Werte von  $p_{Cov,UEP}$  finden sich in Anhang C.2 (S. 255).

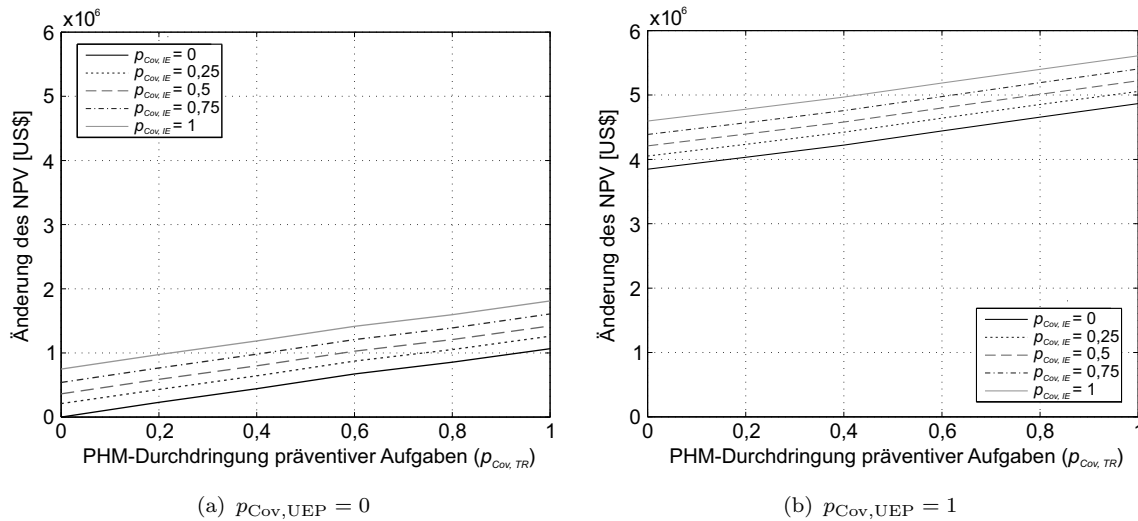


Abbildung 6.14: Betreiber-NPV in Abhängigkeit der *Task Redundancy* und *Interval Escalation*

dieser Arbeit gewählten Vorgehens bestätigt werden. Lediglich bei Analysen mit deutlich verringerter Anzahl an Simulationen (bzw. Flottengröße) wäre eine gesonderte Betrachtung der Ergebnisvarianz vorzunehmen.

### 6.5.1 Schlussfolgerungen und Empfehlungen

Die Analyseergebnisse zeigen, dass durch die Implementierung von IVHM-Systemen in Verkehrsflugzeuge ein hoher potenzieller Nutzen für den Flugzeugbetreiber erzeugt werden kann. Für eine Interpretation der Ergebnisse ist stets zu bedenken, dass die maximal erzielbaren Verbesserungen für eine vollständige Prognosedurchdringung und ein vollkommenes Prognosesystem (d. h. kein Auftreten von Prognosefehlern) gelten. Ein reales System wird nie in der Lage sein, alle bevorstehenden Ausfälle (fehlerfrei) vorherzusagen. Aus diesem Grund sind im Zuge der Auswahl geeigneter Prognoseansätze und der Entwicklung von IVHM-Systemen frühzeitig mögliche Prognosefehler und ihrer Auswirkungen auf den Flugzeugbetrieb und die Instandhaltung zu berücksichtigen. In der vorliegenden Analyse hat sich eine Fehlalarmrate von  $p_{FA} = 1 \cdot 10^{-5}$  als noch akzeptabel erwiesen, während eine Rate von  $p_{FA} = 5 \cdot 10^{-5}$  bereits durchweg zu einer Verschlechterung gegenüber dem Referenzsystem geführt hat. In der Praxis ist die tolerierbare Fehlalarmrate (wie auch die Rate der verpassten Ausfälle) in jedem Einzelfall unter Berücksichtigung der Ausfallfolgen und der anfallenden Kosten bzw. Erlöseinbußen zu ermitteln.

Mit der Höhe des erzielbaren  $\Delta NPV$  gibt die Analyse zwar Aufschluss über den maximalen Preis, den ein Flugzeugbetreiber bereit sein könnte, für ein IVHM-System zu zahlen, nicht aber über die Entwicklungs- und Herstellungskosten des Systems. Zur Beantwortung dieser Frage wären detailliertere Untersuchungen der Herstellerperspektive und eine genauere technische Spezifikation des IVHM-Systems und seiner Elemente erforderlich. Eine Entwicklung sollte sich zunächst auf die Flugzeugsysteme oder -komponenten fokussieren, welche den größten potenziellen Nutzen versprechen. Für diesen Schritt der Identifizierung



von Prognosekandidaten kann auch der in dieser Arbeit vorgestellte Bewertungsansatz zum Einsatz kommen.

Für die Einordnung der quantitativen Ergebnisse hilft auch ein Vergleich mit den zu erwartenden Effizienzverbesserungen anderer innovativer Technologien. Mit einem ähnlichen methodischen Vorgehen und unter vergleichbaren wirtschaftlichen Randbedingungen hat *Wicke* (2016) den wirtschaftlichen Vorteil eines Flugzeugs mit vorwärtsgepfeilten Flügeln und natürlicher Laminarhaltung untersucht. Unter optimalen Randbedingungen beträgt der  $\Delta$ NPV auf Einzelstrecke zwischen 5,1 und 12,8 Mio. US\$ (je nach Kraftstoffpreis) und im realitätsnäheren Betrieb auf einem Routen-Mix zwischen 2 und 5,2 Mio. US\$. Während also wirtschaftliche Vorteile in ähnlichen Größenordnungen erwartet werden können, ist zu vermuten, dass der Entwicklungs- und Herstellungsaufwand eines Flugzeugs mit Laminarflügeln den entsprechenden Aufwand für das in dieser Arbeit angenommene IVHM-System übersteigen würde.



## 7. Zusammenfassung und Ausblick

Im Fokus dieser Arbeit liegen die Konzeption und Entwicklung eines Bewertungsansatzes für die Analyse von Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen aus der Perspektive einer Fluggesellschaft. Der Einsatz von modernen Diagnose- und Prognosetechnologien als zentrale Elemente eines *Integrated Vehicle Health Management* (IVHM)-Systems verspricht erhebliche Kosteneinsparungen und Erlössteigerungen im Flugzeuglebenszyklus infolge von Erhöhungen der operativen Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit des Flugzeugs und einer Senkung der Instandhaltungsaufwände. Weltweit wird intensiv an der Erforschung und Entwicklung dieser Technologien gearbeitet. Eine umfassende Implementierung eines IVHM-Systems in ein Verkehrsflugzeug wird neben noch zu lösenden technologischen Herausforderungen insbesondere auch durch das Fehlen einer zuverlässigen, quantitativen Abschätzung des wirtschaftlichen Nutzens der Technologie im realen Flugzeug- und Flottenbetrieb verhindert. Zwar existieren zahlreiche Ansätze für eine wirtschaftliche Bewertung unterschiedlicher Prognosetechnologien in der Luftfahrt, jedoch verbleiben die meisten auf der Komponenten- oder (Sub-) Systemebene, nur wenige betrachten den gesamten Flugzeuglebenszyklus und es ist kein Ansatz bekannt, der alle relevanten Wechselwirkungen im Flugzeugbetrieb und der Instandhaltung abbildet. Für eine ganzheitliche Bewertung ist ein Kosten-Nutzen-Ansatz erforderlich, der die systemweiten Wechselwirkungen der Zustandsmanagementtechnologien in einem realen Betriebsszenario erfasst. Insbesondere sind das tatsächliche Ausfallverhalten der technischen Einheiten, die Auswirkungen von Ausfällen auf den Flugzeugbetrieb, Einflüsse von Prognosefehlern und die Wirkung von Konzepten zur zustandsorientierten Instandhaltungsplanung zu berücksichtigen.

Als Basis für die Entwicklung des in dieser Arbeit vorgestellten Bewertungsansatzes sind mit einer Diskussion des Ausfallverhalten technischer Systeme und den unterschiedlichen Instandhaltungsstrategien und -konzepten zunächst die Grundlagen der Instandhaltung erarbeitet worden. Die Analyse des gesetzlichen und regulatorischen Rahmens der Flugzeuginstandhaltung und dem darauf aufbauenden Entwicklungsprozess eines Instandhaltungsprogramms definiert wichtige Anforderungen an IVHM-Systeme und Rahmenbedingungen für deren Nutzung. Es lässt sich feststellen, dass die heutigen Instandhaltungskonzepte weiteren Effizienzverbesserungen und Steigerungen der Betriebszuverlässigkeit und Verfügbarkeit enge Grenzen setzen. Die anschließende Erarbeitung der Grundlagen des Zustandsmanagements gibt Aufschluss über die wichtigsten Diagnose- und Prognoseansätze und die Konzepte zum *Structural Health Monitoring*, welche gemeinsam Elemente eines IVHM-Systems sein können. Basierend darauf wird in der Arbeit ein Konzept für ein IVHM-System entworfen. Die identifizierten Ziele und Einflüsse, die Gesamtsystemarchitektur

und der Entwicklungs- und Zertifizierungsprozess eines IVHM-Systems sind Ausgangspunkt und Orientierung für die Modellierung der Wirkmechanismen im Bewertungsansatz. Zusätzlich wird ein Konzept für eine zustandsorientierte Instandhaltungsplanung entworfen und für das vorliegende gemischt-ganzzahlige Optimierungsproblem Branch & Bound als geeignetes Lösungsverfahren identifiziert. Schließlich werden ausgehend von einem allgemeinen Verfahrensschema der Technologiebewertung die Anforderungen an eine Technologiebewertung im Lufttransportsystem erarbeitet. Als geeigneter Ansatz für eine ganzheitliche Bewertung in der vorliegenden Arbeit wird die Kosten-Nutzen-Analyse über den Flugzeuglebenszyklus identifiziert und die Kapitalwertmethode als abschließendes Verfahren zum Vergleich der Technologiealternativen gewählt.

Das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Modell für die ökonomische Lebenszyklusanalyse von IVHM-Konzepten weist durch seine modulare Struktur und die detaillierte Modellierung der Betriebs- und Instandhaltungsprozesse ein breites Einsatzspektrum für unterschiedliche Analysefragestellungen auf. Im Mittelpunkt der Arbeit steht das Betreiberlebenszyklusmodell, welches sich in die Flugplanerstellung, die Modellierung der geplanten und ungeplanten Instandhaltungsereignisse und die ökonomische Lebenszyklusanalyse untergliedert. Während die Gesamtbewertung stets auf Flugzeug- bzw. Flottenebene erfolgt, kann der Detaillierungsgrad der modellierten technischen Einheiten im Flugzeug zwischen Einzelkomponenten-, Subsystem- und Systemebene durch die eingesetzte Methodik zur Aggregation variiert werden. Dies ermöglicht eine Anpassung an die Datenverfügbarkeit in der jeweiligen Entwicklungsphase bzw. der Analysefragestellung. Mit der implementierten Diskret-Ereignis-Simulation können die in der realen Betriebsumgebung bestehenden Wechselwirkungen zwischen Flugzeugtechnologien (im Speziellen: IVHM) und den Betriebs- und Instandhaltungsprozessen sowie dem technischen Ausfallverhalten im Lebenszyklus wirksam erfasst werden. Zu diesen Wechselwirkungen zählen insbesondere die von der Flugzeugnutzung abhängigen Fälligkeiten von Instandhaltungsereignissen, deren Auswirkungen auf Bodenzeiten, Auswirkungen von Betriebsunterbrechungen (infolge technischer Ausfälle) auf den Flugzeugbetrieb unter Berücksichtigung der Mindestausrüstungsliste sowie der Einflüsse von Prognosesystemen und möglicher Prognosefehler. Zur Berücksichtigung der stochastischen Effekte des Ausfallverhaltens und der Wirkung von Prognosekonzepten werden probabilistische Modellierungsmethoden genutzt. Dadurch lässt sich das Ausfallverhalten von Komponenten und/oder (Sub-) Systemen auf Basis parametrischer oder nicht-parametrischer Ausfallverteilungsfunktionen simulieren und auch das Auftreten von NFF-Ereignissen und Prognosefehlern (d. h. falsch-negative und falsch-positive Prognosen) berücksichtigen. Das Modell sieht die Analyse großer Parameterräume auf Basis frei wählbarer Versuchspläne vor, so dass große Anzahlen an Technologiealternativen und Szenarien oder die Sensitivitäten ausgewählter Parameter in einem automatisierten Prozess analysiert und bewertet werden können. In der abschließenden ökonomischen Lebenszyklusanalyse wird basierend auf den modellierten Zahlungsströmen im Betriebslebenszyklus eine dynamische Investitionsrechnung aus der Flugzeugbetreiberperspektive vorgenommen.

Nach einer Verifizierung und Validierung der zentralen Modellierungen der Arbeit wird der entwickelte Bewertungsansatz in einem realitätsnahen Anwendungsfall demonstriert. Für den Anwendungsfall wird ein AIRBUS A320 als Referenzsystem ausgewählt und diesem

– als virtuellem Technologieträger – ein IVHM-System implementiert. Damit die Analyseergebnisse Rückschlüsse auf die Potenziale von IVHM-Systemen in einer realen Betriebsumgebung ermöglichen, wird ein Referenzinstandhaltungsprogramm auf Basis des AIRBUS A320 MPD modelliert und mit Realdaten kalibriert. Es werden ein einwöchiger Kurzstreckenlauf mit 7 FC pro Tag definiert und Instandhaltungsmöglichkeiten an drei der fünf angeflogenen Flughäfen angenommen. Für das zu bewertende IVHM-System wird angenommen, dass es 15 von 25 in dieser Analyse modellierten Subsystemen im betrachteten Flugzeug<sup>1</sup> überwachen kann. Um den quantitativen Einfluss und die Sensitivitäten zentraler Kenngrößen eines Prognosekonzepts auf den Nutzen eines Flugzeugbetreibers bestimmen zu können, wird eine Parameterstudie mit fünf Parametern und 3.750 Faktorkombinationen durchgeführt. Die variierten Parameter sind die Prognosedurchdringungen in Hinblick auf die Vermeidung ungeplanter Instandhaltung, den Entfall präventiver Instandhaltung und die Intervalleskalierung von präventiven Instandhaltungsumfängen sowie zwei Arten von Prognosefehlern. Die Analyseergebnisse zeigen, dass Prognosekonzepte geeignet sein können, die Anzahl von technisch bedingten Flugverspätungen und -annullierungen deutlich zu reduzieren und dadurch in dem hier untersuchten Anwendungsfall für einen AIRBUS A320 485 zusätzliche Flugzyklen im Lebenszyklus zu ermöglichen (unter Annahme eines perfekten Prognosesystems). Nimmt man die Verkürzung der Bodenzeiten infolge eines teilweisen Entfalls von präventiver Instandhaltung hinzu, lassen sich im theoretischen Optimalfall bis zu 675 zusätzliche Flüge absolvieren. Neben einer Intensivierung der Flugzeugnutzung wirkt der IVHM-Einsatz auf die Höhe der Instandhaltungsaufwände. Den größten Beitrag zur Senkung der DMC trägt mit bis zu 32 US\$/FH der teilweise Entfall präventiver Instandhaltung bei. Zusammen mit der Reduktion von ungeplanten Instandhaltungsereignissen und NFFs beträgt das Einsparpotenzial bis zu 56 US\$/FH bzw. ca. 31 % der Komponenteninstandhaltungskosten. Steigende Ticketerlöse aufgrund zusätzlich absolvierter Flüge und sinkende Instandhaltungskosten führen beim Flugzeugbetreiber zu einem  $\Delta$ NPV in Höhe von max. 5,6 Mio. US\$. Davon lassen sich 0,85 Mio. US\$ auf die mögliche Intervalleskalierung und ca. 1 Mio. US\$ auf den Entfall präventiver Instandhaltung zurückführen. Den größten Beitrag liefert die Vermeidung von ungeplanten Instandhaltungsereignissen. Realistischerweise ist davon auszugehen, dass die vollständige Prognosedurchdringung weder technologisch noch wirtschaftlich erreichbar ist. Eine Prognosedurchdringung von 50 % vermindert den  $\Delta$ NPV auf ca. 2,7 Mio. US\$. In der Realität sind Prognosesysteme nicht perfekt, sondern unterliegen unterschiedlichen Prognosefehlern. Die Analyseergebnisse zeigen, dass insbesondere zu hohe Fehlalarmraten (falsch-positive Prognosen) sich kritisch auf den Nutzen von IVHM-Systemen auswirken und im Extremfall eine signifikante Verminderung des NPV gegenüber dem Referenzflugzeug verursachen können. In der Analyse hat sich eine Fehlalarmrate von  $p_{FA} = 1 \cdot 10^{-5} \text{ FH}^{-1}$  noch als akzeptabel erwiesen. Auch falsch-negative Prognosen können den Nutzen eines IVHM-Systems mindern, jedoch unter keinen Umständen in den negativen Bereich drücken. Die Gültigkeit der quantitativen Analyseergebnisse beschränkt sich zunächst auf den hier untersuchten Anwendungsfall. Für andere Flugzeugmuster ist grundsätzlich ein wirtschaftlicher Nutzen in ähnlicher Größenordnung zu erwarten. Stets zu bedenken ist dabei, dass das angenommene Ausfallverhalten, der

<sup>1</sup>An dieser Stelle sei erneut darauf hingewiesen, dass (wie in Kapitel 6.3.3.2 dargestellt) auf diese 25 Subsysteme ca. 15 % der Ausfälle aller Flugzeugkomponenten eines AIRBUS A320 entfallen.

Flugzeugbetrieb sowie das bisherige Instandhaltungsprogramm einen großen Einfluss auf den mit einer IVHM-Implementierung erzielbaren  $\Delta$ NPV aufweisen.

Mit dem in dieser Arbeit vorgestellten Bewertungsmodell steht nun ein ganzheitlicher Ansatz für die Kosten-Nutzen-Analyse von neuen Zustandsmanagementsystemen und innovativen Instandhaltungskonzepten bereit, der sich als leistungsfähige Entscheidungsunterstützung sowohl für die Entwicklungsphase als auch die Akquisitions- und Betriebsphase eines IVHM-Systems eignet. Damit konnten die eingangs identifizierten Lücken bisheriger Bewertungsansätze (vgl. Kapitel 1.1, Tabelle 1.1) geschlossen werden und entscheidende Verbesserungen durch einen auf das Gesamtflugzeug und (in Teilen) auf die Flotte erweiterten Betrachtungsumfang erzielt werden. Ein wesentlicher Mehrwert des Ansatzes besteht in der detaillierten Modellierung des Betriebskonzepts, der Instandhaltung, des Ausfallverhaltens sowie der Berücksichtigung von Unsicherheiten und Prognosefehlern.

In zukünftigen Arbeiten sollte die Analyse des Nutzens von IVHM-Systemen um die bisher unberücksichtigten Wechselwirkungen innerhalb einer Flugzeugflotte auf die Instandhaltungsplanung erweitert werden. In Bezug auf die integrierte, dynamische Instandhaltungsplanung (siehe Kapitel 5.4.4) ist zwar eine Effizienzverschlechterung infolge des Konkurrerens der Flugzeuge um knappe Instandhaltungskapazitäten offensichtlich, nicht jedoch deren genaue Auswirkung auf den Betreiber-NPV. Außerdem sollten Einflüsse variierender Flugzeugnutzungen untersucht werden, um Empfehlungen für die Implementierung von IVHM-Systemen und zustandsorientierten Instandhaltungskonzepten in Abhängigkeit des Nutzungsprofils (z. B. Netzwerkfluggesellschaft oder *Low-Cost Carrier*) geben zu können. Detailliertere Analysen der Prozesse in der *Line Maintenance* und eine Berücksichtigung der bestehenden Abhängigkeiten von Instandhaltungsaufgaben würden eine genauere Modellierung der Instandhaltungsereignisse und deren Auswirkungen auf die Flugzeugverfügbarkeit ermöglichen.

Das theoretische Potenzial eines IVHM-Konzepts würde sich gegenüber der durchgeführten Analyse noch signifikant steigern, wenn weitere Systeme (d. h. über die 15 Subsysteme hinaus) überwacht werden könnten und alle Systeme eines Flugzeugs (vgl. hierzu Kapitel 6.3.3.2) in der Modellierung berücksichtigt werden würden. In begrenztem Umfang könnte sich der Nutzen bereits vergrößern, wenn in der dynamischen Instandhaltungsplanung (d. h. AIRMAP) neben der Nacht auch alle weiteren (längeren) Bodenzeiten eines Flugzeugs als Instandhaltungsmöglichkeiten zugelassen werden. Die tatsächlichen Potenziale und die Robustheit eines solchen Planungsansatzes wären in zukünftigen Analysen zu untersuchen. Zu berücksichtigen wären dabei u. a. die Auswirkungen von nicht technikbedingten Verspätungen auf Bodenzeiten, die dadurch erschwerte Planbarkeit der Instandhaltungskapazitäten und die operationellen Risiken aufgrund nicht pünktlich abgeschlossener Instandhaltungsarbeiten. Wesentlich größere Effizienzverbesserungen auf Flottenebene verspricht in der Theorie der Ansatz einer integrierten Optimierung der Instandhaltungs- und Flugumlaufplanung. Denkbar wäre eine direkte integrierte Planung, welche potenziell bessere Lösungen liefern kann als eine sequentielle Planung, jedoch aufgrund ihrer Problemlkomplexität schwierig zu beherrschen ist. Auch mit einem sequenziellen Vorgehen könnten zusätzliche Verbesserungen erreicht werden, in dem eine Neuplanung des Flugzeugumlaufs

ausgelöst wird, sobald die Behebung prognostizierter Ausfälle nicht mit dem bisher geplanten Flugbetrieb vereinbar wäre. Potenziell ließen sich so die vorgesehenen Pufferzeiten für kurzfristig auftretenden Instandhaltungsbedarf reduzieren und die Flugzeugnutzung auf Flottenebene steigern. Sowohl der erreichbare wirtschaftliche Vorteil als auch die Beherrschbarkeit eines in seiner Komplexität deutlich komplexeren Flugbetriebs sollten in zukünftigen Forschungsarbeiten untersucht werden.





# **A. Ergänzungen zum Stand der Technik**

## **A.1 Erweiterte Begriffsdefinitionen und -erläuterungen**

Ergänzend zu den Ausführungen in den Kapiteln 2.1.2 und 3.1 werden in diesem Abschnitt häufig verwendete Begriffe aus dem Gebiet der Instandhaltung und der Zustandsdiagnose und -prognose definiert und in knapper Form erläutert. In Tabelle A.1 sind die im Kontext der vorliegenden Arbeit relevanten Begriffsdefinitionen aus dem Gebiet der Instandhaltung zusammengefasst.

Tabelle A.1: Begriffsdefinitionen in der Instandhaltung

Instandhaltungsbegriff	Englische Bezeichnung	Definition	Quellen
Geplante Instandhaltung	<i>scheduled maintenance</i>	Geplante Instandhaltung bezeichnet eine nach einem festgelegten Zeitplan oder einer festgelegten Zahl an Nutzungseinheiten durchgeführte Instandhaltung. In der Luftfahrt besteht geplante Instandhaltung vor allem aus präventiven Maßnahmen, welche das System in dem Zustand erhält, von dem bei der Entwicklung ausgegangen wurde. Die geplante Instandhaltung hat das Ziel, den Ausfall eines Systems zu verhindern. Beispiele für geplante Instandhaltung sind Inspektionen, Zustandsüberwachungen, Kalibrierung oder der Austausch von Teilen.	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010); Kinnison (2004); Hinsch (2010)</i>
Korrektive Instandhaltung	<i>corrective maintenance</i>	Korrektive Instandhaltung wird nach der Fehlererkennung ausgeführt, um eine Einheit wieder in einen Zustand zu bringen, in dem sie eine geforderte Funktion erfüllen kann.	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Ungeplante Instandhaltung	<i>unscheduled maintenance</i>	Ungeplante Instandhaltung sind die Instandhaltungstätigkeiten, die nicht nach einem Zeitplan durchgeführt werden. Da technische Abnutzungsprozesse nur bedingt vorhersagbar sind, ist die korrektive Instandhaltung meist Teil der ungeplanten Instandhaltung. Neben der Wiederherstellung des Sollzustandes sind auch die Feststellung und die Beurteilung des Ist-Zustandes im Falle eines Ausfalls oder einer eingeschränkten Funktionstüchtigkeit Teil der ungeplanten Instandhaltung. In der Luftfahrtinstandhaltung wird außerdem zwischen Routine- und Nicht-Routine-Instandhaltung unterschieden.	<i>Hinsch (2010)</i>
Routine-Instandhaltung	<i>routine maintenance</i>	Die Routine-Instandhaltung umfasst die Instandhaltungsmaßnahmen, die im Instandhaltungsprogramm (siehe Kapitel 2.2) vorgegeben werden und grundsätzlich durchgeführt werden. Routine-Instandhaltung ist immer auch geplante Instandhaltung, während geplante Instandhaltung nicht zwangsläufig Routine-Instandhaltung ist.	<i>Hinsch (2010)</i>

Instandhaltungsbegriff	Englische Bezeichnung	Definition	Quellen
Nicht-Routine-Instandhaltung	<i>nonroutine maintenance</i>	Nicht-Routine-Instandhaltung beinhaltet die Instandhaltungsmaßnahmen, die nicht im Instandhaltungsprogramm (siehe Kapitel 2.2) enthalten sind, sondern aufgrund von Funktionsstörungen während des Betriebes oder aufgrund der Entdeckung von Schäden während der Routine-Instandhaltung durchgeführt werden. Mit steigender Erfahrung bei der Instandhaltung eines Flugzeugtyps wird der Umfang der Nicht-Routine-Instandhaltung bis zu einem gewissen Maß vorhersehbar. Die Nicht-Routine-Instandhaltung wird dadurch eingeschränkt planbar und Instandhaltung werden.	<i>Hirsch (2010)</i>
Check	<i>check</i>	Als (Instandhaltungs-) Check wird ein „periodisch wiederkehrendes Instandhaltungsereignis“ bezeichnet. Dieses Ereignis setzt sich typischerweise aus einer Mehrzahl von Instandhaltungstätigkeiten zusammen.	<i>Hirsch (2010)</i>
Präventive Instandhaltung	<i>preventive maintenance</i>	„Instandhaltung, ausgeführt in festgelegten Abständen oder nach vorgeschriebenen Kriterien zur Verminderung der Ausfallwahrscheinlichkeit oder der Wahrscheinlichkeit einer eingeschränkten Funktionserfüllung einer Einheit.“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e. V. (2010)</i>
Vorausbestimmte Instandhaltung	<i>predetermined maintenance</i>	„Präventive Instandhaltung, durchgeführt in festgelegten Zeitabständen oder nach einer festgelegten Zahl an Nutzungseinheiten, jedoch ohne vorherige Zustandsermittlung.“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e. V. (2010)</i>
Zustandsorientierte Instandhaltung	<i>condition-based maintenance</i>	„präventive Instandhaltung, die einer Kombination aus Zustandsüberwachung und/oder Konformitätsprüfung und/oder Prüfverfahren, Analysen und die daraus resultierenden Instandhaltungsmaßnahmen beinhaltet“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e. V. (2010)</i>
Vorausschauende Instandhaltung	<i>predictive maintenance</i>	„zustandsorientierte Instandhaltung, die nach einer Vorhersage, abgeleitet von wiederholter Analyse oder bekannten Eigenschaften und Bestimmung von wichtigen Parametern, welche den Abbau der Einheit kennzeichnen, durchgeführt wird“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e. V. (2010)</i>
Instandhaltungsstrategie	<i>maintenance strategy</i>	Als Instandhaltungsstrategie wird die „Vorgehensweise des Managements zur Erreichung der Instandhaltungsziele“ bezeichnet.	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e. V. (2010)</i>

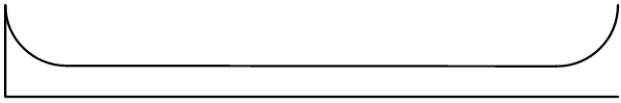
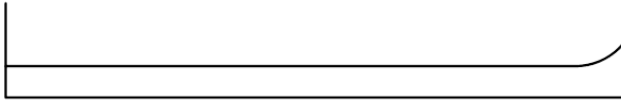
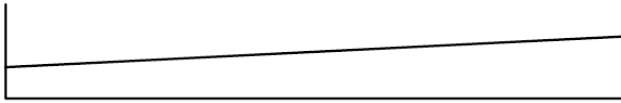
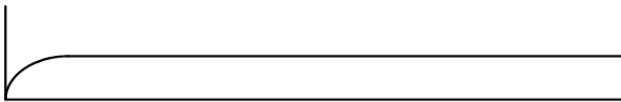

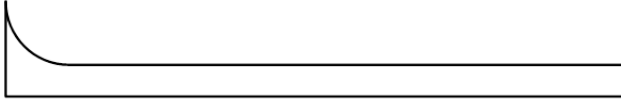
Instandhaltungs- begriff	Englische Bezeichnung	Definition	Quellen
Instandhaltungsplan	<i>maintenance plan</i>	„Strukturierte und dokumentierte Gesamtheit der Aufgaben, welche die Tätigkeiten, Verfahren, Hilfsmittel und Zeitplanung einschließen, die zur Durchführung der Instandhaltung notwendig sind.“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Instandhaltungszeitplan	<i>maintenance schedule</i>	„Im Voraus erstellter Plan, der festlegt, wann eine bestimmte Instandhaltungsaufgabe ausgeführt werden sollte“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Ausfall	<i>failure</i>	„Beendigung der Fähigkeit einer Einheit, eine geforderte Funktion zu erfüllen“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Ausfallmodus	<i>failure mode</i>	„Art und Weise, auf die die Unfähigkeit einer Einheit, eine geforderte Funktion zu erfüllen, eintritt“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Ausfallmechanismus	<i>failure mechanism</i>	„physikalische, chemische oder andere Vorgänge, die zu einem Ausfall führen oder geführt haben“	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010)</i>
Ausfallursache	<i>failure cause</i>	Spezifischer Prozess, Konstruktion und/oder Umweltbedingungen, die den Ausfall initiiert haben, dessen Beseitigung den Ausfall beheben wird.	<i>Chen (2012)</i>
Fehler	<i>Fault</i>	„Zustand einer Einheit, in dem sie unfähig ist, eine geforderte Funktion zu erfüllen; ausgenommen die Unfähigkeit während der präventiven Instandhaltung oder anderer geplanter Maßnahmen oder infolge des Fehlers externer Hilfsmittel“. Ein Fehler ist die Ursache für einen Ausfall.	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010); Johnson (2011)</i>
Instandhaltbarkeit	<i>maintainability</i>	„Fähigkeit einer Einheit, unter gegebenen Einsatzbedingungen in einem Zustand erhalten oder in ihn zurückversetzt werden zu können, in dem sie eine geforderte Funktion erfüllen kann, wenn die Instandhaltung unter gegebenen Bedingungen mit festgelegten Verfahren und Hilfsmitteln ausgeführt wird“. Quantitativ kann sie u. a. beschrieben werden mit der Mean Time To Repair (MTTR), Mittlere Stillstandszeit ( <i>mean down time</i> ) (MDT), (Instandhaltungs-) Mannstunden, Häufigkeit und Kosten.	<i>DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010); Dhallon (2006)</i>

Instandhaltungsbegriff	Englische Bezeichnung	Definition	Quellen
Perfekte oder imperfekte Reparatur	<i>perfect or imperfect repair</i>	<p>Häufig wird implizit angenommen, dass eine Komponente oder ein Bauteil durch eine Instandsetzung wieder in einen Neuzustand zurückversetzt wird und dementsprechend die gleiche Leistungsfähigkeit und Lebenserwartung aufweist wie eine neue Einheit. In diesem Fall wird auch von perfekter Reparatur gesprochen. In der Realität wird jedoch durch die Reparatur regelmäßig ein schlechterer Zustand als bei der entsprechenden neuen Einheit erreicht. Trifft dies zu, liegt eine imperfekte Reparatur vor. Insbesondere in der Luftfahrt sind aber auch zahlreiche Fälle bekannt, in denen durch ein geeignetes Reparaturverfahren regelmäßig ein besserer Zustand als beim Neuteil realisiert wird. Dies macht sich durch eine höhere Leistungsfähigkeit bzw. Effizienz und/oder eine längere Lebensdauer im Vergleich zum Neuteil bemerkbar.</p>	<i>Linsner (2005); Kijima et al. (1988)</i>

## A.2 Typische Ausfallmuster im Flugzeug

Die Tabelle A.2 zeigt die von *Nowlan und Heap* (1978) ermittelten typischen Ausfallmuster von Flugzeugbauteilen und ihre relativen Anteile.

Tabelle A.2: Typische Ausfallmuster nach *Nowlan und Heap* (1978)

Typ	Ausfallwahrscheinlichkeit über die Lebensdauer	Phasen
<b>A</b> (4%)		Frühausfälle – konstante oder leicht steigende Ausfallrate – Verschleißzone
<b>B</b> (2%)		Keine Frühausfälle – konstante oder leicht steigende Ausfallrate – Verschleißzone
<b>C</b> (5%)		Keine Frühausfälle – leicht steigende Ausfallrate – keine Verschleißzone
<b>D</b> (7%)		Zunehmende Fehlerrate zu Beginn – konstante oder leicht steigende Ausfallrate – keine Verschleißzone
<b>E</b> (14%)		Keine Frühausfälle – konstante Ausfallrate über die gesamte Lebensdauer – keine Verschleißzone
<b>F</b> (68%)		Frühausfälle – konstante Ausfallrate über die gesamte Lebenszeit – keine Verschleißzone

## A.3 Planungsgrundsätze der Instandhaltung

Die Tabelle A.3 zeigt die verschiedenen Instandhaltungsstrategien mit ihren jeweiligen Planungsgrundsätzen.

Tabelle A.3: Instandhaltungsstrategien und ihre Planungsgrundsätze (in Anlehnung an *DoD* (2008) und *Moubray* (1997))

<b>Instandhaltungsstrategien</b>				
<b>Strategie</b>	<b>Reaktiv Korrektiv</b>	<b>Präventiv</b>	<b>Proaktiv</b>	
<b>Kategorie</b>	Ausfallbedingte Instandhaltung	Geplante Instandhaltung	Zustandsorientierte Instandhaltung: <i>diagnostisch</i>	Zustandsorientierte Instandhaltung: <i>prognostisch</i>
<b>Geplanter Zeitpunkt</b>	Keine geplante Instandhaltung	Instandhaltung basierend auf einem festen Zeitplan für Inspektionen, Reparaturen und Überholungen	Instandhaltung basierend auf aktuellem Zustand	Instandhaltung basierend auf Vorhersage der verbleibenden Lebensdauer der Komponente
<b>Auslöser der Planung</b>	N/A	Nicht-tolerierte Ausfallfolgen und Möglichkeit zur Vermeidung der Ausfallfolgen durch eine geplante Überholung oder Austausch	Instandhaltung basierend auf Nachweis für die Notwendigkeit	Instandhaltungserfordernis wird prognostiziert als wahrscheinlich innerhalb Missionszeit
<b>Grundlage der Planung</b>	N/A	Basierend auf der nutzbaren Lebensdauer der Komponente, die während der Entwicklung vorhergesagt wurde ist und durch Erfahrung aktualisiert wird	Kontinuierliche Erfassung/Sammlung von Zustandsüberwachungsdaten	Vorhersage der verbleibenden Lebensdauer basierend auf tatsächlicher Beanspruchung
<b>Art der Vorhersage</b>	keine	keine	On- und Off-Aircraft, Fast-Echtzeit-Trendanalyse	On- und Off-Aircraft Echtzeit-Trendanalyse

## A.4 Instandhaltungs- und Zertifizierungsaspekte

### A.4.1 Betriebs- und Instandhaltungsdokumentation

Die Tabelle A.4 gibt einen Überblick über die typischen Betriebs- und Instandhaltungsdokumentationen eines Flugzeugs. Genauere Erläuterungen finden sich dazu z. B. bei *Hinsch* (2010).

Tabelle A.4: Typische Betriebs- und Instandhaltungsdokumentation (nach *Hinsch* (2010))

Name der Dokumentation und Abkürzung	Abkürzung
Flight Crew Operation Manual	FCOM
Master Minimum Equipment List	MMEL
Aircraft Maintenance Manual	AMM
Component Maintenance Manual	CMM
Engine Manual	EM
Illustrated Parts Catalogue	IPC
Trouble Shooting Manual	TSM
Standard Practices Manual	SPM
Cabin Interior Manual	CIM
Maintenance Planning Document	MPD
Flight Limitations	
ETOPS Manual	
Structure Repair Manual	SRM
Boeing Standard Overhaul Practice Manual (Airbus) Process and Material Specification	

### A.4.2 Effektivitäts- und Effizienzmetriken in der Instandhaltung

Für die Bewertung der Leistungsfähigkeit der Instandhaltung ist zwischen der Effektivität und der Effizienz der Instandhaltung zu unterscheiden. Die Effektivität beschreibt die Fähigkeit der Instandhaltung die einer Anlage zugeordneten Funktionen aufrechtzuerhalten. Die Bestimmung der Instandhaltungseffektivität umfasst damit auch immer eine Bewertung darüber, wie die jeweilige Anlage ihre intendierten Funktionen fortgesetzt erfüllt (*Moubray*, 1997, S. 292 f.).

Bezogen auf die Effektivität kann die Aufrechterhaltung der Funktion auf unterschiedliche Arten gemessen werden. Weiterhin bestehen seitens der Nutzer unterschiedliche Erwartungen in Bezug auf die Funktionserfüllung und individuelle Anlagen können mehrere verschiedene Funktionen haben (*Moubray*, 1997, S. 293). In der kommerziellen Luftfahrt drückt sich das u. a. in verschiedenen Möglichkeiten zur Messung der Verfügbarkeit und der Nutzungsrate eines Flugzeugs aus. Die unterschiedlichen Erwartungen der Nutzer äußern



sich in verschiedenen Geschäftsmodellen von Fluggesellschaften und den daraus resultierenden unterschiedlichen Betriebskonzepten mit individuellen Anforderungen an die operative Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit eines Flugzeugs.

### Flugzeug-Operabilität (*Aircraft Operability*)

Die *Aircraft Operability* ist ein aggregiertes Maß zur Beschreibung der Fähigkeit eines Flugzeugs, die betrieblichen Anforderungen in Bezug auf die Betriebszuverlässigkeit, operationelle Risiken (d. h. die Kombination eines ungeplanten Instandhaltungsereignisses und seiner Konsequenzen) sowie Kosten (d. h. Instandhaltungs- und Betriebskosten) zu erfüllen (Ahmadi, 2010; Dunsdon, 2006).

### Zuverlässigkeit (*Reliability*)

Die Zuverlässigkeit einer Einheit oder eines Systems ist die Wahrscheinlichkeit, dass diese(s) innerhalb der Toleranzen zu einem bestimmten zeitlichen Augenblick funktionsfähig sein wird (Nakagawa, 2005). Entscheidend ist hierbei die Wahrscheinlichkeit, denn die Lebensdauer eines Systems kann nie mit Sicherheit, sondern nur mit einer Wahrscheinlichkeit bestimmt werden. Kenntnisse über diese Wahrscheinlichkeit und deren Verteilung sind erforderlich, um ein geeignetes Wartungsprogramm für das betreffende System entwickeln zu können (Stephens, 2010). Der Begriff der Zuverlässigkeit ist von dem der Qualität abzugrenzen. Die Zuverlässigkeit bringt die Fähigkeit eines Produktes zum Ausdruck, seine Qualität im Zeitverlauf zu bewahren. Eine hohe Anfangsqualität ist i. d. R. von geringem Nutzen, wenn sie nur von kurzer Dauer ist. Ein Produkt kann daher nur von hoher Qualität sein, wenn es sich auch durch eine hohe Zuverlässigkeit auszeichnet. Im Umkehrschluss gilt dies nicht. Denn ein Produkt mit hoher Zuverlässigkeit kann auch zu Anfang der Nutzung bereits eine schlechte Qualität haben (Bentley, 1999). Wichtige Größen für die Bewertung von Zuverlässigkeiten und für die gesamte Instandhaltung sind die mittleren Ausfallabstandszeiten z. B. von Anlagen. Mit diesen Größen verknüpft sind die ebenso bedeutsame Anlagenverfügbarkeit und die Stillstandszeit. Da für die genannten Größen üblicherweise und insbesondere in der Luftfahrtindustrie Abkürzungen von englischsprachigen Begriffen verwendet werden, soll hier ebenso verfahren werden. Für eine Berechnung der Mean Time Between Failures (MTBF) müssen die Ausfallzeiten der beobachteten Einheiten sowie die Reparaturzeiten herangezogen werden. Geht man von  $n$  Einheiten eines reparierbaren Produktes aus, muss die Stillstandszeit vom Ausfall der Anlage bis zur Wiederinbetriebnahme nach der Reparatur mit berücksichtigt werden. Von Interesse ist die mittlere Stillstandszeit  $MDT$ , die sich als die Summe der gesamten Stillstandszeiten der  $n$  Einheiten im Zeitintervall  $T$  ergibt, bezogen auf die Anzahl der Ausfälle im gleichen Zeitintervall (Bentley, 1999):

$$MDT = \frac{1}{n_F} \sum_{j=1}^{n_F} T_{Dj}$$

mit: (A.1)

$n_F$  : Anzahl der Ausfälle

$T_{Dj}$  : Stillstandszeit von Einheit  $j$

Dann lässt sich die *MTBF* wie folgt bestimmen:

$$MTBF = \frac{n \cdot T - n_F \cdot MDT}{n_F} \quad (\text{A.2})$$

Die mittlere Ausfallrate  $\bar{\lambda}$  entspricht wie bereits oben definiert dem Kehrwert der *MTBF* (*Bentley*, 1999):

$$\bar{\lambda} = \frac{n_F}{n \cdot T - n_F \cdot MDT} \quad (\text{A.3})$$

### Mean Time To Failure

Eine gelegentlich als gleichbedeutend verwendete Bezeichnung ist die *mean time to failure* (*MTTF*), also die mittlere Zeit bis zu einem Ausfall. Während die *MTBF* im Zusammenhang mit Komponenten und Systemen zu verwenden ist, deren Ausfall in der Regel temporär ist, d. h. dass sie instand gesetzt werden können (reparierbare Einheiten), dient die *MTTF* zur Beschreibung von Einheiten, die nicht repariert, sondern vollständig ersetzt werden. Die *MTTF* kann somit auch als die Lebenserwartung dieser Einheiten angesehen werden (*Stephens*, 2010). Die Berechnungsformel für die *MTTF* lässt sich entsprechend herleiten. Es soll angenommen werden, dass  $n$  Einheiten eines nicht reparierbaren Produkts in Betrieb genommen werden und die sich ereignenden Ausfallzeitpunkte innerhalb des Testintervalls aufgezeichnet werden. Unter der Annahme, dass im Intervall  $T$  alle  $n$  Einheiten ausfallen und dass der  $i$ -te Ausfall zum Zeitpunkt  $T_i$  auftritt, ist  $T_i$  die Betriebszeit für den  $i$ -ten Ausfall. Die Gesamtbetriebszeit aller  $n$  Einheiten bis zu ihrem Ausfall ergibt sich aus der Summe der Ausfallzeiten. Mit diesen Daten lässt sich dann die *MTTF* bestimmen (*Bentley*, 1999):

$$MTTF = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n T_i \quad (\text{A.4})$$

Die mittlere Ausfallrate ist wiederum der Reziprokwert der *MTTF*:

$$\bar{\lambda} = \frac{n}{\sum_{i=1}^n T_i} \quad (\text{A.5})$$

### Verfügbarkeit (*Availability*)

Die (Anlagen-) Verfügbarkeit  $A$  ist der Erwartungswert der Zeit, die die Anlage betriebsfähig ist. Die Verfügbarkeit ist kleiner als die *MTBF*, da bei Bestimmung der Verfügbarkeit die *MDT* als mittlere Stillstandszeit in der Folge eines Ausfalls berücksichtigt werden muss (*Stephens*, 2010). Die Verfügbarkeit wird als relative Größe angegeben und entspricht dem Quotienten aus der Gesamtbetriebszeit und dem Testintervall:

$$A = \frac{n_F \cdot MTBF}{n_F \cdot MTBF + n_F \cdot MDT} \quad (\text{A.6})$$

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MDT} \quad (\text{A.7})$$

### Mean Time Between (Unscheduled) Removal

Eine besonders in der Luftfahrt häufig verwendete Zuverlässigkeitsgröße ist die mittlere Zeitdauer zwischen zwei ungeplanten Ausbauten (*mean time between unscheduled removal*, MTBUR). Der Ausbau wird dabei durch eine Beanstandung, also eine Fehler- oder Störungsmeldung, ausgelöst. D. h. die *MTBUR* berücksichtigt nicht, ob tatsächlich ein Fehler vorliegt, sondern nur, ob eine Komponente (aufgrund eines Fehlerverdachts) ausgetauscht wurde (*Friend*, 1992; *Bauer*, 2002). Die *MTBR* (*mean time between removal*) bezeichnet die mittlere Einbauzeit und bezieht dabei auch die geplanten Ausbauten bzw. Wechsel im Rahmen einer präventiven Instandhaltung mit ein.

Neben diesen rein technischen und direkt auf die Instandhaltung bezogenen Metriken sind weitere Metriken von Relevanz, welche auch Auswirkungen auf den Flugzeugbetrieb beschreiben.

### Operational Interruption

Eine Betriebsunterbrechung in der Luftfahrt ist entweder eine Ground Interruption (GI) oder eine Air Interruption (AI). GIs sind alle Ereignisse, die zu einem verspäteten Abflug um mehr als 15 Minuten oder eine Flugabsage führen. AIs sind alle Ereignisse, die zu einer Flugumleitung (*flight diversion*) oder Umkehr (*in-flight turnback*) führen (*Pfeiffer*, 2010). Für die Bestimmung der Operational Interruption (OI) Rate werden nur solche OIs berücksichtigt, die durch eine bekannte oder vermutete Fehlfunktion verursacht wurden.

### Operational Reliability

Die Betriebs- oder Einsatzzuverlässigkeit (Operational Reliability (OR)) bezeichnet die Wahrscheinlichkeit, mit der ein Flug nicht von einer OI betroffen ist. Sie wird im Betrieb gemessen durch den Prozentsatz der geplanten Flüge, welche abfliegen und ankommen, ohne dass eine OI auftritt (vgl. Formel A.8).

$$OR = 1 - OI \quad (A.8)$$

### Abfertigungszuverlässigkeit (*Dispatch Reliability*)

Die Abfertigungszuverlässigkeit (*dispatch reliability*) (DR) ist ein Maß für die technische Zuverlässigkeit des Flugzeugs. Sie ist definiert als Wahrscheinlichkeit, mit der das Flugzeug ohne GI startet. Als GI gelten hier:

- Startverzögerung > 15 Minuten durch technisches Problem
- Startabbruch
- Bereitstellen eines Ersatzflugzeuges
- Annullierung des Fluges

Berechnen lässt sich die DR mit folgender Formel:

$$DR = \frac{100 - ND_{15} - NC}{100} \cdot 100 \% \quad (\text{A.9})$$

( $ND_{15}$  = Anteil Delays länger als 15 min.;  $NC$  = Anteil Cancellations)

Die DR hängt neben der technischen Zuverlässigkeit der installierten Komponenten vom Redundanzgrad der Funktionen ab. So ist in der Mindestausrüstungsliste (vgl. Kapitel 2.2.1) festgelegt, mit welchen ausgefallenen Komponenten das Flugzeug für eine zeitlich begrenzte Periode weiterbetrieben werden darf.

## Utilization

Die *Utilization* beschreibt die Produktivität eines Flugzeugs, gemessen in Flug- bzw. Blockstunden und/oder Flugzyklen innerhalb eines definierten Zeitraumes (z. B. pro Tag oder pro Jahr). Die *Utilization* ist eine der wichtigsten Einflussgrößen in der Lebenszykluskostenrechnung. Neben den direkten missionsabhängigen Betriebskosten werden auch die flugunabhängigen Fixkosten auf die geleisteten Flugstunden oder -zyklen umgelegt. Dadurch hat die *Utilization* einen großen Einfluss auf die Stückkosten des Flugbetriebs (*cost per available seat kilometer*). Das Verhältnis aus Flugstunden und Flugzyklen hat Einfluss auf die Häufigkeit von präventiven Instandhaltungsereignissen<sup>1</sup> und damit auch auf die Höhe der Instandhaltungskosten. Im kommerziellen Flugzeugbetrieb bestimmt die *Utilization* wesentlich das Erlöspotenzial<sup>2</sup> durch den Flugbetrieb.

### A.4.3 Genehmigungsumfänge in der Instandhaltung

Ein Instandhaltungsbetrieb darf nur Maßnahmen innerhalb des behördlich zugelassenen Genehmigungsumfanges durchführen. Dazu kann zwischen den in Tabelle A.5 aufgelisteten Instandhaltungsumfängen<sup>3</sup> unterschieden werden. Darüber hinaus stellt *Part 145* Anforderungen u. a. an die Betriebsstätten, das (freigabeberechtigte) Personal und an Unterstützungspersonal, an Ausrüstung, Werkzeuge und Material, an Abnahme- und Planungsprozesse, an das Qualitäts- und Meldesystem und an die Aufzeichnung von Instandhaltungsarbeiten (*Hinsch*, 2010).

<sup>1</sup>Für viele präventive Instandhaltungsaufgaben bestehen flugstunden-, flugzyklen- und teilweise auch kalenderzeitbasierte Intervallgrenzen.

<sup>2</sup>Tatsächlich beschreiben die angebotenen Sitzkilometer (*available seat kilometers*) die Angebotskapazität einer Fluggesellschaft. Neben den angebotenen Sitzen pro Flugzeug und den geflogenen Routen wird sie durch die Frequenzen und damit die *Utilization* bestimmt.

<sup>3</sup>Tatsächlich untergliedern sich die A-, B- und C-Ratings weiter u. a. nach Art und Größe des Luftfahrzeugs, Art des Triebwerks und Flugzeugsystems.

Tabelle A.5: Genehmigungsumfänge für die Instandhaltung (nach *Hinsch* (2010))

Genehmigungsumfang		Beschreibung
A-Rating	<i>Aircraft-Rating</i>	Luftfahrzeug mit allen Bauteilen, solange sie sich im eingebauten Zustand befinden.
B-Rating	<i>Engine-Rating</i>	Instandhaltung von ausgebauten Triebwerken, sowie Hilfstriebwerken (Auxiliary Power Unit (APU)) und zugehörigen Bauteilen.
C-Rating	<i>Component-Rating</i>	Instandhaltung von ausgebauten Luftfahrzeugbauteilen außer ganze Triebwerke und APUs.
D-Rating	<i>Non-Destructive Testing</i>	Nur erforderlich, wenn ein <i>Part 145</i> Betrieb Non-Destructive Testing (NDT)-Arbeiten ausführt, die nicht Bestandteil anderer Arbeiten vom genehmigten Umfang A, B oder C sind.

## A.5 Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanforderungen

Im Rahmen der Entwicklung muss die Erfüllung der Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanforderungen für die Flugzeugbauteile und -systeme nachgewiesen werden. Dazu kommen mehrere voneinander abhängende Prozesse zum Einsatz, die parallel zum Systementwicklungsprozess ablaufen (*Moir et al.*, 2013; *Hinsch*, 2010):

- Functional Hazard Assessment (FHA)
- Preliminary System Safety Assessment (PSSA)
- System Safety Assessment (SSA)
- Common Cause Analysis (CCA)

Die FHA untersucht die Flugzeug- und Systemfunktionen auf potenzielle Gefährdungen. Dazu identifiziert sie auf Flugzeug- und auf Systemebene mögliche Ausfallzustände und ermittelt deren Auswirkungen. Die Ausfälle werden nach den in Tabelle A.6 aufgelisteten Ausfallauswirkungen klassifiziert und die jeweils zu erfüllenden Sicherheitsziele zugeordnet. Die FHA identifiziert dazu die Klassifizierung des Ausfallzustands und das entsprechende Development Assurance Level (DAL). Darauf basierend können die Sicherheitsziele und die quantitativen Anforderungen bestimmt werden (*Moir et al.*, 2013, S. 210 ff.).

Tabelle A.6: Ausfallklassifizierung und Sicherheitsvorgaben (*Moir et al.*, 2013)

Klassifizierung der Ausfallzustände	Development Assurance Level	Sicherheitsziele	Quantitative Anforderung der Sicherheitsziele (Wahrscheinlichkeit pro Flugstunde)
<i>Catastrophic</i>	A	Erforderlich	$< 1 \cdot 10^{-9}$
<i>Hazardous</i>	B	Kann erforderlich sein	$< 1 \cdot 10^{-7}$
<i>Major</i>	C	Kann erforderlich sein	$< 1 \cdot 10^{-5}$
<i>Minor</i>	D	Nicht erforderlich	$< 1 \cdot 10^{-3}$
<i>No Safety Effect</i>	E	Nicht erforderlich	Keine

Einem als katastrophal (*catastrophic*) klassifizierten Ausfall ist entsprechend das Sicherheitslevel „A“ zuzuweisen. In diesem Fall müssen *Fail-Safe*-Merkmale (vgl. Kapitel A.5.1) im Systementwurf implementiert und durch geeignete Analysen nachgewiesen werden, dass die Ausfallwahrscheinlichkeit kleiner als  $1 \cdot 10^{-9}$  pro Flugstunde beträgt.

Basierend auf den in der FHA identifizierten Ausfallzuständen stellt die PSSA spezifische Sicherheitsanforderungen auf und unternimmt vorläufige Analysen, um festzustellen, ob die geplante Systemarchitektur die Sicherheitsziele erfüllen kann. Es kommen unterschiedliche Methoden wie Fehlerbaumanalysen und Markov-Diagramme zum Einsatz. Nach Finalisierung der Systemimplementierung und vor der Zertifizierung erfolgt mit der SSA die Verifizierung, dass das vorgeschlagene Design die zuvor spezifizierten Anforderungen tatsächlich erfüllt. Die CCA beginnt bereits parallel zur FHA und interagiert mit den nachfolgenden Prozessen der PSSA und SSA. Mit Hilfe der CCA sollen Ausfälle mit gemeinsamer Ursache oder gleicher Art in dem vorgeschlagenen Entwurf identifiziert und damit den Entwicklern eine Unterstützung zur Vermeidung solcher Ausfälle bereitgestellt werden (*Moir et al.*, 2013, S. 210 ff.).

### A.5.1 Konstruktionsprinzipien und Auslegungskriterien gegen Ermüdung

Im Entwurf und der Entwicklung eines Flugzeugs stehen heute unterschiedliche Konstruktionsprinzipien und Redundanzkonzepte zur Verfügung, um die geforderten Eintrittswahrscheinlichkeiten einzuhalten und eine dauerhafte Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit zu ermöglichen. Zur Weiterentwicklung der Konstruktionsphilosophien vom Konzept der unbegrenzten Lebensdauer (*Infinite-Life Design*) bis hin zur Schadenstoleranz (*Damage-Tolerant Design*) haben das Verständnis der Versagensmechanismen und der daraus entwickelten Modelle (vgl. Kapitel 2.1.1) entscheidend beigetragen (*Wiedemann*, 2007; *Fatemi*, 2011, S. 853). Die grundlegenden Auslegungskriterien gegen Ermüdung (*fatigue design criteria*) sind:

- *Infinite-Life Design* (Konstruktion für unbegrenzte Lebensdauer)
- *Safe-Life Design* (schwingbruchsichere Konstruktion)

- *Fail-Safe Design* (ausfallsichere Konstruktion)
- *Damage-Tolerant / Failure-Tolerant*<sup>4</sup> *Design* (schadens- bzw. ausfalltolerante Konstruktion)

Das älteste Kriterium ist das *Infinite-Life Design*. Es setzt Spannungen und Belastungen im elastischen Bereich und deutlich unterhalb der Ermüdungsgrenze voraus. Für Bauteile, die viele Millionen Zyklen standhalten müssen, kann dieses Konzept auch heute noch gut geeignet sein. Für viele Anwendungen ist dieses Prinzip aber aufgrund des überschüssigen Gewichts weder wirtschaftlich noch praktikabel (*Stephens et al.*, 2001). Eine schwingbruchsichere Konstruktion ist dafür ausgelegt, eine endliche Lebensdauer ohne Versagen mit extrem hoher Wahrscheinlichkeit zu überstehen. Wenn ein *Safe-Life Design* überhaupt zu realisieren ist, so erfordert es eine konstruktive Überdimensionierung mit hohen Sicherheitsfaktoren (*Wiedemann*, 2007, S. 852). Im Flugzeug wird dieses Prinzip z. B. für das Fahrwerk angewendet. Daher müssen die Fahrwerke nach einer vorab definierten Anzahl an Landungen ausgewechselt bzw. grundlegend überholt werden. Das *Fail-Safe Design* verlangt, dass das System nicht versagt, auch wenn ein Bauteil versagt. Diese Prinzip akzeptiert, dass Ermüdungsrisse auftreten können. Die Struktur wird so entworfen, dass Risse nicht zum Versagen der Struktur führen können, bevor sie entdeckt und repariert werden. Umgesetzt wird dieses Konstruktionsprinzip z. B. durch redundante Lastpfade, Riss-Stopper und periodische Inspektionen (*Stephens et al.*, 2001). Im Allgemeinen wird im Flugzeugbau ein ausfallsicherer Entwurf (*Fail-Safe Design*) aufgrund seiner Gewichtsvorteile gegenüber der schwingbruchsicheren Konstruktion vorgezogen. Das *Damage-Tolerant Design* stellt eine Verfeinerung des *Fail-Safe* Ansatzes dar. Aufbauend auf den Erkenntnissen der Bruchmechanik wird für eine schadenstolerante Konstruktion geprüft, ob vorhandene Risse sich schnell genug ausbreiten können, um ein Versagen der Struktur vor der Entdeckung durch eine periodische Inspektion zu verursachen. Für ein *Damage-Tolerant Design* müssen die Restfestigkeiten und das Rissausbreitungsverhalten bekannt sein. Weiterhin muss der Einsatz von geeigneten Methoden zur Risserkennung (z. B. Methoden für eine zerstörungsfreie Prüfung) gegeben sein (*Fatemi*, 2011).

Die Bauvorschriften für Verkehrsflugzeuge (CS-25.571) schreiben in Bezug auf eine *Damage Tolerance* Konstruktion vor, dass im Falle von schwerwiegender Ermüdung, Korrosion oder von Unfallschäden, die im Betriebslebenszyklus eines Flugzeugs auftreten können, die verbleibende Struktur angemessenen Lasten ohne Versagen oder übermäßiger struktureller Verformung standhält, bis der Schaden entdeckt und repariert ist.

Für sicherheitskritische Funktionen wie z. B. die Flugsteuerung lässt sich die geforderte Zuverlässigkeit in der Regel nicht durch eine einfache Auslegung des Systems erreichen. Daher kommen in diesen Fällen (mehrfach) redundante Systeme zum Einsatz (*Moir et al.*, 2013).

---

<sup>4</sup>Es wird häufig auch der Bezeichnung „fault-tolerant“ verwendet, der korrektere Bezeichnung ist jedoch „failure-tolerant“. Denn es ist das aus dem Ausfall resultierende Verhalten der Funktion, welches das System fähig sein muss zu tolerieren, weniger den Fehler selbst (*Siewiorek und Narasimhan*, 2011, S. 467).

Durch die Wahl des Konstruktionsprinzips, des gewählten Redundanzgrads, der daraus resultierenden Zuverlässigkeit des Systems und der potenziellen Folgen eines Ausfalls der Funktion (d. h. der Kritikalität für die Flugbetrieb) ergeben sich die Anforderungen an das Instandhaltungskonzept für dieses System. Das gewählte Konstruktionsprinzip hat also nicht nur großen Einfluss auf Gewicht und Lebensdauer der jeweiligen Bauteile, sondern auch auf Art und Häufigkeit der durchzuführenden Instandhaltungsmaßnahmen.

### A.5.2 Verkehrszulassung

Für die Verkehrszulassung eines Luftfahrzeugs sind (in Deutschland) die folgenden Unterlagen erforderlich (Lüth, 2009, S. 126):

- Eintragungsschein (*Certificate of Registration*)
- Lufttüchtigkeitszeugnis (*Certificate of Airworthiness*)
- Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit (*Airworthiness Review Certificate*)
- Lärmschutzzeugnis (*Noise Certificate*)
- Luftverkehrsbetreiberzeugnis (*Air Operators Certificate*)
- Frequenzzuteilung zum Betrieb einer Luftfunkstelle (*Aircraft Radio License*)
- Versicherungsschein (*Third Party Insurance Certificate*)

### A.5.3 Ausfallklassen und -konsequenzen

Als Teil der initialen Entwicklungsphase eines Flugzeugs werden alle potenziellen Ausfälle identifiziert, klassifiziert und hinsichtlich ihrer Betriebs- und Instandhaltungsfolgen sowie ihrer Auswirkungen auf die Sicherheit analysiert. Unter „Class 1“-Ausfällen fasst AIRBUS solche zusammen, die operationelle Folgen aufweisen und die Abfertigung des Flugzeugs verhindern können. Ihr Auftreten wird der Flugzeugbesatzung automatisch angezeigt. Ausfälle der „Klasse 1“ sind entweder in der Master Minimum Equipment List (MMEL) aufgelistet oder „NO-GO“. Dagegen weisen „Class 2“-Ausfälle keine operationellen Folgen auf. Sie werden der Cockpitbesatzung als Instandhaltungsmeldung angezeigt, während sich das Flugzeug am Boden befindet und die Triebwerke abgeschaltet sind. Alle „Class 2“-Ausfälle (im Falle der AIRBUS A320-Familie) sind in der MMEL adressiert. Ausfälle der „Class 3“ haben keine operationellen Konsequenzen und sind nicht in der MMEL aufgelistet. Ebenso werden sie der Besatzung nicht angezeigt (Airbus, 2005). Eine Zusammenfassung der Ausfallklassen und ihrer Konsequenzen zeigt die Tabelle A.7.



Tabelle A.7: Ausfallklassen und -konsequenzen (*Airbus*, 2005, S. 47)

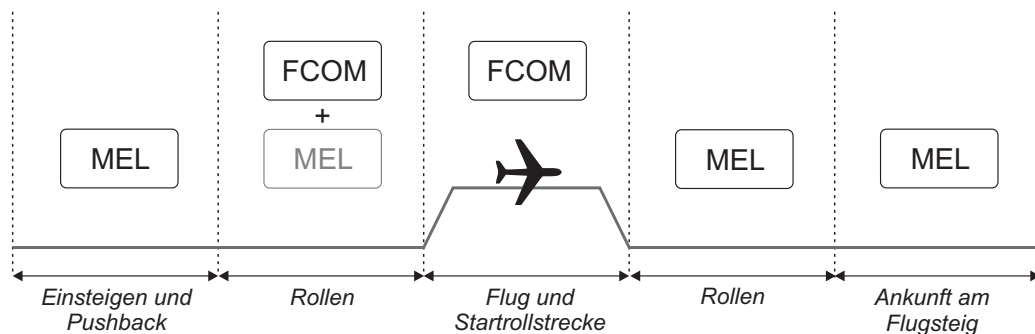
Failure/Fault Classes	Class I	Class II	Class III
<b>Operational Consequences</b>	YES	NO	NO
<b>Indication to the Flight Crew</b>	YES	YES	NO
	Automatically displayed with a direct cockpit effect	Available on ECAM STATUS page	
<b>Dispatch Consequences</b>	<b>YES</b> Refer to the MMEL	<b>NO</b>	<b>NO</b>
	May be: <b>"GO"</b> <b>"GO IF"</b> <b>"NO GO"</b>	<b>"GO"without condition</b> Repair must be made: - within timescale (600 Flight Hours) defined in TSM introduction for the A330/A340 - Within 10 days for the A320 Exceptions for A320: - BLUE RSVR - AIR BLEED	<b>MMEL not applicable</b>  No fix time quoted for corrections: Handling left at Operator convenience
<b>Indication to the Maintenance Team</b>	Printout automatically at the end of the flight: - CFDS (A320) - CMS (A330/A340)  Post-flight Report		Consultation on request via the CFDS/CMS Class III report

Um jederzeit das vorgeschriebene Sicherheitsniveau zu gewährleisten, gibt die MMEL jeweils zeitliche Begrenzungen für den Betrieb des Flugzeugs mit funktionsunfähigen Einheiten vor (siehe Tabelle A.8).

Tabelle A.8: Rektifikationsintervalle (*Airbus*, 2005, S. 48)

Rektifikationsintervalle	A	B	C	D
Aufeinanderfolgende Tage (ohne den Tag der Entdeckung)	Kein Standardrektifikationsintervall (siehe Abfertigungsbedingungen)	3	10	120

Da die MMEL die Einhaltung geforderter Sicherheitsniveaus bei der Flugzeugabfertigung überprüft, wird sie nur am Boden eingesetzt (siehe Abb. A.1). Für Ausfälle/Fehler im Flug muss das Flight Crew Operating Manual (FCOM) konsultiert werden. Bevor die Prüfung anhand der MMEL vorgenommen werden kann, muss die ausgefallene Einheit identifiziert und der Ausfall bestätigt sein. Dies kann ggf. zunächst ein *Troubleshooting*<sup>5</sup> notwendig machen, um die korrekte MMEL-Einheit zu identifizieren und/oder festzustellen, ob eine Fehlermeldung richtig oder falsch ist (*Airbus*, 2005, S. 148 ff.).

Abbildung A.1: Geltungsbereiche von MEL und FCOM (nach *Airbus* (2005))

#### A.5.4 MSG-3 Logikdiagramme

Das Prinzip der Maintenance Steering Group (MSG)-3 Logik (siehe Abb. A.2) besteht darin, alle im Flugzeug auftretenden Ausfälle zu betrachten und die Ausfälle anhand der Kategorien

- versteckt / nicht versteckt,
- Einfluss auf die Sicherheit / kein Einfluss auf die Sicherheit,
- Einfluss auf die Betriebsfähigkeit / kein Einfluss auf die Betriebsfähigkeit

<sup>5</sup>Als *Troubleshooting* wird der systematische Prozess der Lokalisation und Identifikation eines Fehlers typischerweise durch das *Line Maintenance*-Personal bezeichnet. Das systematische Vorgehen ist im *Troubleshooting*-Handbuch beschrieben.

zu klassifizieren (Kinnison, 2004).

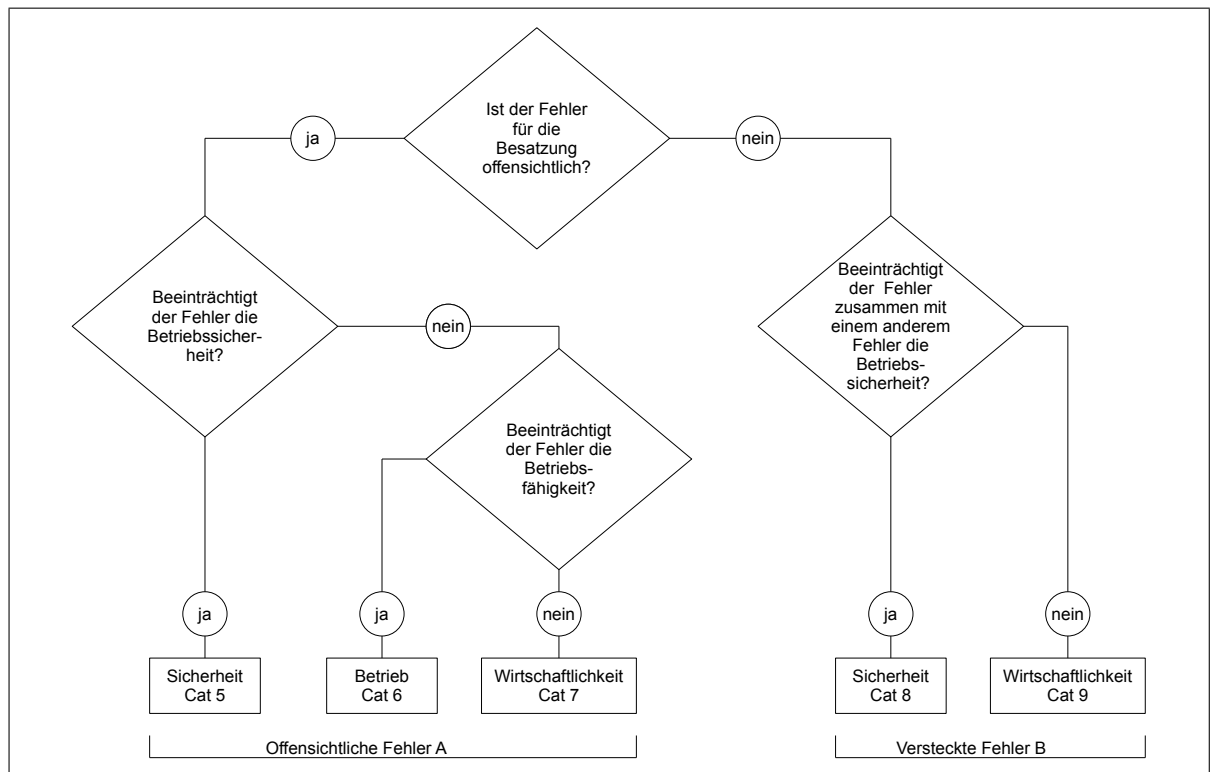


Abbildung A.2: MSG-3 Logik Level 1 Analyse – Ausfallkategorien (nach Kinnison (2004))

Für jeden Ausfall wird dann nach geprüft, welche der in der MSG-3 Logik definierten Instandhaltungstätigkeiten

- Schmierien (*lubrication*),
- Pflege/Wartung (*servicing*),
- Überprüfung (*inspection*),
- Funktionstest (*functional check*),
- Test der Betriebsfähigkeit (*operational check*),
- Sichtprüfung (*visual check*),
- Erneuerung/Instandsetzung (*restoration*),
- Aussondern (*discard*)

oder Kombinationen dieser Tätigkeiten angewendet werden können, um die Wahrscheinlichkeit des Eintritts des jeweiligen Ausfalls auf ein akzeptables Niveau zu reduzieren (siehe Abb. A.3 und A.4). Falls sich keine wirksame Instandhaltungstätigkeit bzw. Kombination von Instandhaltungstätigkeiten finden lässt, wird je nach Klassifikation des Ausfalls eine

Überarbeitung des System unbedingt notwendig oder zumindest wünschenswert (*Kinnison*, 2004).

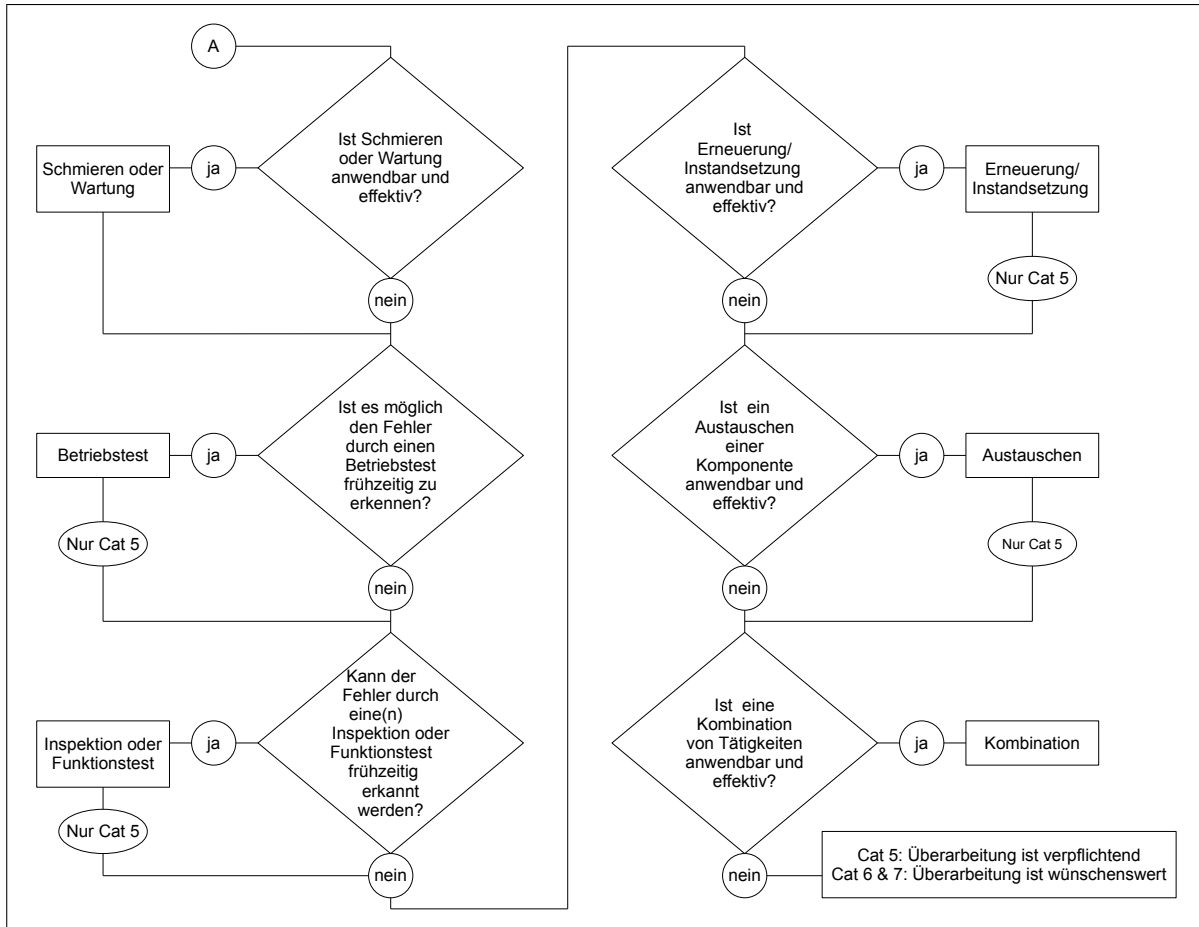


Abbildung A.3: MSG-3 Logik Level 2 Analyse – offensichtliche Ausfälle (nach *Kinnison* (2004))

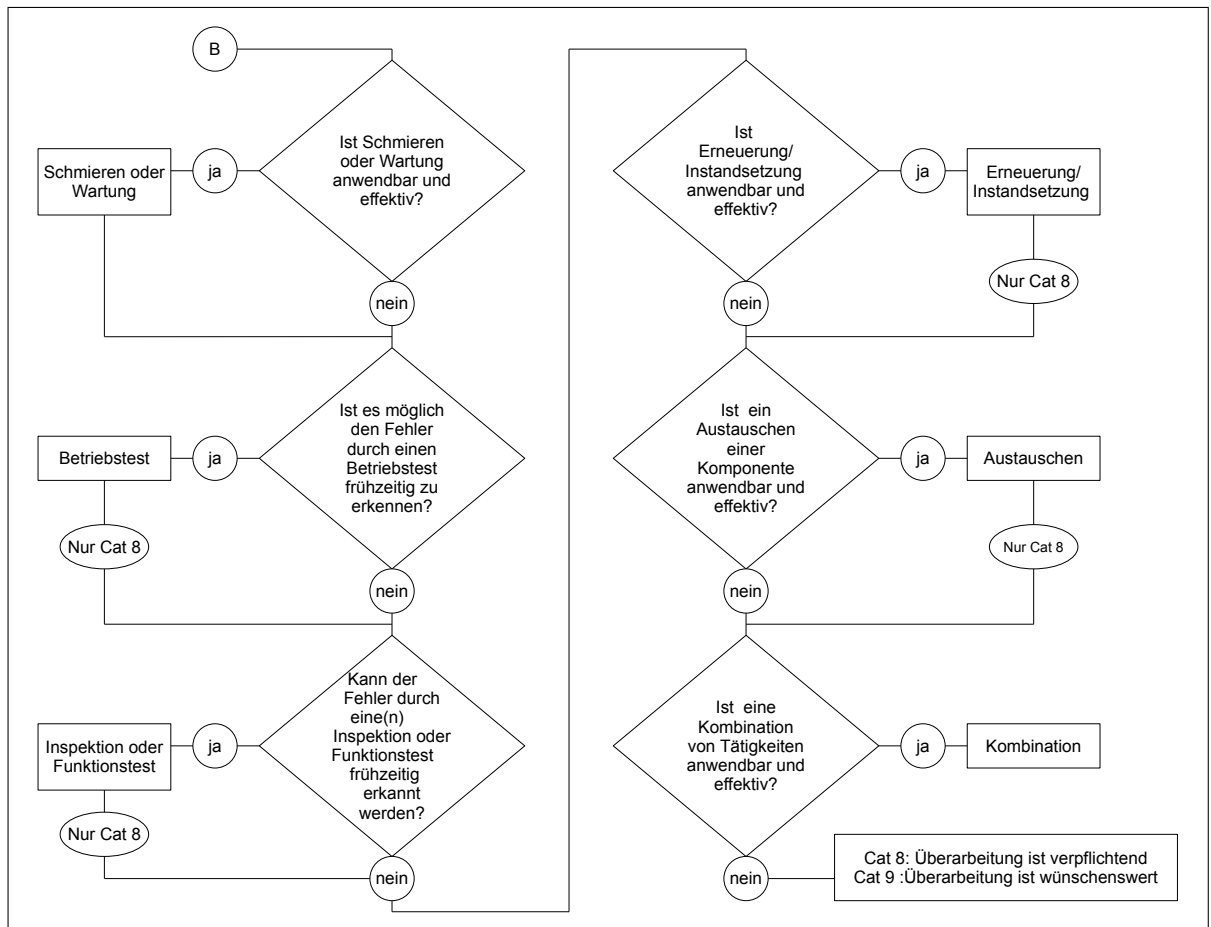


Abbildung A.4: MSG-3 Logik Level 2 Analyse – versteckte Ausfälle (nach Kinnison (2004))

## A.6 Zustandsmanagementsysteme

### Zustandsmanagementsysteme in heutigen Verkehrsflugzeugen

Tabelle A.9: Entwicklung von Zustandsmanagementsystemen in der kommerziellen Luftfahrt (angelehnt an *Scandura et al.* (2011), *Avionics Magazine* (2006) u. *Moir et al.* (2013))

Entwicklungsstufe	Einführung	Charakteristika	Flugzeuge
Erste Generation	1960er	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mechanische und analoge Systeme</li> <li>• <i>Push-to-Test</i>-Systeme</li> </ul>	727, DC-9/MD-80, 737 Classic
Zweite Generation	1980er	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Digitale Systeme in Flugzeugen</li> <li>• <i>Built-In Test Equipment</i> (BITE)</li> <li>• Zentrale Test- und Abfragemöglichkeit für Systeme (MCDP/CFDS)</li> <li>• <i>Aircraft Condition Monitoring System</i> (ACMS)</li> </ul>	757/767, 737NG, MD-90, A320
Dritte Generation	Ende 1980er	<ul style="list-style-type: none"> <li>• <i>Central Maintenance Computer</i> (CMC)</li> <li>• Fehlerkonsolidierung u. Ursachenanalyse</li> <li>• CMC/CMS Datenübertragung im Flug (ACARS)</li> </ul>	747-400, MD-11, A330/A340
Vierte Generation	ab 1995	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Modulare Avionik</li> <li>• ARINC 629 Datenbus</li> <li>• Modellbasierte Fehlerkonsolidierung u. Ursachenanalyse</li> <li>• Erweiterte <i>Aircraft Condition Monitoring Function</i> (ACMF)</li> <li>• Tragbare <i>Maintenance Displays</i></li> </ul>	777
Stand der Technik	2000er	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Integration mit bodenbasierten Softwaresystemen (AIRMAN, AHM)</li> <li>• (Breitband-) Datenverbindung im Flug und am Boden</li> <li>• Trennung kritischer von nicht-kritischen Systemen</li> <li>• CMC auf COTS Betriebssystem</li> <li>• LAN/WLAN-Verbindungen (Boden)</li> <li>• Zugriff auf MS per Webbrowser</li> <li>• Bodenbasierte Softwaresysteme m. Echtzeitdiagnose (AIRMAN, AHM)</li> </ul>	A380, 787, A350
Nächste Generation	ab 2030 (Schätzung)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Ende-zu-Ende IVHM-System</li> <li>• Modellbasierte Prognose</li> <li>• Unterstützung von CBM/PdM</li> <li>• Zentraler Datenlink mit hoher Übertragungsrage für gesamte Kommunikation Flugzeug - Bodenstation</li> </ul>	voraussichtl.: Nachfolger von A320 u. 737

## Zertifizierungsbasis für IVHM

Tabelle A.10: Zertifizierungsbasis für IVHM (nach *Buderath und Adhikari (2012)*, mit Ergänzungen)

Zertifizierungsaspekt	Standard / Leitfaden	Kommentare
Ausrüstung, Systeme u. Installation (on-board)	CS 25.1309 / FAR 25.1309	Basisvorschriften für Systeme und Ausrüstung, die in ein Flugzeug installiert werden (für große Flugzeuge, d. h. MTOW > 5,7 t).
Software-Entwicklung (on-board)	RTCA DO-178C	Software-Sicherheitsanforderungsstufen variieren von Level A bis E abhängig von der Kritikalität.
Software-Entwicklung (bodenbasiert)	RTCA DO-278A	Software-Sicherheitsanforderungsstufen variieren von AL1 bis AL6 abhängig von der Kritikalität.
Hardware-Entwicklung	RTCA DO-254	Sicherheitsanforderungsstufen variieren von A bis E abhängig von der Kritikalität.
Sicherheitsbetrachtungen	ARP 4754 / 4761, MIL-STD-1629A	MIL-STD-1629A für FMECA.
Umwelt	DO-160	Standard AMC.
Datenintegrität	DO-200A	Anwendbar für das Datenmanagementsystem.
BIT/BITE Funktion	MIL-STD-1591, MIL-STD-2165	MIL-STD-2165 für Testbarkeit.
Integrierte Diagnose	ARINC 604, 624-1	ARINC 604: Entwicklung und Nutzung von BITE, ARINC 624-1: Entwicklungsleitfaden für OMS.
V&V Leitfaden für IVHM	AC-29-2C MG-15, SAE ARP 5783	AC-29-2C MG-15: FAA „Advisory Circular“ für Health and Usage Monitoring System (HUMS). SAE ARP 5783: Hauptmetriken für die Bewertung von Diagnosealgorithmen.
Gesamtleitfaden für IVHM	ADS-79 B od. C (US Army), SAE ARP 5987	SAE ARP 5987: Richtlinien für Software-Sicherheitsanforderungsstufen von Triebwerkszustandsmanagementsystemen.
Schnittstelle über die Ebenen	OSA-CBM, OSA-EAI	OSA-CBM ist eine Implementierung von ISO-13374 Funktionsspezifikation.

## Nachweisverfahren im Zertifizierungsprogramm

Tabelle A.11: Nachweisverfahren in einem Zertifizierungsprogramm (nach Anhang zu AMC 21.A.20(b) (EASA, 2018, S. 67))

Art des Nachweises ( <i>type of compliance</i> )		Nachweisverfahren ( <i>means of compliance</i> )	Nachweisdokumente
<i>Engineering Evaluation</i>	MC0	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Übereinstimmungs- erklärung</li> <li>• Referenz zu Musterbauart- unterlagen</li> <li>• Wahl der Methoden, Fakto- ren, ...</li> <li>• Definitionen</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Musterbauartunterlagen</li> <li>• Aufgezeichnete Erklärun- gen</li> </ul>
	MC1	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Entwurfsprüfung</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Beschreibungen</li> <li>• Zeichnungen</li> </ul>
	MC2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Berechnung / Analyse</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Begründung der Einhal- tung der Bauvorschriften</li> </ul>
	MC3	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Safety Assessment</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sicherheitsanalysen</li> </ul>
<i>Tests</i>	MC4	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Labortests</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Testprogramme</li> <li>• Testberichte</li> <li>• Testinterpretationen</li> </ul>
	MC5	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bodentests an zugehörigem Produkt</li> </ul>	
	MC6	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Flugerprobungen</li> </ul>	
	MC8	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Simulation</li> </ul>	
<i>Inspection</i>	MC7	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Baumusterprüfung / Audit</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Prüf- oder Auditbericht</li> </ul>
<i>Equipment Qualification</i>	MC9	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Gerätequalifizierung</li> </ul>	Hinweis: Die Gerätequalifizie- rung ist ein Prozess, welcher alle vorangegangenen Nach- weisverfahren einschließen kann.



# B. Modellentwicklungen

## B.1 Durchführung von Parametervariationen

In Tabelle B.1 sind die Konfigurationsschritte für die Durchführung von Parametervariationen im Aircraft Technology and Operations Benchmark System (AIRTOBS) und die zugehörigen Funktionsnamen wiedergegeben. Für Parametervariationen im Maintenance Schedule Builder (MSB) ist zunächst der Parameterraum mit den einzelnen zu variierenden Parametern und den jeweiligen Faktorstufen festzulegen. Weiterhin sind in der Funktion *MSB\_input\_update\_ATA.m* einmalig für die ausgewählten Parameter die Wertzuweisungen vorzunehmen. In der Konfigurationsdatei für das MSB-Modul müssen zudem die Dateipfade für die Input- und Outputdateien eingetragen werden und die Anzahl der zu rechnenden Monte-Carlo-Simulationen (MCSs) festgelegt werden.

Tabelle B.1: Konfiguration von Parametervariationen im MSB-Modul

Kategorie	Festzulegende Parameter / Einstellungen	In Datei / Funktion
Parameterraum	Definition Parameter und Faktorstufen	<i>LT_msbDoe_lt.m</i>
Zu variierende Parameter	Festlegung der Inputparameter, die in Schleife variiert werden sollen	<i>MSB_input_update_ATA.m</i>
Monte-Carlo-Simulationen	Anzahl Simulationen ( <i>nMCS</i> )	<i>MSB_Input_doe_PHM_ATA.xml</i>
Dateipfad	Inputdateien und Outputpfade	<i>MSB_Input_doe_PHM_ATA.xml</i>

In ähnlicher Weise können die nötigen Einstellungen für eine Parametervariation im Life-Cycle Cost Benefit (LC2B)-Modul vorgenommen werden, wobei die Option für die Durchführung von MCSs hier entfällt (siehe Tabelle B.2). Nach Abschluss der LC2B-Rechnungen (mit oder ohne Parametervariation im LC2B-Modul) liegt für jede Rechnung eine separate Ergebnisdatei vor. Die Ergebnisse einer Faktorkombination im LC2B-Modul werden in einem gemeinsamen Ordner abgelegt. Der Ordnername entspricht der Nummer der jeweiligen Faktorkombination. Wenn keine Parametervariation im LC2B vorgenommen wird, existiert nur eine Faktorkombination und entsprechend lautet der Ordnername, in welchem sämtliche Ergebnisse abgelegt werden „1“.

Tabelle B.2: Konfiguration von Parametervariationen im LC2B-Modul

Kategorie	Festzulegende Parameter / Einstellungen	In Datei / Funktion
Parameterraum	Definition Parameter und Faktorstufen	<i>LCC_doe.m</i>
Zu variierende Parameter	Festlegung der Inputparameter, die in Schleife variiert werden sollen	<i>LCC_input_update.m</i>
Dateipfad	Inputdateien und Outputpfade	<i>LCC_main_in_A320_200_par_PHM_ATA.xml</i>

Zur Aggregation der Ergebnisse kann die Funktion *LCC\_wrapperAggr\_par\_ata.m* (im AIRTOBS-Ordner „Wrapper“) eingesetzt werden. In der Funktion werden jeweils für eine ausgewählte Analyse die interessierenden Ergebnisse der einzelnen Output-Dateien aggregiert, indem für einzelnen Faktorkombinationen des gesamten Parameterraums Mittelwerte über die Ergebnisse der MCSs gebildet werden und in einer gemeinsamen Datei abgespeichert werden. Neben dem Namen der Analyse müssen die zu aggregierenden Werte und die entsprechenden Dateipfade im Quelltext der Funktion festgelegt werden (siehe Tabelle B.3). Die Ergebnisdatei enthält neben den Mittelwerten auch die ausgewählten Einzelwerte aus den MCSs.

Tabelle B.3: Konfiguration des LC2B-Wrappers

Kategorie	Festzulegende Parameter / Einstellungen	In Datei / Funktion
Name der Analyse	Name des ATAs oder der Komponente, für die ein PHM-Einsatz untersucht wird. Beliebiger Name entsprechend Dateinamenskonventionen möglich.	<i>LCC_wrapperAggr_par_ata.m</i>
Ergebniswerte	Festlegung der zu aggregierenden Werte aus den LCCB-Ergebnisdateien	<i>LCC_wrapperAggr_par_ata.m</i>
Dateipfade	Inputdateien und Outputpfade	<i>LCC_wrapperAggr_par_ata.m</i>

## B.2 Flight Schedule Builder Modul

Um flexibel den unterschiedlichen Anforderungen möglicher Analysen mit AIRTOBS gerecht zu werden, bietet der Flight Schedule Builder (FSB) fünf verschiedene Methoden zur Erzeugung des Basisflugplans (*Schilling et al.*, 2011):

1. Vorgegebene Flugzeugnutzung im Lebenszyklus:

Die Nutzung des Flugzeugs über den Lebenszyklus wird den vorgegebenen Nutzungsdaten nachgebildet. Die Nachbildung erfolgt auf Basis eines eingelesenen Datensatzes, welcher eine reale oder angenommene die Nutzung des Flugzeugs im Verlauf des Betriebslebenszyklus beschreibt. Es wird ein Flugplan erzeugt, der die Aufteilung der im Nutzungsdatensatz hinterlegten Flugzyklen und Flugstunden über die vorgegebene Anzahl an Wochentagen für den gesamten Lebenszyklus vornimmt.

2. Vorgegebene Flugzyklen:

Ein Flugplan wird aus den fest vorgegebenen Flugzyklen pro Woche und Flugroute erstellt.

3. Maximale Ausnutzung (mit Runden):

Die für den Flugbetrieb zur Verfügung stehende Zeit wird maximal ausgenutzt. Dabei erfolgt eine mathematische Rundung auf ganze Flugzyklen.

4. Maximale Ausnutzung (mit Abrunden):

Die für den Flugbetrieb zur Verfügung stehende Zeit wird maximal ausgenutzt. Dabei erfolgt stets eine Abrundung auf ganze Flugzyklen.

5. Maximale Ausnutzung (ohne Runden):

Die für den Flugbetrieb zur Verfügung stehende Zeit wird maximal ausgenutzt. Dabei erfolgt keine Rundung der resultierenden Flugzyklen.

## B.3 Maintenance Schedule Builder Modul

### Modellierung der Flugplananpassung

Da die Simulation tage- bzw. wochenweise abläuft, unterscheidet das MSB-Modul während der Planung eines Instandhaltungsereignisses zwischen vier möglichen Fällen:

1. Erforderliche Bodenzeit ist kürzer als die Dauer der freien Bodenzeit:

Die geplante Instandhaltung kann innerhalb der freien Bodenzeit absolviert werden. Es ist keine Anpassung der geplanten Flugmissionen erforderlich.

2. Erforderliche Bodenzeit ist länger als die freie Bodenzeit aber kürzer als 24 Stunden:

Die über die freie Bodenzeit hinausgehende MTTR wird entsprechend dem Verhältnis der je Route geplanten Flugstunden den einzelnen Routen als zu streichende Zeit zugeordnet. Aus dem Verhältnis von zu streichender Zeit (je Route) zur pro Flugzyklus zur Verfügung stehender Zeit (je Route) bestimmt sich die Anzahl zu streichender Flugzyklen (je Route). Die bisherige Flugzeugnutzung wird dann am Tag des Instandhaltungsereignisses um die gerade berechnete Anzahl zu streichender Flugzyklen reduziert.

3. Erforderliche Bodenzeit ist länger als 24 Stunden aber kürzer als die verbleibende Zeit in der aktuellen Woche:

Zunächst wird die geplante Flugzeugnutzung an den Tagen, die vollständig durch die MTTR belegt werden, auf Null reduziert. Die verbleibende Bodenzeit wird nach dem gleichen Verfahren wie in Fall 2 auf die einzelnen Routen verteilt und die Flugzeugnutzung am letzten Tag um die entsprechende Anzahl an Flugzyklen je Route reduziert.

4. Die Bodenzeit ist länger als die verbleibende Zeit in der aktuellen Woche:

Im Falle einer erforderlichen Bodenzeit, die über die aktuelle Woche hinausgeht, wird die Flugzeugnutzung zunächst für alle Routen der verbleibenden Tage der aktuellen Woche auf Null reduziert. Wenn die verbleibende Bodenzeit länger als eine gesamte Woche dauert, wird die Flugzeugnutzung in der entsprechenden Anzahl der folgenden Wochen ebenfalls auf Null reduziert. Mit dann verbleibender Bodenzeit (kürzer als eine ganze Woche), von der Länge einzelner Tage bzw. Stunden wird dem Fall 3 entsprechend verfahren.

### Wahrscheinlichkeit einer Betriebsunterbrechung

Die Modellierung von Betriebsunterbrechungen folgt der Annahme, dass eine Flugverspätung vorliegt, wenn die benötigte Reparaturzeit die Turn-around Time (TAT) als zur Verfügung stehende Zeit überschreitet. Nach *Poole* (2015) berechnet sich die Wahrscheinlichkeit  $P_V$  für eine Flugverspätung unter der Annahme, dass die nach Ausfall einer Komponente mit MMEL-Status „NO-GO“ benötigte Reparaturzeit MTTR um den Erwartungswert  $\bar{T}_{MTTR}$  normalverteilt ist mit der Streuung  $\sigma = \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3}$ , zu

$$P_V = n_K \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2} \left( \frac{t - \bar{T}_{MTTR}}{\sigma} \right)^2} dt \right) \quad (\text{B.1})$$

mit

- $P_V$  : Wahrscheinlichkeit einer Verspätung
- $n_K$  : Häufigkeit der Komponente im Flugzeug bzw. System
- $\bar{T}_F$  : Durchschnittliche Flugdauer
- $T_{MTBUR}$  : MTBUR der betrachteten Komponente
- $T_{TAT}$  : Maximal zulässige Reparaturzeit während eines Flugzeug-Turnaround

Für Komponenten mit dem MMEL-Status „GO-IF“ oder „GO“ berechnen sich die Wahrscheinlichkeiten für eine Flugverspätung gemäß der Formeln B.2 bis B.4.

Für eine Einheit mit MMEL „GO-IF“ und der Anzahl benötigter Einheiten  $n_{req} = 0$  gilt:

$$P_V = r_{CGD} \cdot n_K \cdot \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MMEL}, \left( \frac{\bar{T}_{MMEL}}{3} \right)^2 \right) dt \right)$$

$$+ (1 - r_{CGD}) \cdot n_K \cdot \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MTTR}, \left( \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3} \right)^2 \right) dt \right) \quad (\text{B.2})$$

mit

$\bar{T}_{MMEL}$  : Erwartungswert für Zeitdauer der MMEL-Überprüfung/Checkliste

$N(\mu, \sigma^2)$  : Normalverteilung um den Erwartungswert  $\mu$  mit der Varianz  $\sigma^2$

$r_{CGD}$  : Rate der Kapitänsentscheidung „GO“

$T_{Exp}$  : Ablaufzeit des Rektifikationsintervalls gemäß MMEL

Für eine Einheit mit MMEL „GO-IF“ und  $n_{req} < n_K$  gilt:

$$\begin{aligned} P_V = & r_{CGD} \frac{\bar{T}_F}{\frac{T_{MTBUR}}{n_K} + T_{Exp}} \left( n_K^{n_K - 1} - n_{req} \right) \left( \frac{T_{Exp}}{T_{MTBUR}} \right)^{(n_K - n_{req})} \\ & \cdot \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MTTR}, \left( \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3} \right)^2 \right) dt \right) \\ & + r_{CDG} \cdot n_K \cdot \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MMEL}, \left( \frac{\bar{T}_{MMEL}}{3} \right)^2 \right) dt \right) \\ & + (1 - r_{CGD}) \cdot n_K \cdot \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MTTR}, \left( \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3} \right)^2 \right) dt \right) \quad (\text{B.3}) \end{aligned}$$

Für eine Einheit mit MMEL „GO“ gilt:

$$P_V = (1 - r_{CGD}) \cdot n_K \cdot \frac{\bar{T}_F}{T_{MTBUR}} \left( 1 - \int_0^{T_{TAT}} N \left( \bar{T}_{MTTR}, \left( \frac{\bar{T}_{MTTR}}{3} \right)^2 \right) dt \right) \quad (\text{B.4})$$

## B.4 Lifecycle Cost Benefit Modul

### Abschätzung der Missionskraftstoffmasse nach Breguet

Die Missionskraftstoffmasse lässt sich mithilfe der Formeln B.5 und B.6 abschätzen:

$$W_{Kraftstoff} = W_{takeoff} \cdot (1 - e^\xi) \quad (\text{B.5})$$

$$\text{mit} \quad \xi = -\frac{R \cdot b_s \cdot g}{E \cdot V_c} \quad (\text{B.6})$$

Eine Steigerung der Missionslänge  $R$ , des zeitspezifischen Kraftstoffverbrauchs  $b_s$  oder des Abfluggewichts  $W_{takeoff}$  erhöht die benötigte Kraftstoffmenge. Eine Verminderung der aerodynamischen Effizienz  $E$  hat die gleiche Auswirkung (Langhans, 2013). Die Breguet-Formel stellt eine Annäherung für den Reiseflug dar. Sie gilt für konstante Geschwindigkeit  $V_c$  und gleichbleibende aerodynamische Effizienz  $E$  und spezifischen Kraftstoffverbrauch  $b_s$ .

## Reifungskurven der Instandhaltungskosten

Mit zunehmendem Alter eines Flugzeugs lassen sich typischerweise steigende Instandhaltungskosten beobachten. Davon betroffen ist insbesondere die Flugzeugstruktur. Um diesen Effekten in einer Lebenszyklusanalyse Rechnung zu tragen, sind im LC2B-Modul drei vom Technologie- und Werkstoffeinsatz abhängige Alterungsverläufe hinterlegt (vgl. Abb. B.1) und die Möglichkeit für die Vorgabe einer individuellen Entwicklung gegeben (*Schilling et al.*, 2011, S. 50 ff.):

1. *Pre-MSG-3*: Ältere Flugzeugtypen, die vor Bestehen des MSG-3 Prozesse entwickelt wurden.<sup>1</sup>
2. *MSG-3*: Flugzeugtypen, die entsprechend der MSG-3 Prozesse entwickelt wurden und instand gehalten werden.<sup>2</sup>
3. *Verbundwerkstoff*: Neuere Flugzeugtypen mit einem besonders hohen Anteil an Verbundwerkstoffen.<sup>3</sup>
4. *Individuell*: Vorgabe eines spezifischen Alterungsvektors.<sup>4</sup>

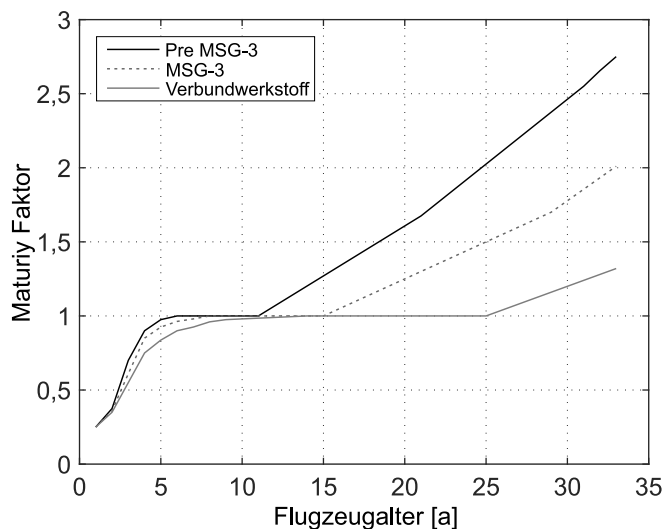


Abbildung B.1: Alterungsbedingte Entwicklung der Instandhaltungskosten (nach *Ali* (2010))

<sup>1</sup>z. B. BOEING 747-100, 737 Classic, DC-10.

<sup>2</sup>z. B. A320, BOEING 737NG.

<sup>3</sup>z. B. BOEING 787, A350 XWB.

<sup>4</sup>Die Methode dient der Beschreibung eines spezifischen Alterungsverhalten, welches sich mit den ersten drei Methoden nicht hinreichend genau beschreiben lässt. Der einzugebende Vektor setzt sich aus den jährlichen, relativen Kostensteigerungen über den Lebenszyklus zusammen.

Poisson-Verteilung

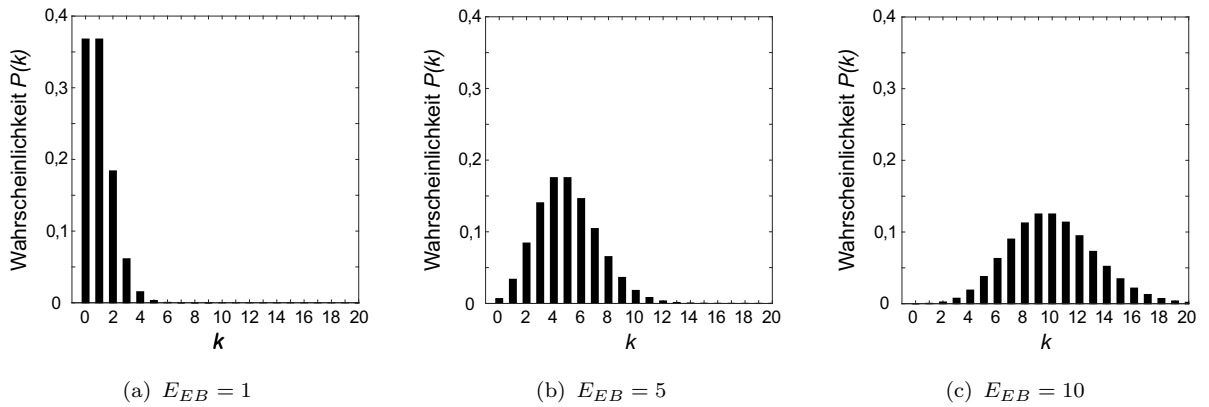


Abbildung B.2: Poisson-Verteilung – Wahrscheinlichkeit für das Auftreten von  $k$  Ereignissen in einem Zeitintervall bei einem Erwartungswert  $E_{EB}$

## B.5 Verifizierung und Validierung der Modellierungen

### B.5.1 Verifizierung der Verspätungs- und Annullierungsmodelle

Tabelle B.4: Vergleich der modellierten Verspätungsdauern mit den Erwartungswerten

$r_{NOGO}$	$T_{MTTR}$	$n_F$	$f_{RPE}$	$E_{delay}$	$E_{totaldelay}$	Modell	Abweichung
0,5	0,5 h	202	1,75	0,25 h	14,43 h	14,11 h	2,2 %
	1 h			0,933 h	53,86 h	52,67 h	2,2 %
	3 h			2,981 h	172,07 h	168,27 h	2,2 %
	6 h			5,982 h	345,25 h	337,63 h	2,2 %
1	0,5 h	202	1,75	0,25 h	28,86 h	28,89 h	-0,1 %
	1 h			0,933 h	107,72 h	107,82 h	-0,1 %
	3 h			2,981 h	344,14 h	344,47 h	-0,1 %
	6 h			5,982 h	690,51 h	691,17 h	-0,1 %

Tabelle B.5: Vergleich der modellierten Annullierungen mit den Erwartungswerten

$r_{NOGO}$	$T_{MTTR}$	$n_F$	$f_{RPE}$	$T_{TAT}$	$T_{h/FC}$	$x_{canx}$	$E_{canx}$	Modell	Abweichung	
0,5	0,5 h	202	1,75	0,75 h	2,571 h		0	0,00 FC	0,00 FC	0,0 %
	1 h						0	0,00 FC	0,08 FC	0,0 %
	3 h						1	57,71 FC	56,44 FC	2,2 %
	6 h						2	115,43 FC	112,96 FC	2,1 %
1	0,5 h	202	1,75	0,75 h	2,571 h		0	0,00 FC	0,00 FC	0,0 %
	1 h						0	0,00 FC	0,70 FC	0,0 %
	3 h						1	115,43 FC	115,54 FC	-0,1 %
	6 h						2	230,86 FC	231,78 FC	-0,4 %

## B.5.2 Verifizierung des Planungsansatzes in AIRMAP

Tabelle B.6: Fällige Aufgaben in ausgewählter Planungsperiode

Task-No.	Typ	Lebens- dauer bzw. Intervall [FH]	Akk. Nutzung zu Perioden- beginn [FH]	Kosten [€]	MH [h]
1	CBM	10.944	10.780	12.640	2,0
2	CBM	10.963	10.780	12.640	2,0
3	PM	80	17,5	177	1,1
4	PM	80	17,5	531	3,3
5	PM	80	17,5	410	3,0
6	PM	80	17,5	261	2,3
7	PM	600	323,75	1.073	8,9
8	PM	600	323,75	1.510	8,0
9	PM	600	323,75	1.500	10,0
10	PM	600	323,75	1.274	8,2
11	PM	600	323,75	2.835	20,5
12	PM	600	323,75	671	5,3



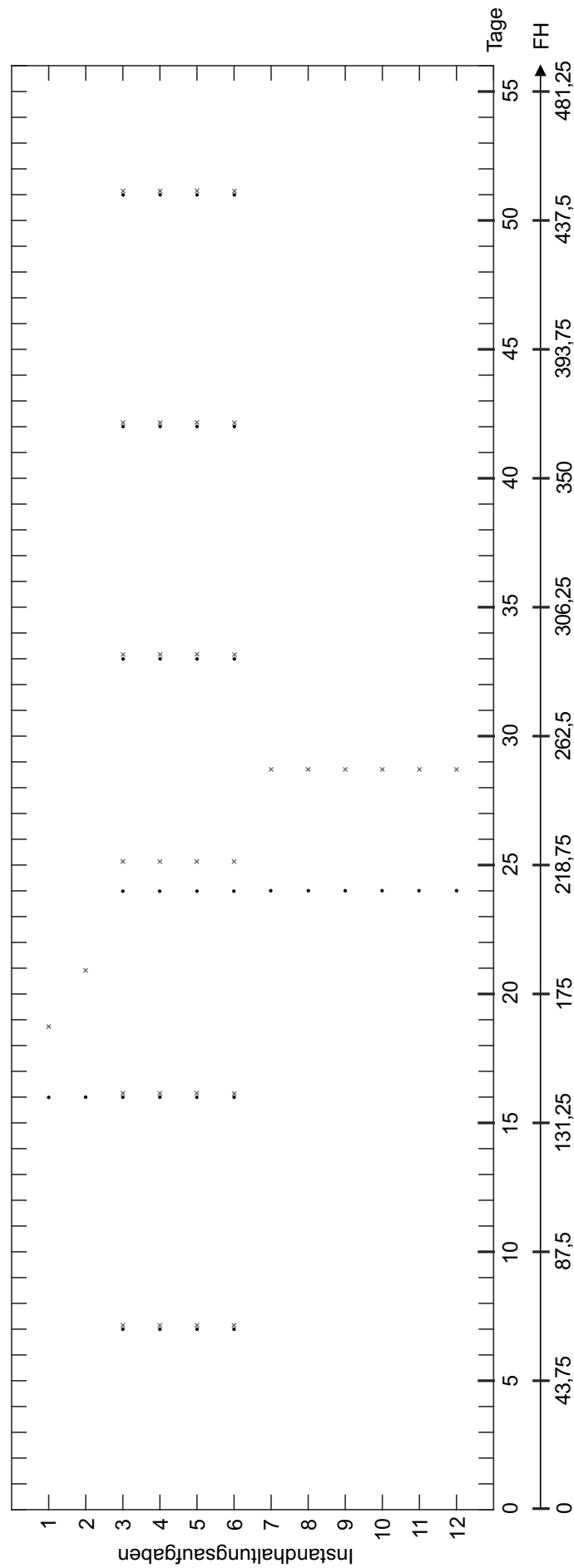


Abbildung B.3: AIRMAP-Planungsergebnis für eine Planungsperiode



# C. Anwendungsfall

## C.1 Referenzflugzeugbeschreibung

### C.1.1 Geplante Instandhaltung

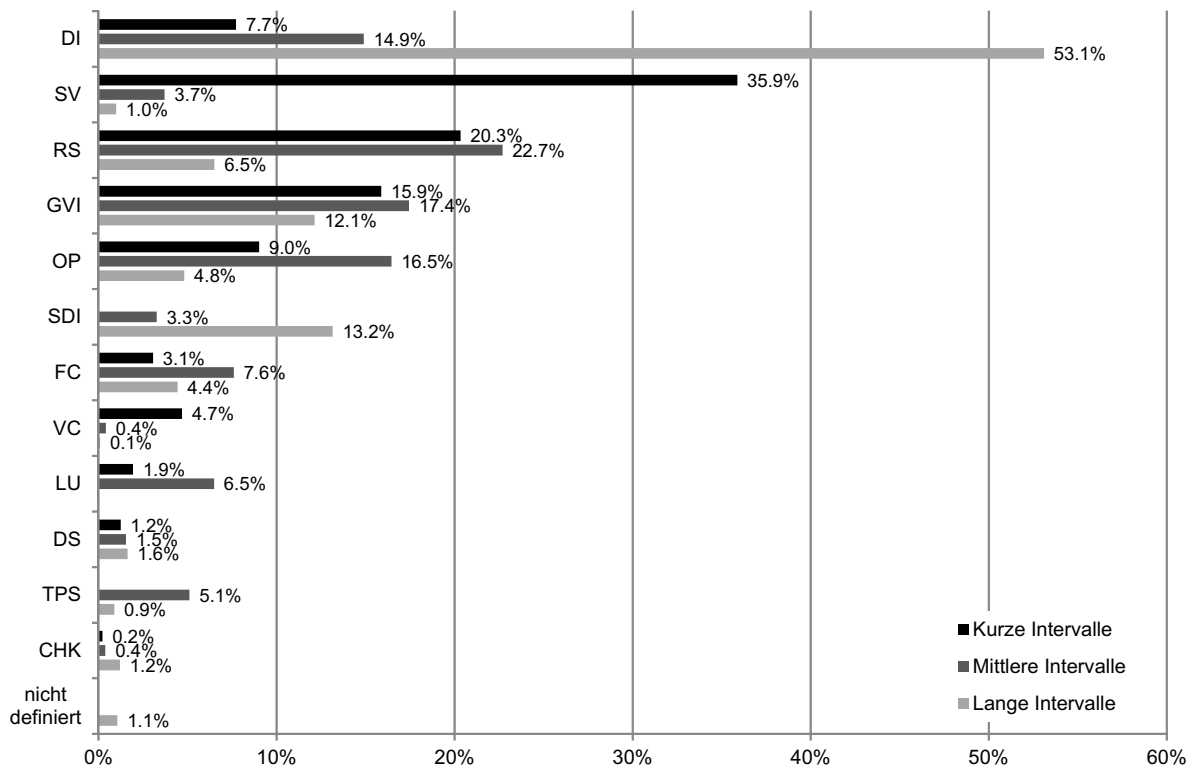


Abbildung C.1: Verteilung der Mannstunden über die Aufgabenschlüssel in Abhängigkeit der Intervalllänge innerhalb einer 12-Jahresperiode

Tabelle C.1: Geplanter Instandhaltungsaufwand A320 in 12-Jahresperiode bei angenommenem Flugbetrieb

	Service Check	A-Check	C-Check	Summe
Anzahl in 12 Jahren	1.251	115	15	
Aufwand Einzelereignis [MH]	10	88	2.000	
davon Routine [MH]	5	80	900	
Summe Aufwand [MH]	12.510	10.120	30.000	52.630
Summe Routine [MH]	6.255	9.200	13.500	28.955
Summe Non-Routine [MH]	6.255	920	16.500	23.675
Materialkosten [USD]	700	5.500	38.000	
Summe Materialkosten [USD]	875.700	632.500	570.000	2.078.200
Kosten Arbeitsstunde [USD]	70	70	70	
Gesamtkosten [USD]	1.751.400	1.340.900	2.670.000	5.762.300

Tabelle C.2: Kalibrierungsergebnis für kurze Intervalle

TCG	Routine				Non-Routine		Summe
	1	2	3	4	5	0	
Soll-Aufwand [MH]	1.902	2.454	1.193	8.881	3.588	4.612	22.630
		15.455			7.175		
Ist-Aufwand [MH]	1.898	2.451	1.193	8.798	3.569	4.597	22.505
Abweichung	-0,20 %	-0,13 %	-0,07 %	-0,93 %	-0,53 %	-0,33 %	-0,55 %

Tabelle C.3: Kalibrierungsergebnis für mittlere Intervalle

TCG	Routine				Non-Routine		Summe
	1	2	3	4	5	0	
Soll-Aufwand [MH]	3.298	2.355	2.453	3.773	8.250	9.871	30.000
		13.500			16.500		
Ist-Aufwand [MH]	3.311	2.350	2.446	3.770	8.251	9.840	29.968
Abweichung	0,40 %	-0,20 %	-0,30 %	-0,08 %	0,01 %	-0,32 %	-0,11 %

Tabelle C.4: Präventive, periodische Instandhaltungsaufgaben (Arbeitspakete) des Referenzflugzeugs

Name	Typ	TCG	Schwellenintervall [FH]	Intervall [FH]	Summe MH [h]	Routine-Routine-MH [h]	Nicht-Routine-Routine-MH [h]	Materialkosten [US\$]	Jahr
Short_1	LM	1	80	80	1.1	1.1	0	100	2006
Short_2	BM	5	80	80	2.3	0	2.3	100	2006
Short_3	LM	4	80	80	3	3	0	200	2006
Short_4	LM	0	80	80	3.3	0	3.3	300	2006

Name	Typ	TCG	Schwellenintervall [FH]	Inter- vall [FH]	Sum- me MH [h]	Routine- MH [h]	Nicht- Routine- MH [h]	Materi- alkos- ten [US\$]	Jahr
Short_5	BM	1	600	600	5.3	5.3	0	300	2006
Short_6	BM	3	600	600	8.9	8.9	0	450	2006
Short_7	BM	2	600	600	10	10	0	800	2006
Short_8	BM	4	600	600	20.5	20.5	0	1400	2006
Short_9	BM	4	600	600	20	20	0	1400	2006
Short_10	BM	5	600	600	8.2	0	8.2	700	2006
Short_11	BM	0	600	600	8	0	8	950	2006
Short_12	BM	2	1000	1000	11	11	0	500	2006
Medium_1	BM	1	4000	4500	21	21	0	675	2006
Medium_2	BM	1	4000	4500	21	21	0	675	2006
Medium_3	BM	1	4500	4500	21	21	0	675	2006
Medium_4	BM	1	4500	4500	21	21	0	675	2006
Medium_5	BM	1	4500	4500	21	21	0	675	2006
Medium_6	BM	1	5000	4500	21	21	0	675	2006
Medium_7	BM	1	5000	4500	21	21	0	675	2006
Medium_8	BM	1	5000	4500	21	21	0	675	2006
Medium_9	BM	2	4000	4500	22	22	0	620	2006
Medium_10	BM	2	4000	4500	24	24	0	620	2006
Medium_11	BM	2	4500	4500	32	32	0	620	2006
Medium_12	BM	2	5000	4500	32	32	0	620	2006
Medium_13	BM	3	4000	4500	20	20	0	500	2006
Medium_14	BM	3	4000	4500	20	20	0	700	2006
Medium_15	BM	3	4500	4500	20	20	0	500	2006
Medium_16	BM	3	4500	4500	20	20	0	700	2006
Medium_17	BM	3	5000	4500	20	20	0	500	2006
Medium_18	BM	3	5000	4500	20	20	0	700	2006
Medium_19	BM	4	4000	4500	30	30	0	666	2006
Medium_20	BM	4	4000	4500	30	30	0	666	2006
Medium_21	BM	4	4500	4500	30	30	0	666	2006
Medium_22	BM	4	4500	4500	30	30	0	666	2006
Medium_23	BM	4	5000	4500	30	30	0	666	2006
Medium_24	BM	4	5000	4500	30	30	0	666	2006
Medium_25	BM	5	4000	4500	34	0	34	1112	2006
Medium_26	BM	5	4000	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_27	BM	5	4000	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_28	BM	5	4500	4500	34	0	34	1111	2006
Medium_29	BM	5	4500	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_30	BM	5	4500	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_31	BM	5	5000	4500	34	0	34	1111	2006
Medium_32	BM	5	5000	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_33	BM	5	5000	4500	36	0	36	1111	2006
Medium_34	BM	0	4000	4500	25	0	25	750	2006

Name	Typ	TCG	Schwellenintervall [FH]	Intervall [FH]	Summe MH [h]	Routine-MH [h]	Nicht-Routine-MH [h]	Materialekosten [US\$]	Jahr
Medium_35	BM	0	4000	4500	30	0	30	750	2006
Medium_36	BM	0	4000	4500	30	0	30	750	2006
Medium_37	BM	0	4000	4500	30	0	30	750	2006
Medium_38	BM	0	4000	4500	30	0	30	750	2006
Medium_39	BM	0	4500	4500	25	0	25	750	2006
Medium_40	BM	0	4500	4500	30	0	30	750	2006
Medium_41	BM	0	4500	4500	30	0	30	750	2006
Medium_42	BM	0	4500	4500	30	0	30	750	2006
Medium_43	BM	0	4500	4500	30	0	30	750	2006
Medium_44	BM	0	5000	4500	30	0	30	500	2006
Medium_45	BM	0	5000	4500	30	0	30	500	2006
Medium_46	BM	0	5000	4500	30	0	30	500	2006
Medium_47	BM	0	5000	4500	30	0	30	500	2006
Medium_48	BM	0	5000	4500	30	0	30	500	2006
Medium_49	BM	1	9000	9000	35	35	0	1000	2006
Medium_50	BM	2	9000	9000	40	40	0	1000	2006
Medium_51	BM	3	9000	9000	32	32	0	1000	2006
Medium_52	BM	4	9000	9000	35	35	0	1000	2006
Medium_53	BM	4	9000	9000	35	35	0	1000	2006
Medium_54	BM	5	9000	9000	40	0	40	800	2006
Medium_55	BM	5	9000	9000	40	0	40	800	2006
Medium_56	BM	5	9000	9000	40	0	40	800	2006
Medium_57	BM	5	9000	9000	40	0	40	800	2006
Medium_58	BM	5	9000	9000	40	0	40	800	2006
Medium_59	BM	0	9000	9000	25	0	25	600	2006
Medium_60	BM	0	9000	9000	30	0	30	600	2006
Medium_61	BM	0	9000	9000	30	0	30	600	2006
Medium_62	BM	0	9000	9000	30	0	30	600	2006
Medium_63	BM	0	9000	9000	30	0	30	600	2006
Medium_64	BM	1	13500	13500	35	35	0	500	2006
Medium_65	BM	2	13500	13500	32	32	0	500	2006
Medium_66	BM	3	13500	13500	30	30	0	500	2006
Medium_67	BM	4	13500	13500	30	30	0	500	2006
Medium_68	BM	5	13500	13500	40	0	40	600	2006
Medium_69	BM	5	13500	13500	40	0	40	600	2006
Medium_70	BM	5	13500	13500	35	0	35	600	2006
Medium_71	BM	5	13500	13500	35	0	35	600	2006
Medium_72	BM	5	13500	13500	35	0	35	600	2006
Medium_73	BM	5	13500	13500	32	0	32	500	2006
Medium_74	BM	5	13500	13500	32	0	32	500	2006
Medium_75	BM	0	13000	13500	40	0	40	675	2006
Medium_76	BM	0	13000	13500	40	0	40	665	2006

Name	Typ	TCG	Schwellenintervall [FH]	Intervall [FH]	Summe MH [h]	Routine- MH [h]	Nicht- Routine- MH [h]	Materi- alkosten [US\$]	Jahr
Medium_77	BM	0	13500	13500	40	0	40	665	2006
Medium_78	BM	0	13500	13500	40	0	40	665	2006
Medium_79	BM	0	14000	13500	40	0	40	665	2006
Medium_80	BM	0	14000	13500	40	0	40	665	2006

### C.1.2 Ungeplante Instandhaltung

Tabelle C.5: Verwendete Kennwerte der modellierten 25 Flugzeugsysteme

Subsystem	Anzahl Komponenten pro A/C	MTBUR [FH]	NFF	MTTR [h]	MH [h]	Reparaturkosten [US\$]	Wiederbeschaffungskosten [US\$]	NO GO	GO IF
A-1	49	68	0.204	6.1	5.51	1,027	7,500	0	0.097
A-2	10	311	0.522	6.1	5.51	638	7,500	0.043	0.618
A-3	50	130	0.14	6.1	5.51	4,978	7,500	0.008	0.484
A-4	45	124	0.368	6.1	5.51	4,260	7,500	0	0.408
B-1	29	171	0.454	2.26	2.65	1,885	7,500	0	0
B-2	9	609	0.511	2.26	2.65	1,303	7,500	0	0
B-3	35	51	0.602	2.26	2.65	2,028	7,500	0	0.006
C-1	14	398	0.029	6.5	14.36	3,244	7,500	0	0.378
C-2	35	257	0.133	6.5	14.36	1,760	7,500	0.296	0.046
C-3	23	201	0.102	6.5	14.36	2,408	7,500	0.511	0
C-4	16	246	0.019	6.5	14.36	5,713	7,500	0.32	0
C-5	71	54	0.064	6.5	14.36	606	7,500	0.031	0.075
C-6	7	594	0.657	6.5	14.36	1,249	7,500	0	0.28
C-7	35	104	0.261	6.5	14.36	601	7,500	0.086	0.016
D-1	22	119	0.449	6.23	7.58	961	7,500	0.096	0.154
D-2	10	342	0.327	6.23	7.58	990	7,500	0.232	0.05
D-3	62	80	0.407	6.23	7.58	919	7,500	0.044	0.2
D-4	79	65	0.407	6.23	7.58	624	7,500	0.159	0.06
E-1	52	56	0.387	7.68	10.38	1,115	7,500	0.015	0.054
E-2	28	196	0.357	7.68	10.38	4,558	7,500	0.049	0.07
E-3	4	461	0.889	7.68	10.38	323	7,500	0	0
F-1	26	276	0.173	1.11	1.11	2,566	7,500	0.012	0.239
F-2	15	537	0.102	1.11	1.11	2,794	7,500	0.035	0.246
F-3	15	370	0.434	1.11	1.11	1,137	7,500	0	0.172
F-4	46	166	0.253	1.11	1.11	1,615	7,500	0	0.256



## C.2 Ergänzende Analyseergebnisse

### C.2.1 Einfluss der *Task Redundancy* und *Interval Escalation*

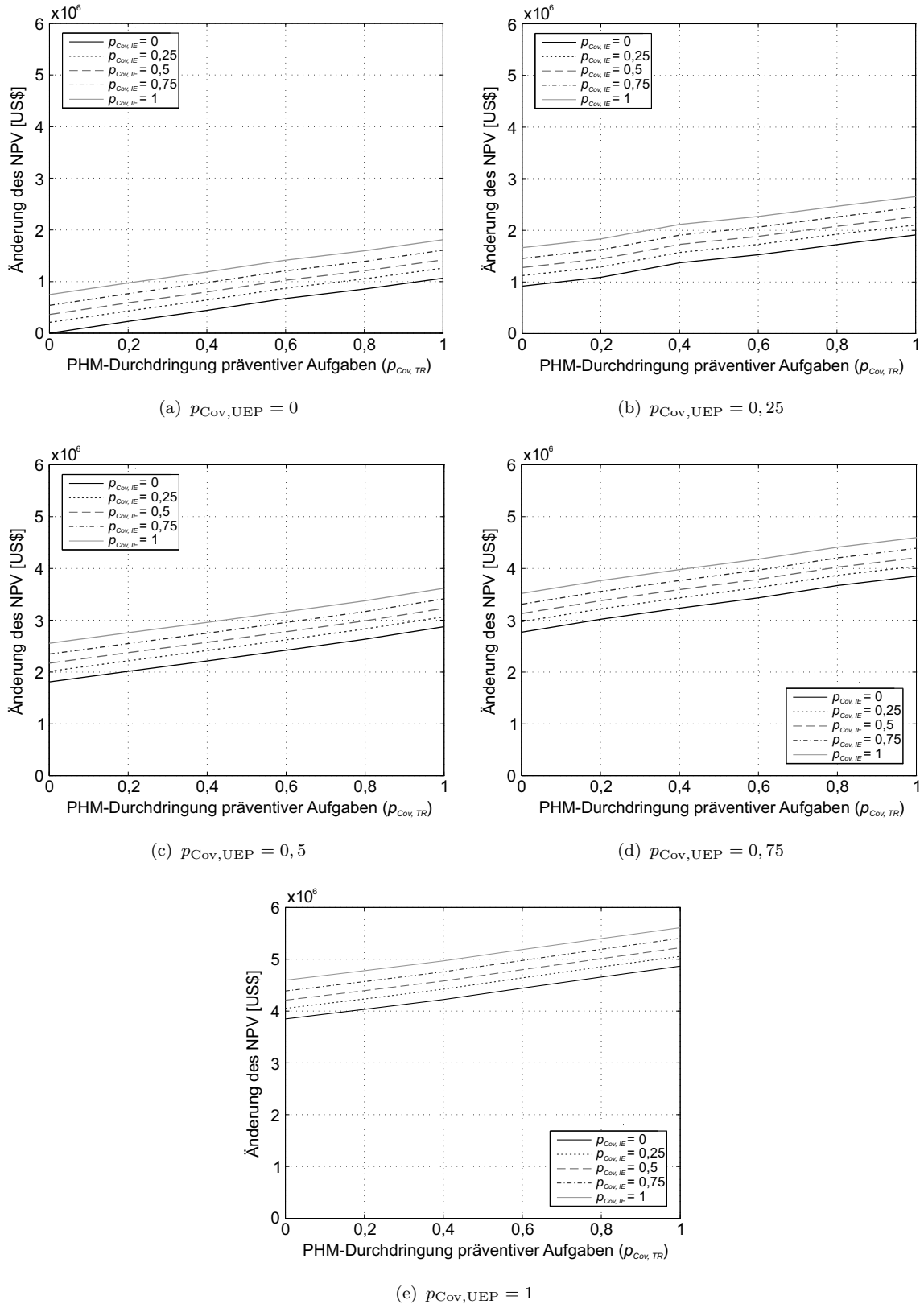


Abbildung C.2: Einfluss von  $p_{Cov,TR}$  und  $p_{Cov,IE}$  auf den Betreiber-NPV

## C.2.2 Ergebnisstreuungen

Die in Abb. C.3(a) als Wahrscheinlichkeitsdichten visualisierten Ergebnisstreuungen zeigen für die Anzahl der ungeplanten Komponentenwechsel eine gute Abgrenzung der Analyseergebnisse für die unterschiedlichen Werte von  $p_{\text{Cov,UEP}}$ . Eine weniger klare Abgrenzung in Bezug auf die direkten Instandhaltungskosten in Abb. C.3(b)) ist nicht überraschend, da die ermittelte Wirkung von  $p_{\text{Cov,UEP}}$  auf die Direkte Instandhaltungskosten (*direct maintenance cost*) (DMC) eher gering ist.

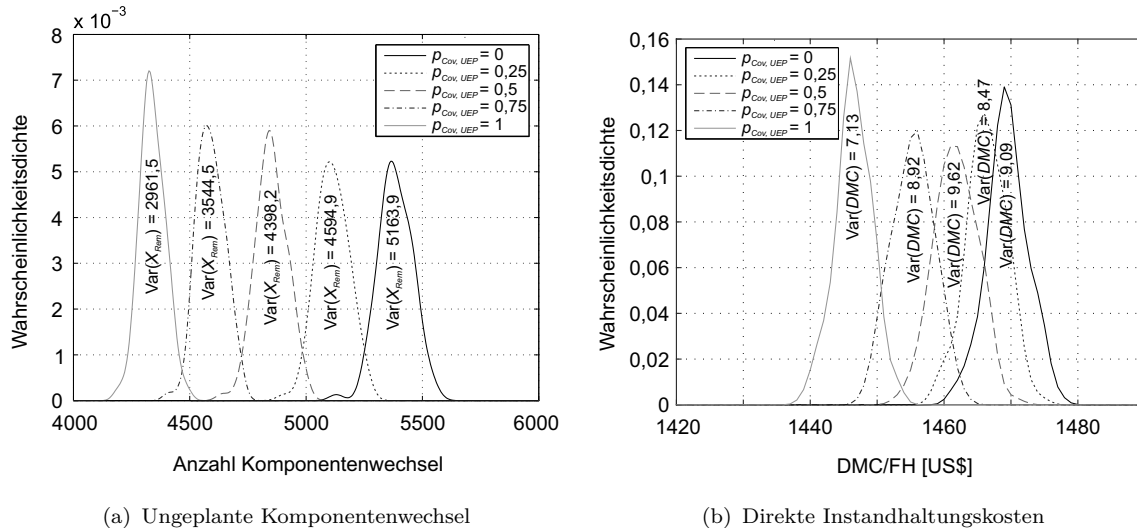
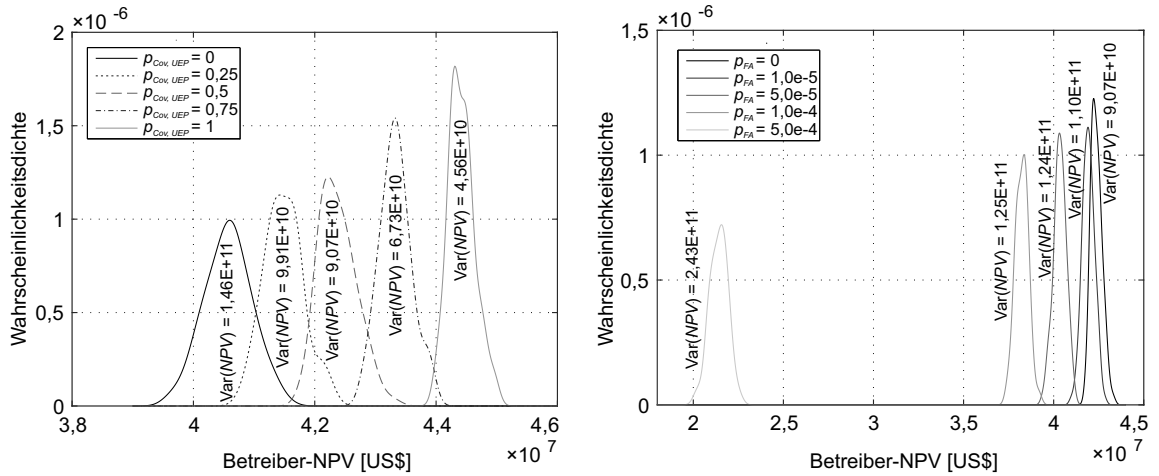


Abbildung C.3: Streuung der Simulationsergebnisse in Bezug auf die ungeplanten Komponentenwechsel und die Instandhaltungskosten

Für den Nettobarwert (NPV) zeigt sich dagegen wieder eine klarere Abgrenzung zwischen den betrachteten Analysefällen. Dies trifft insbesondere bei größeren  $p_{\text{Cov,UEP}}$  zu (Abb. C.4(a)). Die Analyse der NPV-Streuungen in Abhängigkeit der Fehlalarmrate zeigt zunächst eine starke Überlappung der Ergebnisse bei  $p_{\text{FA}} = 0$  bzw.  $p_{\text{FA}} = 1 \cdot 10^{-5}$ . Dies bestätigt, dass eine entsprechend niedrige Fehlalarmrate im Flugzeugbetrieb akzeptabel ist und nicht zu eindeutigen wirtschaftlichen Nachteilen führt. Erst bei höheren  $p_{\text{FA}}$  zeigen sich deutliche Abgrenzungen der Ergebnisse. Allgemein ist zu beobachten, dass die Varianz der Analyseergebnisse mit steigender  $p_{\text{Cov,UEP}}$  oder sinkender  $p_{\text{FA}}$  abnimmt. Dieser Zusammenhang kann zugleich als empirische Bestätigung gewertet werden, dass ein leistungsfähiges Prognostics and Health Management (PHM)-System nicht nur das Potenzial hat, unter dem Strich einen wirtschaftlichen Nutzen zu erbringen, sondern auch die aus dem stochastischen Ausfallverhalten resultierenden Unsicherheiten verringern kann.



(a) Nettobarwert für verschiedene PHM-Durchdringungen (b) Nettobarwert für verschiedene Fehlalarmraten ( $p_{Cov,UEP} = 0, 5$ )

Abbildung C.4: Varianz der Simulationsergebnisse in Bezug auf den NPV

Insgesamt zeigen die Untersuchungen der Ergebnisstreuungen, dass das in dieser Arbeit gewählte Vorgehen, nur die Mittelwerte aus den Ergebnissen der MCSs zu betrachten, zulässig ist. Bei Untersuchungen, die sich auf eine deutlich kleinere Flotte (z. B. 25 Flugzeuge) beziehen, wäre eine gesonderte Betrachtung der Ergebnisvarianz vorzunehmen.



# Literaturverzeichnis

- Ackert, S. (2011). The Relationship between an Aircraft's Value and its Maintenance Status: Theory of Aircraft Maintenance Adjusted Valuations.  
**URL:** [http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/the\\_relationship\\_between\\_an\\_aircrafts\\_value\\_its\\_maintenance\\_status\\_v1.pdf](http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/the_relationship_between_an_aircrafts_value_its_maintenance_status_v1.pdf), Abruf am: 29.04.2016.
- Ahmadi, A. (2010). *Aircraft Scheduled Maintenance Programme Development: Decision Support Methodologies and Tools*, Doctoral thesis, Luleå University of Technology, Luleå, Schweden.
- Ahmadi, A., Söderholm, P. und Kumar, U. (2010). On aircraft scheduled maintenance program development, *Journal of Quality in Maintenance Engineering* **16**(3): 229–255.
- Airbus (2005). Getting to Grips with MMEL and MEL, Airbus, Blagnac, Frankreich.
- Airbus (2007). Maintenance Planning Document: A318/A319/A320/A321, Blagnac, Frankreich.
- Airbus (2011). Technical Training Manual General Familiarization Course - T4 (All Engines): Single Aisle, Airbus Training & Flight Operations Support and Services, Blagnac, Frankreich.
- Airbus (2014a). Global Market Forecast: Flying on demand - 2014 2033, Airbus S.A.S., Blagnac, Frankreich.
- Airbus (2014b). New Airbus aircraft list prices for 2015, Airbus S.A.S.  
**URL:** <http://www.airbus.com/presscentre/pressreleases/press-release-detail/detail/new-airbus-aircraft-list-prices-for-2015/>, Abruf am: 24.11.2015.
- Aircraft Commerce (2006). A320 family maintenance analysis & budget, *Aircraft Commerce* (44): 18–31.
- Aircraft Commerce (2007). The 787's maintenance costs: an initial assessment, *Aircraft Commerce* (51): 39–43.
- Aleksa, B. und Carter, J. (1997). Boeing 777 airplane information management system operational experience, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of the 16th Digital Avionics Systems Conference - DASC, 30. Okt. 1997, Irvine, Calif., USA*, Bd. 1, S. 3.1–21–7.

- Ali, K. M. (2010). Creating Next Year's Maintenance Budget (Boeing), *Managing Aircraft Maintenance Costs Conference*, IATA, Zürich, Schweiz.
- Arnaiz, A., Ferreiro, S. und Buderath, M. (2010). New decision support system based on operational risk assessment to improve aircraft operability, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part O: Journal of Risk and Reliability* **224**(3): 137–147.
- Asiedu, Y. und Gu, P. (1998). Product life cycle cost analysis: state of the art review, *International journal of production research* **36**(4): 883–908.
- Aviation Week (2014). Airbus Sees A321neo Exceeding 20% Fuel Burn Improvement.  
**URL:** <http://aviationweek.com/commercial-aviation/airbus-sees-a321neo-exceeding-20-fuel-burn-improvement>, Abruf am: 03.12.2014.
- Avionics Magazine (2006). 727 to 787: Evolution of Aircraft Maintenance Systems: Special Report.  
**URL:** <http://www.aviationtoday.com/Assets/Honeywellsmall.pdf>, Abruf am: 27.05.2013.
- Ayeni, P., Baines, T. S., Lightfoot, H. und Ball, P. (2011). State-of-the-art of 'Lean' in the aviation maintenance, repair, and overhaul industry, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture* **225**(11): 2108–2123.
- Bagul, Y. G., Zeid, I. und Kamarthi, S. V. (2008). Overview of Remaining Useful Life Methodologies, in ASME (Hrsg.), *Proceedings of the ASME 2008 International Design Engineering Technical Conference & Computers and Information in Engineering Conference*, Brooklyn, N.Y., USA, S. 1–10.
- Balageas, D. (2006). Introduction to Structural Health Monitoring, in D. Balageas, C.-P. Fritzen und A. Güemes (Hrsg.), *Structural Health Monitoring*, Bd. 493, Wiley Online Library, London, UK, S. 13–43.
- Banks, J., Reichard, K. M., Crow, E. und Nickel, K. (2005). How engineers can conduct cost-benefit analysis for PHM systems, *Aerospace Conference, 5.-12. März 2005, Big Sky, Mont., USA*, IEEE, S. 3958–3967.
- Barnhart, C., Belobaba, P. und Odoni, A. R. (2003). Applications of operations research in the air transport industry, *Transportation Science* **37**(4): 368–391.
- Bartelds, G., Heida, J. H., McFeat, J. und Boller, C. (2004). Introduction, in W. J. Staszewski, C. Boller und G. R. Tomlinson (Hrsg.), *Health Monitoring of Aerospace Structures*, J. Wiley, Chichester und West Sussex, England und Hoboken, N.J., USA, S. 1–28.
- Bauer, A. (2002). Lebenszyklusorientierte Optimierung von Instandhaltungssystemen für hochwertige Investitionsgüter: Dissertation, in U. Dombrowski (Hrsg.), *Schriftenreihe des IFU*, Bd. 3, Shaker Verlag, Aachen.

- Bazargan, M. und McGrath, R. N. (2003). Discrete Event Simulation to Improve Aircraft Availability and Maintainability, *Annual Reliability and Maintainability Symposium, 27.-30. Jan. 2003, Tampa, Fla., USA*, IEEE, S. 63–67.
- Benedettini, O., Baines, T. S., Lightfoot, H. W. und Greenough, R. M. (2009). State-of-the-art in integrated vehicle health management, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* **223**(2): 157–170.
- Bentley, J. P. (1999). *Introduction to reliability and quality engineering*, 2. Aufl., Addison-Wesley, Harlow [u.a.], UK.
- Binder, V. und Kantowsky, J. (1996). *Technologiepotentiale: Neuausrichtung der Gestaltungsfelder des strategischen Technologiemanagements*, Deutscher Universitäts-Verlag, Wiesbaden.
- Bird, G., Christensen, M., Lutz, D. und Scandura, J. P. A. (2005). Use of integrated vehicle health management in the field of commercial aviation, in NASA (Hrsg.), *ISHEM Forum, Napa, Calif., USA*.
- Blohm, H., Lüder, K. und Schaefer, C. (2012). *Investition: Schwachstellenanalyse des Investitionsbereichs und Investitionsrechnung*, Franz Vahlen, München.
- Boeing (2014). Current Market Outlook: 2014-2033, Boeing.  
**URL:** [http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing\\_Current\\_Market\\_Outlook\\_2014.pdf](http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing_Current_Market_Outlook_2014.pdf), Abruf am: 28.07.2015.
- Bohlin, M. (2009). *A Study of Combinatorial Optimization Problems in Industrial Computer Systems: PhD Thesis*, Bd. 79 in *Mälardalen University Press Dissertations*, Mälardalen University Press, Västerås, Schweden.
- Bonissone, P. und Goebel, K. (2002). When will it break? A hybrid soft computing model to predict time-to-break margins in paper machines, *Proceedings of SPIE 47th Annual Meeting, International Symposium on Optical Science and Technology, 7.-11. Jul. 2002, Seattle, Wash., USA*, Bd. 4787, S. 53–64.
- Brand, C. und Boller, C. (2000). Identification of Life Cycle Cost Reductions in Structures With Self-Diagnostic Devices, *RTO Meeting Proceedings 37*, NATO Research and Technology Organization (RTO), Neuilly-sur-Seine, Frankreich, S. 17/1–17/8.  
**URL:** [www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/p010432.pdf](http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/p010432.pdf), Abruf am: 21.02.2016.
- Brealey, R. A., Myers, S. C. und Allen, F. (2014). *Principles of Corporate Finance*, The McGraw-Hill Irwin Series in Finance, Insurance, and Real Estate, 11. Aufl., McGraw-Hill Education, Maidenhead, UK.
- Buderath, M. und Adhikari, P. P. (2012). Simulation Framework and Certification Guidance for Condition Monitoring and Prognostic Health Management, *First European Conference of the Prognostics and Health Management Society, 3.-5. Jul. 2012, Dresden*.

- Bullinger, H. J. (1996). Innovations- und Technologiemanagement, in W. Eversheim und G. Schuh (Hrsg.), *Hütte*, Springer, Berlin [u.a.], S. 4-1 – 4-54.
- Bürgel, R. (2005). *Festigkeitslehre und Werkstoffmechanik: Werkstoffe sicher beurteilen und richtig einsetzen*, Bd. 2, 1. Aufl., Vieweg, Wiesbaden.
- Bussmann, J., Schmidt, T. und Bauer, A. (2008). Proactive Maintenance Management in the Supply Chain of Aircraft Spare Parts, in R. Ijiouri, H. Emmerich und M. Ceyr (Hrsg.), *Strategies and Tactics in Supply Chain Event Management*, Springer, Berlin und Heidelberg, S. 65-82.
- Central Route Charges Office (2013). Customer Guide to Charges: January 2013, Version 7.0, Eurocontrol, Brüssel, Belgien.  
**URL:** <http://www.eurocontrol.int/documents/customer-guide-route-charges>, Abruf am: 22.10.2013.
- Chen, C. (2012). Prognostics and Health Management Fundamentals, Center for Advanced Life Cycle Engineering (CALCE), University of Maryland, präsentiert bei ASQ Reliability Division, Chinese Webinar Series am 14.10.2012.  
**URL:** <http://image.slidesharecdn.com/prognosticsandhealthmanagemenprognosticsmanagement14oct2012rev1-121010220042-phapp02/95/prognostics-and-health-management-1-728.jpg>, Abruf am: 23.08.2015.
- Cheng, J. und Titterton, D. M. (1994). Neural networks: a review from a statistical perspective, *Statistical Science* **9**(1): 2-54.
- Chrétien, N. (2007). Longer service life for the A320 Family: The Extended Service Goal project, *FAST – Airbus Technical Magazine* (41): 2-5.  
**URL:** [http://www.airbus.com/support/publications/?eID=maglisting\\_push&tx\\_maglisting\\_pi1%5BdocID%5D=41165](http://www.airbus.com/support/publications/?eID=maglisting_push&tx_maglisting_pi1%5BdocID%5D=41165), Abruf am: 28.04.2016.
- Clark, P. (2007). *Buying the big jets: Fleet planning for airlines*, 2. Aufl., Ashgate Pub., Aldershot, England und Burlington, Vt., USA.
- Conlon, J. C., Lilius, W. A. und Tubbesing, F. H. (1982). Test and evaluation of system reliability, availability, and maintainability: DoD 3235.1, *Technical report*, Office of the Director Defense Test and Evaluation, Under Secretary of Defense for Research and Engineering, Washington D.C., USA.
- Daigle, M. und Goebel, K. (2010). Model-based prognostics under limited sensing, *IEEE Aerospace Conference 2010, Big Sky, Mont., USA*, IEEE, S. 1-12.
- Dakin, R. (1965). A tree-search algorithm for mixed integer programming problems, *The Computer Journal* **8**: 250-255.
- Dempsey, P. J. und Zakrajsek, J. J. (2011). Rotorcraft Health Management, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.Y., USA, S. 577-587.



- Deutsche Lufthansa AG (2000). Lufthansa Report: Complete aircraft overhaul - D Check "Better than new", Frankfurt am Main.
- Deutsches Komitee Instandhaltung e.V. (DKIN) (1980). *Gliederung der Instandhaltungsmaßnahmen*, Nr. 2 in *DKIN Empfehlungen*, Düsseldorf.
- Dhillon, B. S. (2006). *Maintainability, maintenance, and reliability for engineers*, CRC/Taylor & Francis, Boca Raton, Fla., USA.
- DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2010). Norm DIN EN 13306:2010, Instandhaltung, Berlin.
- DIN Deutsches Institut für Normung e.V. (2012). Norm DIN 31051:2012-09, Grundlagen der Instandhaltung, Berlin.
- Discenzo, F. M., Nickerson, W., Mitchell, C. E. und Keller, K. J. (2001). Open Systems Architecture Enables Health Management for Next Generation System Monitoring and Maintenance, OSA-CBM Development Group, Development Program White Paper.
- Doganis, R. (2005). *Flying off course: The economics of international airlines*, 3. überarbeitete, nachgedruckte Aufl., Routledge, London, UK.
- Domschke, W. (2015). *Einführung in Operations Research*, Lehrbuch, 9. Aufl., Springer Gabler, Berlin [u.a.].
- Duden (2013). Prognose, die – Bedeutungsübersicht, Bibliographisches Institut, Dudenverlag.  
**URL:** <http://www.duden.de/rechtschreibung/Prognose>, Abruf am: 12.08.2013.
- Dunsdon, J. (2006). TATEM - Operational Needs, TATEM Consortium, präsentiert bei Aerodays 2006, 19.-21. Juni 2006, Wien, Österreich.
- Earles, D. R. (1975). LCC-Commercial Application, Ten Years of Life-Cycle Costing, *Proceedings of the Annual Reliability and Maintainability Symposium*, Washington D.C., USA, S. 74–85.
- EASA (2017). CS-25, 19. Änderung, 12.05.2017, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes, European Aviation Safety Agency (EASA).  
**URL:** <https://easa.europa.eu/certification-specifications/cs-25-large-aeroplanes>, Abruf am: 10.09.2017.
- EASA (2018). Easy Access Rules for Airworthiness and Environmental Certification (Regulation (EU) No 748/2012), European Aviation Safety Agency (EASA).  
**URL:** <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Easy%20Access%20Rules%20for%20Part-21.pdf>, Abruf am: 25.04.2018.

- Eisenberger, I. und Lorden, G. (1977). Life-Cycle Costing: Practical Considerations: NASA Code 310-40-73-02, in Jet Propulsion Laboratory (Hrsg.), *The Deep Space Network Progress Report 42-40*, Pasadena, Calif., USA, S. 102–109.  
**URL:** <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19770024242.pdf>, Abruf am: 05.01.2016.
- Engel, S. J., Gilmartin, B. J., Bongort, K. und Hess, A. (2000). Prognostics, the real issues involved with predicting life remaining, *Aerospace Conference Proceedings, 2000 IEEE*, Bd. 6, S. 457–469.
- Eurocontrol (2007). *A Matter of Time: Air Traffic Delay in Europe*, Nr. 2 in *Eurocontrol Trends in Air Traffic*, Eurocontrol, Brüssel, Belgien.
- Europäische Kommission (2011). Flighpath 2050 - Europe's Vision for Aviation: Maintaining global leadership and serving society's needs, Europäische Kommission, Luxemburg.
- Europäische Kommission (2012). Commission Regulation (EU) No 748/2012 of 3 August 2012 laying down implementing rules for the airworthiness and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances, as well as for the certification of design and production organisations, Official Journal of the European Union, L 224, 21.08.2012.
- Europäische Union (2008). Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Februar 2008 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit, Amtsblatt der Europäischen Union vom 19.03.2008, L 79/1.
- Europäische Union (2014). Commission Regulation (EU) No 1321/2014 of 26 November 2014 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks, Official Journal of the European Union, L 362, 17.12.2014.
- Fabricius, A. (2003). *Maintenance Planning and Control Tools*, Masterarbeit, College of Aeronautics Air Transport Group, Cranfield University, Cranfield, UK.
- Fabrycky, W. J. und Blanchard, B. S. (1991). *Life-Cycle Cost and Economic Analysis*, Prentice-Hall, Upper Saddle River, N.J., USA.
- Fatemi, A. (2011). Metal Fatigue in Engineering: Chapter 2: Design Methods: Seminar, University of Toledo.  
**URL:** [https://www.efatigue.com/training/Chapter\\_2.pdf](https://www.efatigue.com/training/Chapter_2.pdf), Abruf am: 02.07.2014.
- Feldman, K., Jazouli, T. und Sandborn, P. A. (2009). A Methodology for Determining the Return on Investment Associated With Prognostics and Health Management, *IEEE Transactions on Reliability* **58**(2): 305–316.

- Fernandes, P., Roy, R., Mehnen, J. und Harrison, A. (2011). An Overview on Degradation Modelling for Service Cost Estimation, in J. Hesselbach und C. Herrmann (Hrsg.), *Functional Thinking for Value Creation*, Springer-Verlag, Berlin und Heidelberg.
- Fisher, I. (1907). *The Rate of Interest: Its nature, determination and relation to economic phenomena*, Macmillan, New York, N.Y., USA. Nachdruck der Originalausgabe.
- Fishman, G. S. (2013). *Discrete-Event Simulation: Modeling, Programming, and Analysis*, Springer Series in Operations Research, 1. Aufl., Springer New York, New York, N.Y., USA. Taschenbuchversion der originalen gebundenen Ausgabe 2001.
- Friend, C. H. (1992). *Aircraft Maintenance Management*, Longman Aviation Technology, Longman Harlow, Burnt Mill, Harlow, UK.
- Fudge, M., Stagliano, T. und Tsiao, S. (2003). Non-Traditional Flight Safety Systems & Integrated Vehicle Health Management Systems: Descriptions of Proposed & Existing Systems and Enabling Technologies & Verification Methods, Bericht für die Federal Aviation Administration (FAA), Alexandria, Va., USA.
- Fukunaga, A. und Korf, R. (2007). Bin Completion Algorithms for Multicontainer Packing, Knapsack, and Covering Problems, *Journal of Artificial Intelligence Research* **28**: 393–429.
- Gausemeier, J., Fink, A. und Schlake, O. (1996). *Szenario-Management: Planen und Führen mit Szenarien*, 2., bearb. Aufl., Hanser, München.
- Goebel, K., Bonanni, P. und Eklund, N. (2005). Towards an Integrated Reasoner for Bearings Prognostics, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of 2005 IEEE Aerospace Conference*, S. 1–11.
- Gorinevsky, D., Gordon, G. A., Beard, S., Kumar, A. und Chang, F.-K. (2005). Design of Integrated SHM System for Commercial Aircraft Applications, *Proceedings of the 5th International Workshop on Structural Health Monitoring*, S. 881–888.
- Gorinevsky, D., Smotrich, A., Mah, R., Srivastava, A., Keller, K. und Felke, T. (2010). Open architecture for integrated vehicle health management, *AAIA Infotech@Aerospace Conference 2010, 20.-22. April 2010*, Atlanta, Ga., USA.
- Gorjian, N., Ma, L., Mittinty, M., Yarlagadda, P. und Sun, Y. (2010). A Review on Degradation Models in Reliability Analysis, in D. Kiritsis, C. Emmanouilidis, A. Koronios, J. Methew und D. Kiritsis (Hrsg.), *Engineering Asset Lifecycle Management*, Springer, London, UK, S. 369–384.
- Grosch, J. (2010). *Schadenskunde im Maschinenbau: Charakteristische Schadensursachen - Analyse und Aussagen von Schadensfällen; mit 8 Tabellen*, Bd. 308, 5. Aufl., Expert-Verl., Renningen.

- Haag, C., Schuh, G., Kreysa, J. und Schmelter, K. (2011). Technologiebewertung, in G. Schuh und S. Klappert (Hrsg.), *Technologiemanagement*, Bd. 2 in *Handbuch Produktion und Management*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Berlin und Heidelberg, S. 309–366.
- Hale, J. (2006). Boeing 787 from the Ground Up.  
**URL:** [http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr\\_4\\_06/AERO\\_Q406\\_article4.pdf](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/AERO_Q406_article4.pdf), Abruf am: 19.09.2015.
- Harris, F. D. (2005). An Economic Model of U.S. Airline Operating Expenses, University of Maryland, Dept. of Aerospace Engineering.  
**URL:** <http://halfdome.arc.nasa.gov/publications/files/HarrisCR-2005-213476.pdf>, Abruf am: 25.04.2016.
- Hartmann, P. (2015). *Mathematik für Informatiker: Ein praxisbezogenes Lehrbuch*, 6. Aufl., Springer Vieweg, Wiesbaden.
- Heimes, F. (2008). Recurrent neural networks for remaining useful life estimation, *International Conference on Prognostics and Health Management 2008*, 6.-9. Oktober, IEEE, Denver, Colo., USA, S. 1–6.
- Hess, A., Calvello, G. und Dabney, T. (2004). PHM a key enabler for the JSF autonomic logistics support concept, *Proceeding of the Aerospace Conference, 2004*, Bd. 6, IEEE, S. 3543–3550.
- Hillger, W. und Pfeiffer, U. (2006). Structural Health Monitoring using Lamb Waves, *9th European Conference on NDT, ECNDT 2006, 25.-29. September 2006*, Berlin.
- Hinsch, M. (2010). *Industrielles Luftfahrtmanagement: Technik und Organisation Luftfahrttechnischer Betriebe*, Springer, Berlin und Heidelberg.
- Hinsch, T. (2011). *Entwicklung einer Methode zur Abbildung von Einflussgrößen und Zusammenhängen bei der Lagerhaltung von Flugzeugersatzteilen im MRO-Betrieb*, Diplomarbeit, Technische Universität Hamburg-Harburg, Hamburg.
- Hockley, C. und Phillips, P. (2012). The impact of no fault found on through-life engineering services, *Journal of Quality in Maintenance Engineering* **18**(2): 141–153.
- Hoffmann, D. W. (2013). *Software-Qualität*, eXamen.press, 2. Aufl., Springer Vieweg, Berlin, Heidelberg.
- Hölzel, N. B. und Gollnick, V. (2015). Analysis of Prognostics and Condition-based Maintenance Concepts for Commercial Aircraft Considering Prognostic Errors, in M. J. Daigne und A. Bregon (Hrsg.), *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2015*, 18.-22. Okt. 2015, San Diego, Calif., USA, S. 509–524.
- Hölzel, N. B., Schilling, T. und Gollnick, V. (2014). An Aircraft Lifecycle Approach for the Cost-Benefit Analysis of Prognostics and Condition-based Maintenance based on

- Discrete-Event Simulation, in M. J. Daigle und P. Sandborn (Hrsg.), *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2014*, 29. Sept. - 2. Okt. 2014, Fort Worth, Texas, USA, S. 442–457.
- Hölzel, N., Schilling, T., Neuheuser, T. und Gollnick, V. (2012). System Analysis of Prognostics and Health Management Systems for Future Transport Aircraft, in ICAS (Hrsg.), *28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 23.-28. Sept. 2012, Brisbane, Australia.
- Hromkovič, J. (2014). *Theoretische Informatik: Formale Sprachen, Berechenbarkeit, Komplexitätstheorie, Algorithmik, Kommunikation und Kryptographie*, Lehrbuch, 5., überarb. Aufl., Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, Wiesbaden.
- Hunt, S. R. und Hebden, I. G. (2001). Validation of the Eurofighter Typhoon structural health and usage monitoring system, *Smart Materials and Structures* **10**(3): 497–503.  
**URL:** <http://iopscience.iop.org/0964-1726/10/3/311>, Abruf am: 21.02.2016.
- IATA (2011). *Vision 2050: Shaping Aviation's Future*, International Air Transport Association, Montréal, Kanada und Genf, Schweiz.
- IATA (2016). Airline Cost Management Group - Another Successful Year, *IATA Airline Cost Conference 2016 (ACC 2016)*, 30.-31. August, Genf, Schweiz.  
**URL:** [http://www.iata.org/whatwedo/workgroups/Documents/ACC-2016-GVA/Another\\_Successful\\_ACMG\\_Year\\_Klemen\\_Ferjan.pdf](http://www.iata.org/whatwedo/workgroups/Documents/ACC-2016-GVA/Another_Successful_ACMG_Year_Klemen_Ferjan.pdf), Abruf am: 24.10.2017.
- Jacobi, H. F. (1992). Begriffliche Abgrenzungen, in H.-J. Warnecke (Hrsg.), *Handbuch Instandhaltung; Band 1; Instandhaltungs-Management; 2*, Verlag TÜV Rheinland, Köln, S. 17–32.
- James, I., Lombard, D., Willis, I. und Goble, J. (2003). Investigating No Fault Found in the Aerospace Industry, in IEEE (Hrsg.), *2003 Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium*, S. 441–446.
- Janić, M. (2007). *The sustainability of air transportation: a quantitative analysis and assessment*, Ashgate, Aldershot [u.a.], UK.
- Jochem, E. (1988). *Technikfolgen-Abschätzung am Beispiel der Solarenergienutzung*, Peter Lang, Frankfurt am Main und New York.
- Johnson, S. B. (2011). The Theory of System Health Management, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 3–27.
- Johnson, S. B., Gormley, T. J., Kessler, S. S., Mott, C. D., Patterson-Hine, A., Reichard, K. M. und Scandura, J. P. A. (Hrsg.) (2011). *System Health Management: With Aerospace Applications*, Wiley, Hoboken, N.J., USA.

- Johnson, V. S. (1990). Minimizing Life Cycle Cost for Subsonic Commercial Aircraft, *Journal of Aircraft* **27**(2): 139–145.
- Keller, K., Baldwin, A., Ofsthun, S., Swearingen, K., Vian, J., Wilmering, T. und Williams, Z. (2007). Health Management Engineering Environment and Open Integration Platform, in IEEE (Hrsg.), *IEEE Aerospace Conference 2007*, S. 1–16.
- Keller, K. und Poblete, J. (2011). The Business Case of SHM, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 77–91.
- Kessler, S. S., Brotherton, T. und Gordon, G. A. (2011). Certifying Vehicle Health Management Systems, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 185–195.
- Khan, K. A. und Houston, G. D. (1999). Design Optimization using Life Cycle Cost Analysis for Low Operating Costs, *RTO AVT Specialists' Meeting on Design for Low Cost Operation and Support*, Ottawa, Kanada.
- Kijima, M., Morimura, H. und Suzuki, Y. (1988). Periodical replacement problem without assuming minimal repair, *European Journal of Operational Research* **37**(2): 194–203.
- Kinnison, H. A. (2004). *Aviation Maintenance Management*, McGraw-Hill, New York, N.Y., USA.
- Klein, N. (2011). *Statistische Lebenszeitanalyse von Flugzeuggeräten*, Diplomarbeit, Universität Hamburg, Hamburg.
- Korte, B., Randow, R. v. und Vygen, J. (2008). *Kombinatorische Optimierung: Theorie und Algorithmen*, 1. Aufl., Springer Berlin, Berlin.
- Kröll, M. (2007). *Methode zur Technologiebewertung für eine ergebnisorientierte Produktentwicklung: Dissertation*, Universität Stuttgart, 2007, Bd. 468 in *IPA-IAO Forschung und Praxis*, Jost-Jetter, Heimsheim.
- Kruschwitz, L. (2014). *Investitionsrechnung*, 14., aktualisierte Aufl., De Gruyter Oldenbourg, München.
- Kumar, D. U., Crocker, J. und Knezevic, J. (1999). Evolutionary Maintenance for Aircraft Engines, *Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium*, S. 62–68.
- Land, J. E. (2001). HUMS-the benefits-past, present and future, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of the 2001 IEEE Aerospace Conference*, Bd. 6, S. 3083–3094.
- Langhans, S. (2013). *A Systems Engineering Approach for Economic Assessment of Air Transportation Concepts*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) - Lufttransportsysteme, DLR-Forschungsbericht 2013-04, Hamburg. Dissertation Technische Universität Hamburg-Harburg (TUHH).

- Langhans, S., Gollnick, V. und Stumpf, E. (2008). A Holistic Approach to Evaluate the Air Transportation System, in AIAA (Hrsg.), *26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) including the 8th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 14.-19. Sept. 2008*, AIAA, Anchorage, Alaska, USA. (ICAS 2008-8.4.2).
- Langhans, S., Linke, F., Nolte, P. und Gollnick, V. (2013). System Analysis for an Intermediate Stop Operations Concept on Long Range Routes, *Journal of Aircraft* **50**(1): 29–37.
- Larder, B. D. und Davis, M. W. (2007). HUMS Condition Based Maintenance Credit Validation, in A. H. Society (Hrsg.), *AHS 63rd Annual Forum, Virginia Beach, Va.*
- Lauenstein, G., Renger, K. und Nowotnick, E. (1993). *Instandhaltungsstrategien für Maschinen und Anlagen: Grundlagen und Verfahren für ihre Optimierung*, Linde-Verlag, Wien, Österreich.
- Law, T. R. und Dowling, A. P. (2006). Optimization of Traditional and Blown Liners for a Silent Aircraft: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference): AIAA 2006-2525, *AIAA Paper* **2525**: 2006.
- Lawley, J. (2004). *Aircraft maintenance costs: A review of the third-party maintenance market*, Masterarbeit, Air Transport Group, School of Engineering, Cranfield University.
- Leao, B. P., Fitzgibbon, K. T., Puttini, L. C. und Melo, G. P. B. d. (2008). Cost-benefit analysis methodology for PHM applied to legacy commercial aircraft, in IEEE (Hrsg.), *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, S. 1–13.
- Lebold, M. S., Murphy, B., Boylan, D. und Reichard, K. M. (2005). Wireless Technology Study and the Use of Smart Sensors for Intelligent Control and Automation, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of 2005 IEEE Aerospace Conference*, S. 1–15.
- Liao, L. und Köttig, F. (2014). Review of hybrid prognostics approaches for remaining useful life prediction of engineered systems, and an application to battery life prediction, *IEEE Transactions on Reliability* **63**(1): 191–207.
- Liebeck, R., Andrastek, D., Chau, J., Girvin, R., Lyon, R., Rawdon, B., Scott, P. und Wright, R. (1995). *Advanced Subsonic Airplane Design & Economic Studies: Forschungsbericht*, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, USA.
- Linke, F., Langhans, S. und Gollnick, V. (2012). Studies on the Potential of Intermediate Stop Operations for Today's Airlines, in Air Transport Research Society (Hrsg.), *ATRS 2012*.
- Linser, A. (2005). *Performance Measurement in der Flugzeuginstandhaltung*, Dissertation, Universität St. Gallen, St. Gallen.

- Löhr, A., Haines, C. und Buderath, M. (2012). Data Management Backbone for Embedded and PC-based Systems Using OSA-CBM and OSA-EAI, *First European Conference of the Prognostics and Health Management Society 2012*, S. 1–10.
- Long, J. A. (2000). Parametric Cost Estimating in the New Millennium, *Price Systems LLC* S. 1–7.
- Ludwig, B. (1995). *Methoden zur Modellbildung in der Technologiebewertung*, Dissertation, Technische Universität Clausthal, Clausthal.
- Lufthansa Technik (2008). Prognosekonzepte zur Reduktion von Betriebskosten im Lufttransport (ProReB), Verbundvorhabensbeschreibung für das 4. Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo IV) des BMWi, 2. Aufruf, Hamburg.
- Lufthansa Technik (2015). Jahresbericht 2014, Hamburg.  
**URL:** <http://www.lufthansa-technik.com/documents/100446/101423/Jahresbericht+2014/73371cdb-6a7a-4d15-9006-d78a357ff226>, Abruf am: 21.02.2016.
- Luna, J. J. (2009). Metrics, Models, and Scenarios for Evaluating PHM Effects on Logistics Support, in PHM Society (Hrsg.), *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, 2009*, S. 1–9.
- Lüth, J. (2009). *Behördliche Anforderungen und deren Umsetzung in einem "Unternehmen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit"*, Diplomarbeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau, Hamburg.
- MacConnell, J. H. (2007). ISHM & Design: A review of the benefits of the ideal ISHM system, in IEEE (Hrsg.), *IEEE Aerospace Conference 2007*, S. 1–18.
- Mathew, A., Zhang, S., Ma, L., Earle, T. und Hargreaves, D. (2006). Reducing maintenance cost through effective prediction analysis and process integration, *Advances in Vibration Engineering* 5(2): 87–96.
- MathWorks (2016). MATLAB.  
**URL:** <https://de.mathworks.com/products/matlab.html>, Abruf am: 14.07.2016.
- Meifarth, K. U., Weber, B. und Bauer, A. (2004). Ersatzteilmanagement elektronischer Bauteile: Randbedingungen und Anforderungen in der Zivilluftfahrt, *Lebenszyklusorientiertes Ersatzteilmanagement*, Bd. 1848, VDI-Verlag, Düsseldorf, S. 37–57.
- Mensen, H. (2013). *Handbuch der Luftfahrt*, 2., neu bearbeitete Aufl., Springer Vieweg, Berlin und Heidelberg.
- Meussen, M. und Becker, A. (2004). Integration of a Scenario Method in Airbus Technology and Project Evaluation, *24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Nr. 317, Yokohama, Japan.



- Mildt, C. (2000). *Entwicklung einer Methode zur Abschätzung der Kosten für die Instandhaltung der Flugzeugzellen und -systeme im kommerziellen Flugverkehr*, Studienarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin, Berlin.
- MIMOSA (2015). MIMOSA OSA-CBM: Open System Architecture for Condition-based Maintenance.  
**URL:** <http://www.mimosa.org>, Abruf am: 12.06.2015.
- Minnella, C. und Zahiri, F. (2009). CBM/PHM at Warner Robins ALC: Fielded Systems Session, in PHM Society (Hrsg.), *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, 2009*.
- Moir, I., Seabridge, A. und Jukes, M. (2013). *Civil Avionics Systems*, Aerospace Series, 2. Aufl., Wiley, Chichester, UK.
- Moubray, J. (1997). *Reliability-Centered Maintenance*, 2. Aufl., Industrial Press, New York, N.Y., USA.
- Mueller, I., Larrosa, C., Roy, S., Mittal, A., Lonkar, K. und Chang, F.-K. (2009). An Integrated Health Management and Prognostic Technology for Composite Airframe Structures, in PHM Society (Hrsg.), *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, 2009*.
- Murthy, D. N., Atrens, A. und Eccleston, J. A. (2002). Strategic Maintenance Management, *Journal of Quality in Maintenance Engineering* 8(4): 287–305.
- Nakagawa, T. (2005). *Maintenance Theory of Reliability*, Springer and Springer-Verlag London Limited, London, UK.
- NASA (1995). *Systems Engineering Handbook*, National Aeronautics and Space Administration, Washington D.C., USA.
- Nennen, H.-U. und Hörning, G. (1999). *Energie und Ethik: Leitbilder im philosophischen Diskurs*, Campus Verlag, Frankfurt am Main.
- Nickel, S., Stein, O. und Waldmann, K.-H. (2014). *Operations Research*, Springer-Lehrbuch, 2. Aufl., Springer-Verlag, Berlin.
- Nolte, P. (2008). *Bewertung des Zusammenhangs zwischen globalen Szenarien und dem ökonomisch getriebenen Flugzeugentwurf*, Diplomarbeit, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig.
- Nowlan, F. S. und Heap, H. F. (1978). *Reliability-Centered Maintenance*, United Airlines, San Francisco, Calif., USA.
- Oliver Wyman (2014). *Reported Operating Cost and Utilization of More Than 3,000 Narrowbody Aircraft*.  
**URL:** [http://www.planestats.com/bhsn\\_2014dec](http://www.planestats.com/bhsn_2014dec), Abruf am: 24.10.2017.

- Paschen, H., Greser, K. und Conrad, F. (1978). *Technology Assessment: Technologiefolgenabschätzung: Ziele, methodische und organisatorische Probleme, Anwendungen*, Campus Verlag, Frankfurt am Main und New York.
- Patterson-Hine, A., Aaseng, G. B., Biswas, G., Narashimhan, S. und Pattipati, K. (2011). Diagnosis, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 265–280.
- Pearce, B. (2013). *Profitability and the Air Transport Value Chain: An analysis of investor returns within the airline industry and its supply chain*, Nr. 10 in *IATA Economics Briefing*, International Air Transport Association.  
**URL:** <http://www.iata.org/whatwedo/Documents/economics/profitability-and-the-air-transport-value%20chain.pdf>, Abruf am: 15.11.2014.
- Pearce, B. (2015). *Economic Performance of the Airline Industry – 2015 End-year report*, IATA Economics, International Air Transport Association.  
**URL:** <https://www.iata.org/whatwedo/Documents/economics/IATA-Economic-Performance-of-the-Industry-end-year-2015-report.pdf>, Abruf am: 22.01.2016.
- Pecht, M., Dube, M., Natishan, M., Williams, R., Banner, J. und Knowles, I. (2001). Evaluation of Built-In Test, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* **37**(1): 266–271.
- Pecht, M. G. (2008). *Prognostics and health management of electronics*, Wiley, Hoboken, N.J., USA.
- Pelzer, W. (1999). *Methodik zur Identifizierung und Nutzung strategischer Technologiepotenziale*, Dissertation, RWTH Aachen, Aachen.
- Perel, J. (2009). *Komponentenidentifikation für Prognoseverfahren am Beispiel des blauen Hydrauliksystems des Airbus A320*, Masterarbeit, Fachhochschule Wedel, Fachrichtung Wirtschaftsingenieurwesen, Wedel.
- Pfeiffer, M. (2010). Operational Reliability, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK) 2010, Hamburg.
- Poole, K. (2015). *Modellbasierte Entwicklung eines Systems zur Zustandsdiagnose und -vorhersage für die hydraulische Energieversorgung in Verkehrsflugzeugen: Dissertation*, Technische Universität Hamburg-Harburg, Bd. 2/2015 in *Schriftenreihe Flugzeug-Systemtechnik*, Shaker Verlag, Aachen.
- Ramohalli, G. (1992). The Honeywell on-board diagnostic and maintenance system for the Boeing 777, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of the 11th Digital Avionics Systems Conference - DASC*, S. 485–490.
- Raymer, D. P. (2012). *Aircraft design: A conceptual approach*, AIAA education series, 5. Aufl., AIAA American Inst. of Aeronautics and Astronautics, Reston, Va., USA.

- Reimers, J. (2000). Der Instandhaltungsplanungsprozess der Lufthansa Technik am Beispiel der Teilflotten Boeing 747, in VDI Gesellschaft Produktionstechnik (Hrsg.), *Maintenance Ideas - von der technischen Diagnose zur betriebswirtschaftlichen Prognose*, Bd. 1554 in *VDI-Berichte*, VDI-Verlag, Düsseldorf.
- Robelin, O. (2010). Maintenance Review Board Process (MRB) and Instructions for Continued Airworthiness: Scheduled Maintenance Instructions, EASA - Certification Directorate, Köln.  
**URL:** [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws\\_prod-g-doc-Events-2010-jan-19-Ref-9.-MRB-process.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws_prod-g-doc-Events-2010-jan-19-Ref-9.-MRB-process.pdf)
- Roemer, M. J., Byington, C. S., Kacprzyński, G. J. und Vachtsevanos, G. (2006). An Overview of Selected Prognostic Technologies with Applications to Engine Health Management, in ASME (Hrsg.), *Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006*, S. 1–9.
- Roemer, M. J., Byington, C. S., Kacprzyński, G. J., Vachtsevanos, G. und Goebel, K. (2011). Prognostics, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 281–295.
- Roemer, M. J., Nwadiogbu, E. O. und Bloor, G. (2001). Development of diagnostic and prognostic technologies for aerospace health management applications, in IEEE (Hrsg.), *Proceedings of the 2001 IEEE Aerospace Conference*, S. 3139–3147.
- Rothenbacher, J. (2016). *Optimierung der Instandhaltungsplanung von Verkehrsflugzeugen*, Masterarbeit, Karlsruher Institut für Technologie (KIT), Karlsruhe.
- Rutledge, J. (2003). Airbus Spares Support and Services: Modernes Ersatzteilmanagement in der zivilen Luftfahrt, Airbus, Customer Services, Hamburg.  
**URL:** [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text\\_2003\\_02\\_13\\_Spares\\_Support\\_Services.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2003_02_13_Spares_Support_Services.pdf)
- Saha, B. und Goebel, K. (2008). Uncertainty management for diagnostics and prognostics of batteries using Bayesian techniques, in IEEE (Hrsg.), *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, S. 1–8.
- Saha, B. und Goebel, K. (2009). Modeling Li-ion battery capacity depletion in a particle filtering framework, *Proceedings of the Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2009*, S. 1–10.
- Sandborn, P. A. und Wilkinson, C. (2007). A maintenance planning and business case development model for the application of prognostics and health management (PHM) to electronic systems, *Microelectronics Reliability* **47**: 1889–1901.
- Saxena, A., Celaya, J., Balaban, E., Goebel, K., Saha, B., Saha, S. und Schwabacher, M. (2008). Metrics for Evaluating Performance of Prognostic Techniques, in IEEE (Hrsg.), *International Conference on Prognostics and Health Management*, S. 1–17.

- Saxena, A., Roychoudhury, I., Celaya, J. R., Saha, S. und Goebel, K. (2010). Requirements Specifications for Prognostics: An Overview, in AIAA (Hrsg.), *Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace 2010*.
- Saxena, A., Roychoudhury, I., Celaya, J., Saha, B., Saha, S. und Goebel, K. (2012). Requirement Flowdown for Prognostics Health Management, in AIAA (Hrsg.), *Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace 2012*.
- Scandura, J. P. A. (2005). Integrated Vehicle Health Management as an System Engineering Discipline, *Proceedings of the 24th Digital Avionics System Conference - DASC 2005*, Bd. 2, S. 7.D.1–1–7.D.1–10.
- Scandura, J. P. A., Christensen, M., Lutz, D. und Bird, G. (2011). Commercial Aviation Health Management, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 589–603.
- Scanff, E., Feldman, K. L., Ghelam, S., Sandborn, P., Glade, M. und Foucher, B. (2007). Life Cycle Cost Impact of Using Prognostic Health Management (PHM) for Helicopter Avionics, *Microelectronics Reliability* **47**(12): 1857–1864.
- Scheelhaase, J., Schaefer, M., Grimme, W. und Maertens, S. (2012). Cost Impacts of the Inclusion of Air Transport into the European Emissions Trading Scheme in the Time Period 2012-2020, *European Journal of Transport and Infrastructure Research (EJTIR)* **12**(4): 332–348.
- Schieck, A. (2002). *Ziele und Rahmenbedingungen der Instandhaltungslogistik: Systemanalyse und empirische Fallstudien aus der Luftfahrt*, Dissertation, Lehrstuhl für Betriebswirtschaftslehre mit Schwerpunkt Logistik, Technische Universität München, München.
- Schilling, T. (2009). *Methoden zur Modellierung von Flugzeuginstandhaltung*, Diplomarbeit, Institut für Lufttransportsysteme, Technische Universität Hamburg-Harburg, Hamburg.
- Schilling, T., Langhans, S. und Hölzel, N. (2011). Dokumentation AirTOBS - Aircraft Technology & Operations Benchmark System: Dokumentation, Daten und Kalibrierung, DLR Lufttransportsysteme, Abteilung Systemanalyse Lufttransport, Hamburg.
- Schlosser, C. und Schüppstuhl, T. (2014). Numerical controlled robot crawler: new resource for industries with large scale products, *Production Engineering* **8**(6): 719–725.
- Schneider, D. (1992). *Investition, Finanzierung und Besteuerung*, 7., vollst. überarb. und erw. Aufl., Gabler, Wiesbaden.
- Schnieder, H. (1998). Methode zur Bewertung von Projekten und Technologien im zivilen Flugzeugbau, in DGLR (Hrsg.), *Tagungsband zum Workshop Bewertung von Flugzeugen, 26./27. Oktober 1998*, DGLR-Fachausschuss S2 Luftfahrtsysteme und TU München - Fakultät Maschinenwesen, München.

- Scholz, D. (1998). DOCSys - A Method to Evaluate Aircraft Systems, in DGLR (Hrsg.), *Tagungsband zum Workshop Bewertung von Flugzeugen, 26./27. Oktober 1998*, DGLR-Fachausschuss S2 Luftfahrtsysteme und TU München - Fakultät Maschinenwesen, München.
- Schuh, G., Klappert, S., Schubert, J. und Nollau, S. (2011). Grundlagen zum Technologiemanagement, in G. Schuh und S. Klappert (Hrsg.), *Technologiemanagement*, Bd. 2 in *Handbuch Produktion und Management*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Berlin und Heidelberg, S. 33–54.
- Schwabacher, M. und Goebel, K. (2007). A survey of artificial intelligence for prognostics, *AAAI Fall Symposium 2007*, S. 107–114.
- Seemann, R. (2010). *Modeling the Life Cycle Cost of Jet Engine Maintenance*, Studienarbeit, Institut für Lufttransportsysteme, TU Hamburg-Harburg, Hamburg.
- Seemann, R., Langhans, S., Schilling, T. und Gollnick, V. (2011). Modeling the Life Cycle Cost of Jet Engine Maintenance, in DGLR e.V. (Hrsg.), *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011*, Bonn, S. 663–673.
- Servatius, H.-G. und Peiffer, S. (1992). Ganzheitliche und evolutionäre Technologiebewertung, *Technologiefrühaufklärung*, Schäffer-Poeschel, Stuttgart, S. 71–92.
- Siewiorek, D. P. und Narasimhan, P. (2011). Failure-Tolerant Architectures for Health Management, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. 467–482.
- Söderholm, P. (2004). Continuous Improvements of Complex Technical Systems: a Theoretical Quality Management Framework Supported by Requirements Management and Health Management, *Total Quality Management & Business Excellence* **15**(4): 511–525.
- Söderholm, P. (2007). A system view of the No Fault Found (NFF) phenomenon, *Reliability Engineering and System Safety* (92): 1–14.
- Speckmann, H. und Rösner, H. (2006). Structural Health Monitoring: A Contribution to the Intelligent Aircraft Structure, *9th European Conference on NDT, 25.-29. September 2006*, Berlin.
- SR Technics (2014). E-Check concept increases aircraft availability.  
**URL:** <http://www.srtechnics.com/cms/index.asp?TopicID=420>, Abruf am: 27.11.2014.
- Sreenuch, T., Tsourdos, A. und Jennions, I. K. (2013). Distributed embedded condition monitoring systems based on OSA-CBM standard, *Computer Standards & Interfaces* **35**: 238–246.
- Stephens, M. P. (2010). *Productivity and reliability-based maintenance management*, Purdue University Press, West Lafayette, Ind., USA.

- Stephens, R. I., Fatemi, A., Stephens, R. R. und Fuchs, H. O. (2001). *Metal Fatigue in Engineering*, 2. Aufl., Wiley, New York, N.Y., USA.
- Stolz, C. und Neumair, M. (2010). Structural health monitoring, in-service experience, benefit and way ahead, *Structural Health Monitoring* **9**(3): 209–217.
- Straube, F. (1988). *Kriterien zur Planung und Realisierung von Instandhaltungskonzepten in logistikorientierten Unternehmen: Zugl.: Dissertation, Techn. Univ. Berlin, 1987*, Bd. 19 in *Schriftenreihe der Bundesvereinigung Logistik e.V.*, Huss-Verlag, München.
- Stumpf, E., Langhans, S., Weiss, M., Sun, X. und Gollnick, V. (2011). A Methodology for Holistic Air Transport System Analysis, in AIAA (Hrsg.), *ATIO 2011*, S. 1–11.
- Sturm, A. (2003). *Efficient Operations: Intelligent Diagnosis and Maintenance of Plants*, VGB PowerTech Service, Essen.
- Sun, B., Zeng, S., Kuang, R. und Pecht, M. (2010). Benefits Analysis of Prognostics in Systems, in IEEE (Hrsg.), *2010 Prognostics & System Health Management Conference (PHM2010 Macau)*, S. 1–8.
- Suwondo, E. (2008). *Life Cycle Costing in Aircraft Maintenance: Life Cycle Cost Models Development and Implementation*, VDM Verlag Dr. Müller, Saarbrücken.
- Swearingen, K., Majkowski, W., Bruggeman, B., Gilbertson, D. und Dunsdon, J. (2007). An Open System Architecture for Condition Based Maintenance Overview, in IEEE (Hrsg.), *IEEE Aerospace Conference 2007*, S. 1–8.
- Thomas, E. (1966). ATA Direct Operating Cost Formula for Transport Aircraft, SAE Technical Paper 660280.
- Thorbeck, J. (2001). Flugzeugentwurf I und II: Manuskript zur integrierten Lehrveranstaltung: Technische Universität Berlin. Technische Universität Berlin.
- Tinseth, R. (2012). The Space Between, Randy’s Journal, Boeing Commercial Airplanes. **URL:** [http://www.boeingblogs.com/randy/archives/2012/04/the\\_space\\_between.html](http://www.boeingblogs.com/randy/archives/2012/04/the_space_between.html), Abruf am: 01.11.2017.
- Torhorst, S. (2014). *Identification and evaluation of the potentials of Prognostics and Health Management in future civil aircraft*, Masterarbeit, Technische Universität München, München.
- Toyama, N. und Takatsubo, J. (2004). Lamb wave method for quick inspection of impact-induced delamination in composite laminates, *Composites science and technology* **64**(9): 1293–1300.
- Uckun, S. (2011). Foreword, in S. B. Johnson, T. J. Gormley, S. S. Kessler, C. D. Mott, A. Patterson-Hine, K. M. Reichard und J. P. A. Scandura (Hrsg.), *System Health Management*, Wiley, Hoboken, N.J., USA, S. XXIX–XXXII.

- Uckun, S., Goebel, K. und Lucas, P. J. (2008). Standardizing Research Methods for Prognostics, in IEEE (Hrsg.), *International Conference on Prognostics and Health Management*, S. 1–10.
- University of Westminster (2004). Evaluating the true cost to airlines of one minute of airborne or ground delay, Performance Review Unit, EUROCONTROL, Brüssel, Belgien.
- University of Westminster (2008). Dynamic Cost Indexing: Aircraft crewing - marginal delay costs, Transport Studies Group, University of Westminster, Innovative Cooperative Actions of Research & Development in EUROCONTROL Programme CARE INO III, London, UK.
- U.S. Department of Defense (DoD) (1995). Parametric Cost Estimating Handbook: Joint Government/Industry Initiative, Arlington, Va., USA.
- U.S. Department of Defense (DoD) (2001). Systems Engineering Fundamentals, Systems Management College, Department of Defense, Fort Belvoir, Va., USA.
- U.S. Department of Defense (DoD) (2008). Condition Based Maintenance Plus DoD Guidebook, Washington D.C., USA.
- U.S. Energy Information Administration (2011). Jet Fuel Prices, United States.  
**URL:** <http://www.eia.gov/oiaf/aeo/tablebrowser/>, Abruf am: 10.06.2015.
- Vachtsevanos, G. und Goebel, K. (2015). Introduction to Prognostics: Tutorial, The Georgia Institute of Technology und NASA Ames Research Center, Atlanta, Ga. und Mountain View, Calif., USA.  
**URL:** [http://www.phmsociety.org/sites/phmsociety.org/files/PROGNOSTICS\\_TUTORIAL.pdf](http://www.phmsociety.org/sites/phmsociety.org/files/PROGNOSTICS_TUTORIAL.pdf), Abruf am: 28.02.2016.
- Vachtsevanos, G. J. (2006). *Intelligent fault diagnosis and prognosis for engineering systems*, Wiley, Hoboken, N.J., USA.
- van Horenbeek, A., Pintelon, L. und Muchiri, P. (2010). Maintenance optimization models and criteria, *International Journal of System Assurance Engineering and Management* **1**(3): 189–200.
- VDI Verein Deutscher Ingenieure e.V. (2000). *Technikbewertung - Begriffe und Grundlagen*, Düsseldorf.
- Vianna, W. O. L., Rodrigues, L. R. und Yoneyama, T. (2015). Aircraft Line Maintenance Planning Based on PHM Data and Resources Availability Using Large Neighborhood Search, *Proceedings of the Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2015*, San Diego, Calif., USA.
- Vöcking, B., Alt, H., Dietzfelbinger, M., Reischuk, R., Scheideler, C., Vollmer, H. und Wagner, D. (2008). *Taschenbuch der Algorithmen*, Springer, Berlin und Heidelberg.

- Wasson, C. S. (2006). *System analysis, design, and development: Concepts, principles, and practices*, Wiley series in systems engineering and management, Wiley-Interscience, Hoboken, N.J., USA.  
**URL:** <http://www.loc.gov/catdir/enhancements/fy0619/2004061247-t.html>
- Wellensiek, M., Schuh, G., Hacker, P. A. und Saxler, J. (2011). Technologiefrüherkennung, in G. Schuh und S. Klappert (Hrsg.), *Technologiemanagement: Handbuch Produktion und Management 2*, 2. Aufl., Springer, S. 89–169.
- Werner, D. (2015). A maddening, costly problem, *Aerospace America* **February 2015**: 28–33.  
**URL:** [http://www.aerospaceamerica.org/Documents/Aerospace%20America%20PDFs%202015/February2015/Feature1\\_AA\\_Feb2015.pdf](http://www.aerospaceamerica.org/Documents/Aerospace%20America%20PDFs%202015/February2015/Feature1_AA_Feb2015.pdf), Abruf am: 06.07.2016.
- Wicke, K. (2016). *Bewertung der natürlichen Laminarhaltung an Verkehrsflugzeugen im operationellen Umfeld*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) - Lufttransportsysteme, DLR-Forschungsbericht 2016-24, Hamburg. Dissertation Technische Universität Hamburg-Harburg (TUHH).
- Wicke, K. und Bertsch, L. (2011). SLED - Silent Leading Edge Devices, Aircraft Requirements, Aircraft Design and Noise Potential Analysis, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Lufttransportsysteme, Hamburg.
- Wicke, K., Kruse, M., Linke, F. und Gollnick, V. (2014). Impact of insect contamination on operational and economic effectiveness of aircraft with natural laminar flow technology, in ICAS (Hrsg.), *Proceedings of 29th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 7.-12. Sept. 2014, St. Petersburg, Russland, S. 1–17.
- Wiedemann, J. (2007). *Leichtbau: Elemente und Konstruktion*, 3. Aufl., Springer, Berlin und New York.
- Wilmering, T. J. und Ramesh, A. V. (2005). Assessing the impact of health management approaches on system total cost of ownership, *2005 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, S. 3910–3920.
- Zerbst, M. (2000). *Total Productive Maintenance: Strategische Instandhaltung mobiler Anlagen*, Dissertation, Deutscher Universitäts-Verlag, Wiesbaden.
- Zhang, H., Kang, R. und Pecht, M. (2009). A Hybrid Prognostics and Health Management Approach for Condition-Based Maintenance, in IEEE (Hrsg.), *IEEE International Conference on Industrial Engineering and Engineering Management, 2009*, IEEE, Piscataway, N.J., USA, S. 1165–1169.