



Masterarbeit

Anforderungen an ein Health and Usage Monitoring System (HUMS) für den Einsatz bei Hubschraubern zur Überwachung der mechanischen Integrität

Muhammed Ünüvar
HT-MA 135/2016

Autor:	Muhammed Ünüvar
Immatrikulations-Nr.:	03625399
Betreuer:	Willem Garre

Mai 2017

Erklärung

Hiermit erkläre ich, Muhammed Ünüvar, gegenüber dem Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie der Technischen Universität München, dass ich die vorliegende Masterarbeit selbstständig und ausschließlich unter Zuhilfenahme der im Literaturverzeichnis genannten Quellen angefertigt habe.

Die Arbeit wurde in gleicher oder ähnlicher Form an keiner anderen Hochschule oder Universität vorgelegt.

Garching, den 1. Mai 2017

XXXX

Statement of Authorship

I, Muhammed Ünüvar, confirm that the work presented in this thesis has been performed and interpreted solely by myself except where explicitly identified to the contrary. All verbatim extracts have been distinguished by quotation marks, and all sources of information have been specifically acknowledged. I confirm that this work has not been submitted elsewhere in any other form for the fulfillment of any other degree or qualification.

Garching, 1. Mai 2017



Kurzfassung

Hubschrauber sind im statistischen Vergleich häufiger von Unfällen betroffen als Starrflügler. Neben höherem Missionsrisiko trägt dazu die hohe Komplexität des Systems Hubschrauber bei, da sie Inspektion und Zustandsüberwachung erschwert. Komponentenausfälle im Flug sind Ursache für mehr als 20% aller Flugunfälle. Um Schäden an Komponenten festzustellen, bevor sie unerwartet im Betrieb versagen, werden Health-and-Usage-Monitoring-Systeme (HUMS) eingesetzt. Zwar haben sie ein hohes Potential, die Sicherheit des Hubschrauberfluges zu erhöhen, aber es stürzen auch weiterhin mit solchen Systemen ausgestattete Hubschrauber ab.

Zukünftige HUMS müssen also größere Anforderungen als bisherige Zulassungsvorschriften erfüllen, um die mechanische Integrität des Hubschraubers effektiver zu wahren und Abstürzen durch Komponentenversagen vorzubeugen. Zur Bestimmung dieser Anforderungen ist es notwendig, Grundlagen zu Flugunfällen sowie dem Entwurf und Betrieb von Hubschraubern zu untersuchen. Dafür werden Hauptursachen für Flugunfälle und diejenigen Teile eines Hubschraubers ermittelt, die häufig versagen. Dazu gehören vor allem von Ermüdung betroffene dynamische Komponenten wie Getriebe- oder Rotorbauteile. Dies ist bedingt durch Unsicherheiten im Design, welche hauptsächlich aus falschen Annahmen hinsichtlich der im Betrieb zu erwartenden Lastspektren resultieren. Neben Verbesserungen in der Flugsicherheit kann ein HUMS auch wirtschaftliche Vorteile mit sich bringen. Dies zeigt der Vergleich der zeitabhängigen und der (unter Nutzung von HUMS) zustandsabhängigen Wartung. Bei zustandsabhängiger Wartung sind sowohl Flugsicherheit und Verfügbarkeit der Hubschrauber erhöht, als auch die Wartungskosten reduziert.

Die Betrachtung aktuell gültiger Zulassungsvorschriften für HUMS zeigt, dass sie auf dem technischen Stand der 1990er Jahre liegen. Dadurch ergeben sich Schwächen in der Zustandsüberwachung (sporadische Datenakquisen), während Nutzungsüberwachung gar nicht behandelt wird. Hauptgrund dafür sind niedrige Kapazitäten damaliger Speichermedien. Nach aktuellem Stand ist das Speichern und die Analyse der Daten eines kompletten Fluges mit gängigen Medien möglich.

Aus diesen Erkenntnissen ergeben sich neue Anforderungen an HUMS. Dazu gehören vor allem die dauerhafte Zustands- und Nutzungsüberwachung der nicht-redundanten Komponenten und die Echtzeit-Analyse der wichtigsten Indikatoren während des Fluges, um auch bei sich schnell ausbreitenden Schäden rechtzeitig den Piloten warnen zu können.

Durch Erfüllung dieser Anforderungen kann die Flugsicherheit von Hubschraubern erhöht werden. Zwar erhöht sich damit auch der Entwicklungsaufwand, allerdings reduzieren sich neben Unfallzahlen auch laufende Kosten im Betrieb. In dieser Hinsicht sind auch Bestrebungen der US Navy interessant, welche langfristig die konsequente zustandsabhängige Wartung unter Nutzung von HUMS bei ihrer Hubschrauberflotte planen.

Abstract

Helicopters are statistically more often involved in accidents than airplanes. The principal reasons for that are higher mission risk and high system complexity. High complexity makes inspection and condition monitoring difficult. Component failures in flight cause more than 20% of all rotorcraft accidents. Health and Usage Monitoring Systems (HUMS) are used to detect such failures early before they fail in flight. While they have a high potential of increasing the safety of helicopter flight, there are still accidents where even an installed HUMS could not predict the impending failure of a component, which eventually causes the aircraft to crash.

Therefore, HUMS of the next generation must fulfill greater requirements than current certification standards. Only then a HUMS can help protect the mechanical integrity of a helicopter and more effectively prevent accidents caused by component failures. To determine those requirements, it is necessary to investigate basics of flight accidents as well as design and operational aspects of rotorcraft. In this context, the main causes of helicopter accidents and often failing parts are identified. Those are often dynamic parts like transmission or rotor components, which are affected by fatigue. Their failure in flight is often a result of uncertainties during the design phase. Due to false assumptions regarding the expected flight and load spectra during operations, the real operational life of the components do not match the designed operational life. HUMS can increase flight safety and bring economic advantages at the same time. This can be seen in the comparison of time- and condition-based maintenance. Condition-based maintenance with the use of a HUMS increases flight safety and availability as well as decreasing maintenance costs.

Certification requirements are currently based on the technological possibilities of the 1990s. Therefore, they contain weaknesses in monitoring (only sporadic data acquisitions) and have no requirements concerning usage monitoring. The main reason for that is the low capacity of storage media in those times. With current storage technology, it is easily possible to store and analyze the data of complete flights.

This knowledge leads to new requirements for HUMS. One of the most important requirements is the permanent monitoring of health and usage of all non-redundant components. A real-time in-flight analysis of the most important health indicators is also required. An exceedance in these indicators will lead to a cockpit warning.

The fulfilment of these requirements can increase the flight safety of rotorcraft. Whilst development efforts are increased, not only accidents are reduced, but also ongoing costs in operation. In this regard, it is interesting to see the long-term plans of the US Navy to implement condition-based maintenance by using HUMS in their helicopter fleet.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen und Symbole	III
Abbildungsverzeichnis	V
Tabellenverzeichnis	VII
1. Einleitung	1
1.1. Motivation	1
1.2. Fragestellungen	2
1.3. Ziele	2
1.4. Methoden	3
2. Ausgangssituation	5
2.1. Flugunfälle	5
2.1.1. Unfallursachen	5
2.1.2. Versagensformen	17
2.2. Entwurf und Betrieb von Hubschraubern	19
2.2.1. Grundlagen der Betriebsfestigkeit	19
2.2.2. Unsicherheiten im Design	27
2.2.3. Typische Ermüdungsbauteile	30
2.2.4. Belastung durch unterschiedliche Flugsegmente	33
2.2.5. Wartungskonzepte	38
2.3. Health and Usage Monitoring Systeme	43
2.3.1. Konzept HUMS	43
2.3.2. Zulassungsvorschriften	45
2.3.3. Technische Realisierung	54
2.3.4. Rezeption in der Literatur	58
3. Auswertung	61
3.1. Potential von HUMS	61
3.2. Technischer Stand der Zulassungsvoraussetzungen	63
3.3. Teilbereich Usage Monitoring	66
3.3.1. Notwendigkeit von Usage Monitoring	66
3.3.2. Nutzungsindikatoren	68
3.3.3. Schadensprognose durch Modellnutzung	69
3.4. Schwächen im Health Monitoring	71
3.4.1. Überwachte Komponenten	71
3.4.2. Überwachungsmethoden	72

3.4.3. Warnungsmanagement	73
3.5. Strategien zum Einsatz von HUMS	75
3.5.1. Totale Überwachung	75
3.5.2. Partielle Überwachung	76
4. Anforderungen	77
4.1. Definition des Idealzustands	77
4.1.1. Ideales Health Monitoring System	77
4.1.2. Ideales Usage Monitoring System	78
4.2. Allgemeine Anforderungen	79
4.2.1. Zulassung	79
4.2.2. Nutzerfreundlichkeit	79
4.2.3. Sicherheit der HUMS-Daten	80
4.3. Spezielle Anforderungen hinsichtlich Health Monitoring	81
4.3.1. Umfang überwachter Komponenten	81
4.3.2. Überwachungsmethoden	81
4.3.3. Datenakquise	82
4.3.4. Datenanalyse	82
4.3.5. Zu erkennende Schäden	83
4.3.6. Ausgabe von Warnungen	83
4.4. Spezielle Anforderungen hinsichtlich Usage Monitoring	85
4.4.1. Datenakquise	85
4.4.2. Datenanalyse	85
4.4.3. Ausgabe von Warnungen	86
5. Diskussion	87
5.1. Betrachtung der allgemeinen Anforderungen	87
5.2. Betrachtung der HM-Anforderungen	87
5.3. Betrachtung der UM-Anforderungen	88
6. Fazit	91
A. Anhang	93
A.1. Standard Problem Statements - Auszug	93
A.2. Vorteile von CBM in der Hubschrauberindustrie	96
Literatur	99

Abkürzungen und Symbole

Akronyme

AAD	Additional Airworthiness Directive
AHS	American Helicopter Society
AMC	Acceptable Means of Compliance
BIT	Built-in-Tests
CAA	Civil Aviation Authority
CBIT	Continuous Built-in-Test
CBM	Condition Based Maintenance
CCEB	Current Condition Evaluation Based
CM	Corrective Maintenance
COTS	Commercial of the Shelf
CSI	Controlled Service Introduction
CVFDR	Cockpit Voice and Flight Data Recorder
DMAU	Dynamic Monitoring Acquisition Unit
EASA	European Aviation Safety Agency
EHEST	European Helicopter Safety Team
EVM	Engine Vibration Monitoring
FAA	Federal Aviation Authority
FCPB	Future Condition Prediction Based
FEM	Finite Elemente Methode
GAG	Ground-Air-Ground-Cycle
HFACS	Human Factors Analysis and Classification System
HM	Health Monitoring
HMS	Health Monitoring System
HUMS	Health and Usage Monitoring Systeme
IHST	International Helicopter Safety Team

Akronyme

JHIMDAT	Joint Helicopter Implementation Measurement Data Analysis Team
JHSAT	Joint Helicopter Safety Analysis Team
LCF	Low Cycle Fatigue
MFD	Multi-Function Display
MGS	Maintenance Ground Station
MTTF	Mean Time to Failure
OAG	Oil and Gas
OEM	Original Equipment Manufacturer
PM	Preventive Maintenance
PSF	Part/System Failure
RFID	Radio Frequency Identification
SAR	Search and Rescue
SCARNG	South Carolina Army National Guard
SNR	Signal-Rausch-Verhältnis
SPS	Standard Problem Statement
TBM	Time Based Maintenance
UM	Usage Monitoring
UMS	Usage Monitoring System
USHST	United States Helicopter Safety Team
VHM	Vibrational Health Monitoring System

Abbildungsverzeichnis

2.1. Verteilung der Flugphasen	7
2.2. Anteile der Unfälle mit zugeordneten SPS Level 1	7
2.3. Anteile der Unfälle mit zugeordneten SPS Level 2 zum SPS Level 1 Part/System Failure	8
2.4. Veränderungen auf SPS Level 1 zwischen den Zeiträumen 2000-2005 und 2006-2010	9
2.5. Anteile der Unfälle mit zugeordneten HFACS Level 1	9
2.6. Anteile der Unfälle mit zugeordneten Occurrence Categories	10
2.7. Anteile der Unfälle mit zugeordneten JASC-Codes	11
2.8. Verteilung der SPS Level 1 bei Hubschrauberabstürzen 2011-2015	13
2.9. Verteilung der Unfälle auf Antriebsarten mit und ohne Part/System Failure (PSF) 2011-2015	14
2.10. Anteile mit Verletzten und Todesopfern nach Unfallursache 2011-2015	14
2.11. Verteilung der Unfälle auf Flugphasen 2011-2015	15
2.12. Verteilung der Unfälle auf PSF 2011-2015	15
2.13. Ermüdungsbruchfläche [18]	20
2.14. Arten von Lastwechseln [17]	20
2.15. Wöhlerlinie [17]	21
2.16. Bereiche auf der Wöhlerlinie [17]	22
2.17. Vergleich der Nutzungsspektren in Designannahme und Messung beim Modell AH- 1W [27] LF=Level Flight, Vh=max. Horizontalgeschwindigkeit, AOB= Angle of Bank (Hängewinkel)	29
2.18. Bereiche mit Anteilen an Ermüdungsversagen [15]	30
2.19. Anteile der Werkstoffe an Ermüdungsversagen [15]	31
2.20. Beispiele unterschiedlicher Missionsverläufe	33
2.21. Beispiele für die Wellenleistung bei unterschiedlichen Missionsverläufen	34
2.22. Fehlererkennungskonzepte im Vergleich [35] AE=Acoustic Emissions, ESA=Electrical Signature Analysis	45
2.23. Einbauorte der HUMS-Sensoren [41]	55
2.24. Verbrauch der Lebensdauer in Abhängigkeit vom Nutzungsverhalten [43]	58
3.1. Preisentwicklung für Festplattenspeicher von 1995 bis 2016 [45]	64
3.2. Prozess zur Lebensdauerprognose mit physikalischem Modell unter Nutzung der Überwachungsdaten (in Anlehnung an Farrar und Lieven [48]) Gelb: Datenbasierte Betrachtungen; Blau: Physikalische Betrachtungen	69
3.3. Detektionsreichweite nach aktuellem Stand im Vergleich zu erweiterter Überwa- chung mit Drahtlos-Sensoren	72
3.4. Einflüsse von Rissen und Piloteneingaben auf die Bauteillebensdauer am Beispiel eines Pitch-Links	74

Abbildungsverzeichnis

A.1. Anzahl der Testflugstunden für Wartung im Verhältnis zu Missionsflugstunden bei Hubschraubern mit VHM-System und ohne (Baseline)	96
A.2. Anteil der ungeplanten Wartungsaktivitäten an allen Wartungsaktivitäten	96
A.3. Teilekosten pro Luftfahrzeug pro Flugstunde in 1000 US Dollar	97



Tabellenverzeichnis

2.1. Verteilung nach der versagenden Komponente in der USHST-Analyse	11
2.2. Erkannte Versagensformen 2011-2015	16
2.3. Versagensformen in der Analyse von Davies et al [15]	18
2.4. Verteilung der wegen Ermüdung versagenden Stahlbauteile [15]	32
2.5. Verteilung der wegen Ermüdung versagenden Aluminiumbauteile [15]	32
2.6. Mastmomente für verschiedene Manöver [32]	37
2.7. Rangfolge der Blattlasten für verschiedene Manöver (kleine Zahlen bedeuten höhere Lastwerte) [33]	37
2.8. Vor- und Nachteile von TBM und CBM [34]	40
2.9. Grundbestandeile eines HUMS	43
2.10. Typische VHM-Indikatoren nach CAA CAP753	47
2.11. Typische VHM-Indikatoren nach EASA CS 29.1465(e)	51
2.12. Einbauorte der HUMS-Sensoren [41]	55
3.1. Verluste durch Komponentenversagen bei Hubschraubern und Reduktionspotential durch den Einsatz von HUMS	61
3.2. Fehleinschätzung des Flugspektrums im Design der AH-1W	66
3.3. Einfluss von Steuerverhalten auf Lastvariationen	68
3.4. Relevanz verschiedener Komponenten als Unfallursache und deren Überwachung nach aktuellem Stand	71
3.5. Vergleich der Strategien zum Einsatz von HUMS	75
4.1. Zu überwachende Komponenten	81
4.2. Zu erkennende Schadensbilder	83
4.3. Warnschema und zu ergreifende Aktionen für das Wartungspersonal für Health Monitoring	84
4.4. Zu überwachende Flugzustände und Steuereingaben	85
4.5. Warnschema und zu ergreifende Aktionen für das Wartungspersonal für Usage Monitoring	86
A.1. Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 1 [51] . . .	93
A.2. Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 2 [51] . . .	94
A.3. Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 3 [51] . . .	95

1. Einleitung

Die vorliegende Arbeit thematisiert Health and Usage Monitoring Systeme (HUMS) in unterschiedlichen Facetten. Das übergeordnete Ziel der Arbeit ist die Formulierung von Anforderungen an HUMS. Um es zu erreichen, müssen diverse Aspekte bezüglich HUMS und deren Anwendung in der Realität untersucht, verglichen und beurteilt werden. Für einen bestmöglichen Einstieg in die Thematik werden im Folgenden zunächst die Motivation für die Arbeit und die zur Erreichung der Ziele eingesetzten Methoden dargestellt.

1.1. Motivation

Hubschrauber sind durch ihre einzigartigen flugdynamischen Eigenschaften in unterschiedlichsten Einsatzgebieten zu finden, welche oft schwierige Umgebungsbedingungen wie unwegsamen Terrain oder schlechte Witterungsbedingungen aufweisen. Dies wirkt sich sowohl auf die Sicherheit der Operationen als auch auf den Verschleiß von Komponenten des Hubschraubers aus. Aber auch die hochkomplexe Struktur eines Hubschraubers, welche die genaue Analyse und Überwachung derselben erschwert, reduziert die Sicherheit. Dies zeigt sich auch in Unfallstatistiken, wonach Hubschrauber statistisch öfter verunglücken als Starrflügler. [1, 2] Im Jahr 2010 beispielsweise war die Anzahl der Unfälle pro Flugstunde in den USA bei Hubschraubern fast 25 mal höher als bei Verkehrsflugzeugen und immer noch fast 4 mal so hoch im Vergleich zu Flugzeugen mit bis zu 10 Passagieren. Gleichzeitig wurden bei mehr als einem Fünftel der Hubschrauberunfälle Systemkomponentenausfälle beobachtet. [3]

Daraus wird ersichtlich, dass durch eine Reduktion der Komponentenausfälle die Unfallzahlen für Hubschrauber signifikant verringert werden können. Um dieses Ziel zu erreichen, wurden Monitoring-Systeme für Strukturkomponenten entwickelt. Damit kann man den Zustand der Teile überwachen und ihre Belastungshistorie aufzeichnen. Daraus sind wiederum Rückschlüsse auf die weitere Verwendung möglich. So können Fehler theoretisch frühzeitig erkannt und entsprechende Bauteile ausgetauscht oder repariert werden, bevor sie eine Gefahr für den sicheren Flugbetrieb darstellen. Ein weiterer Vorteil der Überwachung ist die Planbarkeit von Wartungsarbeiten. Dadurch, dass Fehlerteile vorzeitig erkannt werden, kann ihr Austausch geplant werden. So kommt es zu geringeren und vor allem selteneren unerwarteten Ausfallzeiten. Auf diese Weise können Ressourcen gespart werden. [4] Realisiert wird das Prinzip mit sogenannten HUMS. Häufig werden dabei Komponenten in den Triebwerken und im Antriebsstrang für Haupt- und Heckrotor mit Beschleunigungsaufnehmern und Tachometern bestückt. Aus dem Vibrationsverhalten lassen sich unterschiedliche Schadensformen an Triebwerken, Getriebeteilen sowie Wellen und Lagern herleiten.

1. Einleitung

Wie für alle anderen Luftfahrzeuge gelten auch für Hubschrauber nationale und internationale Vorschriften hinsichtlich Konstruktion, Betrieb und Wartung. Dennoch ereignen sich immer wieder Unfälle, oft auch mit Todesopfern. In solchen Fällen werden Unfallursache und -hergang von Herstellern, Behörden und Betreibern untersucht, um Unfällen aus ähnlichen Gründen zukünftig vorbeugen zu können. Trotz allen Bestrebungen stürzen auch weiterhin mit einem HUMS ausgerüstete Hubschrauber durch Versagen von Systemkomponenten ab. Die vorliegende Masterarbeit setzt an diesem Punkt an.

1.2. Fragestellungen

In dieser Arbeit soll untersucht werden, wie derartigen Unfällen in Zukunft vorgebeugt werden kann, indem Anforderungen an HUMS spezifiziert werden. Dazu sind im Vorfeld einige Fragen zu beantworten. In erster Linie ist es wichtig zu wissen, welche Komponenten häufig durch Versagen zu einem Absturz geführt haben. Dabei soll auch geklärt werden, warum trotz einem möglicherweise installierten HUMS das Versagen nicht rechtzeitig erkannt wird. In diesem Zusammenhang sollen auch Bauteile ermittelt werden, die typischerweise von Ermüdung betroffen sind.

Außerdem ist die Kenntnis über Unsicherheiten im Entwurf entscheidend für den effizienten Einsatz von HUMS. Wo ein Bauteil mit hohen Sicherheitsfaktoren aufgrund ungenauer Informationen über sein Lebensdauerverhalten ausgelegt wird, könnte die tatsächliche sichere Lebensdauer bisher nicht weit genug ausgeschöpft oder aber überschritten werden. [5] Von Relevanz ist weiterhin der Einfluss verschiedener Flugsegmente auf die Lebensdauer der Komponenten. Des Weiteren sind Funktionsweise und Zulassungsvoraussetzungen für HUMS ebenfalls relevante Punkte, die untersucht werden müssen, um Verbesserungen in dieser Hinsicht vorschlagen zu können.

Die Klärung all dieser Aspekte führt schließlich zu der Hauptfrage: Wie kann bei Hubschraubern mit einem HUMS die Flugsicherheit erhöht werden?

1.3. Ziele

Das übergeordnete Ziel dieser Arbeit ist die Formulierung von Anforderungen an ein HUMS. Die Einhaltung dieser Vorschriften soll Unfällen durch Versagen von Strukturkomponenten vorbeugen. Zwar gibt es auch Systeme zur Überwachung von elektrischen oder hydraulischen Komponenten, hier werden jedoch HUMS zur Beobachtung von strukturmechanischen Komponenten insbesondere im Antriebsstrang betrachtet. Dabei liegt der Fokus zunächst auf dem Umfang und der Quelle der erfassten Daten.

Bei der Formulierung der Anforderungen soll auch auf die Möglichkeit der Ressourceneinsparung bei der Nutzung von HUMS Rücksicht genommen werden. Dies bezieht sich insbesondere auf Wartungsaktivitäten basierend auf Ausgabedaten des eingesetzten HUMS in Form von Condition Based Maintenance (CBM). Hier ist eine möglichst präzise Schadenserkenkung erforderlich,

damit die Flugsicherheit auf keinen Fall eingeschränkt wird.

1.4. Methoden

Zunächst sollen mit einer umfassenden Literaturrecherche Informationen gesammelt werden, um ein Grundlagenverständnis aufzubauen. Nur damit können Anforderungen an HUMS gestellt und diskutiert werden. In diesem Rahmen werden zu Beginn Unfallberichte sowie Statistiken zu Bauteilausfällen mit mechanischen Ursachen untersucht. Vorfälle werden nach verschiedenen Kriterien (wie z.B. Ausfallkomponente, Fatalität) klassifiziert und verglichen. Daraus können schließlich Rückschlüsse auf notwendige Verbesserungen gezogen werden. Genauso werden Entwurfsmethoden für kritische Bauteile wie zum Beispiel Antriebskomponenten analysiert.

Im Hinblick auf eine mögliche Reduzierung von Wartungskosten mit HUMS werden auch gängige Wartungskonzepte mit ihren Vor- und Nachteilen sowie mögliche Vorteile der zustandsabhängigen Wartung in Verbindung mit einem HUMS erforscht. Im Weiteren wird das Konzept HUMS betrachtet. Neben der Funktionsweise liegen auch die Vorschriften der für HUMS wichtigsten nationalen und internationalen Behörden im Fokus.

Schließlich werden die Ergebnisse der Literaturrecherche zusammengeführt und anhand der betrachteten Statistiken und Berücksichtigung der technischen Möglichkeiten untersucht, ob aktuelle Zulassungsvoraussetzungen kritische Punkte adressieren und welchen Einschränkungen sie unterliegen. Anschließend werden Überlegungen durchgeführt, welche Fähigkeiten ein HUMS besitzen muss, um die Flugsicherheit von Hubschraubern zu erhöhen.

Mit dieser Grundlage werden schließlich Anforderungen für HUMS formuliert, welche auf dem aktuellen Stand der Technik basieren, aber auch zukünftig verfügbare Technologien berücksichtigen. Diese werden anschließend im Hinblick auf ihre Umsetzbarkeit kritisch diskutiert.

2. Ausgangssituation

Dieses Kapitel umreißt den Stand der Forschung zum Thema HUMS. Dafür werden zunächst Flugunfälle statistisch betrachtet und deren Hauptursachen ermittelt. Anschließend werden Aspekte zum Entwurf und Betrieb von Hubschraubern untersucht. Dabei werden Methoden in der Entwicklung sowie Wartungskonzepte in der Betriebsphase betrachtet. Zuletzt werden Informationen zu HUMS selbst zusammengetragen. Neben Zulassungsvorschriften wird auch die Funktionsweise eines aktuellen HUMS vorgestellt.

2.1. Flugunfälle

In diesem Abschnitt werden Unfälle von Hubschraubern untersucht. Zunächst sollen wertungsfrei Statistiken betrachtet und somit ein Überblick über die generelle Flugsicherheit bei Hubschraubern mit den wichtigsten Unfallursachen gegeben werden. Anschließend werden die Statistiken zu Unfällen aufgrund von Bauteilversagen näher analysiert und Gründe für Versagen präsentiert.

2.1.1. Unfallursachen

Um im Hinblick auf Flugsicherheit Fortschritte erzielen zu können, muss zunächst verstanden werden, warum Hubschrauber abstürzen und an welchen Punkten angesetzt werden kann. Dazu werden im Folgenden Unfallstatistiken betrachtet. Zunächst sollen Grundlagen zu Statistiken von Hubschrauberunfällen nähergebracht werden. Anschließend werden Statistiken für Unfallursachen vorgestellt.

Standard Problem Statements

Bei der Erstellung von Statistiken und der Unterscheidung von Unfallursachen werden auf sogenannte Standard Problem Statement (SPS) Codes zurückgegriffen. Diese wurden vom International Helicopter Safety Team (IHST) entwickelt und vom European Helicopter Safety Team (EHST) übernommen. [6] Die standardisierten Codes bezeichnen Probleme, die bei Unfällen aufgetreten sind und zum Absturz geführt haben können. Einem Flugunfall können mehrere SPS zugewiesen werden, da ein Unfall häufig aus der Verkettung von mehreren Problemen folgt.

2. Ausgangssituation

Sie werden auf drei Ebenen betrachtet. SPS Level 1 entspricht dabei dem größten Detailgrad, Level 2 und Level 3 schlüsseln die Probleme detaillierter auf. Ein umfangreicher Auszug aus der Originaltabelle befindet sich im Anhang in den Tabellen A.1, A.2 und A.3.

Human Factors Analysis and Classification System

Der größte Teil der Unfälle im modernen Hubschrauberflug hat seinen Ursprung in menschlichem Versagen, wie im nächsten Abschnitt Statistiken zu sehen ist. Daher ist es besonders wichtig, menschliches Versagen zu klassifizieren, um die Hauptformen dafür zu ermitteln. So können Prioritäten für Bemühungen hinsichtlich Unfallprävention gesetzt werden. Eine dazu geeignete Methode ist die Klassifizierung nach dem Human Factors Analysis and Classification System (HFACS) von Scott Shappell und Douglas Wiegmann. [7] Wie die SPS betrachten auch die Gruppen des HFACS Zwischenfälle bzw. Auftreten von menschlichem Versagen auf mehreren Detaillierungsebenen. Die Hauptgruppen lauten folgendermaßen:

1. Unsafe Acts
2. Preconditions for Unsafe Acts
3. Unsafe Supervision
4. Organizational Influences

Diese werden in weitere Unterpunkte aufgelöst, so dass einem Unfall eine präzise ausgedrückte Form des menschlichen Versagens zugeordnet werden kann. Der Bereich „Unsafe Acts“ enthält in seiner Untergruppe „Errors“ zum Beispiel die Kategorien „Decision Errors“ und „Perceptual Errors“. [7]

Statistiken

Wie bereits erwähnt, sind Flugunfälle meistens die Folge einer Aneinanderreihung von Problemen. Daher sind bei der Klassifizierung von Unfällen in Statistiken generell zwei Möglichkeiten vorhanden. Zum einen kann man jedem Ereignis die Anzahl der Unfälle zurechnen, bei denen es aufgetreten ist. Dadurch wird erkennbar, welche Probleme häufig bei Flugunfällen aufgetreten sind, also Teil der Problemkette sind. Aus diesen Statistiken kann der Handlungsbedarf für häufige Problembereiche ermittelt werden, um Verkettungen zu reduzieren. Zum anderen können Flugunfälle auch nach ihrem Auslöser ¹ sortiert werden. Dies bietet sich insbesondere auf dem Detaillierungsgrad SPS Level 2 und vergleichbar oder detaillierter an. So können aus erkannten, allgemeinen Problembereichen konkrete Empfehlungen abgeleitet werden.

¹ z.B. ein zerstörtes Lager, das zu einem Triebwerksausfall geführt hat und wo das anschließende Autorotationsmanöver erfolglos blieb

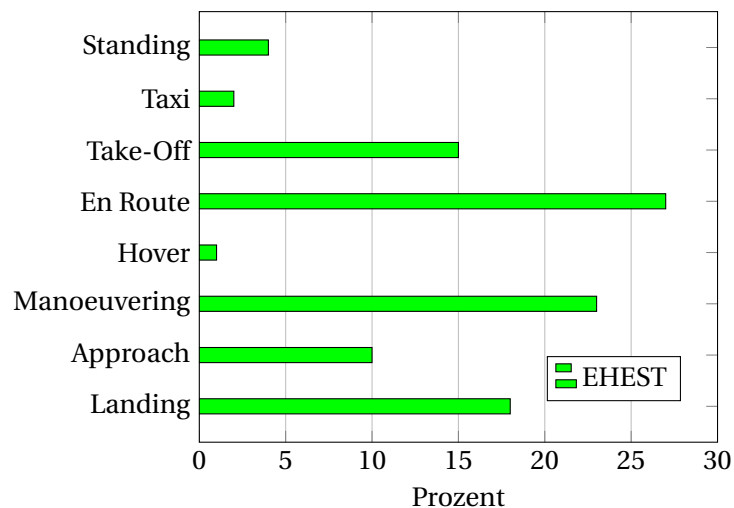


Abbildung 2.1.: Verteilung der Flugphasen

EHEST Einer Analyse des EHEST [8] zufolge sind in Europa in den Jahren von 2000 bis 2010 862 Hubschrauber abgestürzt. Zum Zeitpunkt der Veröffentlichung waren die Untersuchungen zu 487 dieser Unfälle abgeschlossen. Davon sind 325 in den Jahren 2000 bis 2005 passiert. So kann ein Vergleich mit den 162 analysierten Unfällen der Jahre 2006-2010 durchgeführt und Entwicklungen hinsichtlich Unfallursachen beobachtet werden. 37% der analysierten Flugunfälle endeten mit tödlichen oder schweren Verletzungen, bei 63% gab es keine oder nur leichte Verletzungen. Abbildung 2.1 zeigt die Verteilung der Unfälle auf die verschiedenen Phasen im Flug. Die meisten Unfälle passierten im Reiseflug und bei Manövern. Der größte Teil der verunglückten Hubschrauber hatte nur ein Triebwerk (40% mit Kolbenmotor und 43% mit Gasturbine). Lediglich 16% hatten zwei oder mehr Gasturbinen installiert. Der Anteil mit mehreren Kolbentriebwerken ist vernachlässigbar.

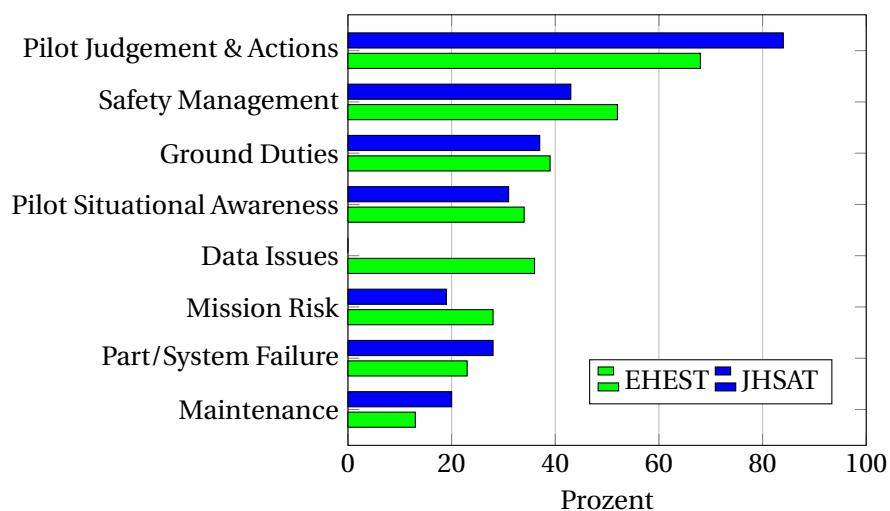


Abbildung 2.2.: Anteile der Unfälle mit zugeordneten SPS Level 1

Abbildung 2.2 zeigt, wie vielen Unfällen das jeweilige SPS zugeordnet wurde. Es zeigt sich, dass der Faktor Mensch mit Abstand die größte Unfallursache ist. Bei Anwendung des SPS Level 1 wird

2. Ausgangssituation

ersichtlich, dass der größte Teil der Abstürze im Zusammenhang mit „Pilot Judgement and Actions“ (dt. Pilotenentscheidung, 68%) und unzureichendem „Safety Management“ (dt. Organisation der Sicherheit, 52%) sowie „Ground Duties“ (dt. Tätigkeiten am Boden, 39%) stehen. Weitere öfter aufgetretene Probleme sind dem Bereich „Pilot Situation Awareness“ (dt. Situationsbewusstsein, 34%) zuzuordnen oder erwachsen aus dem spezifischen „Mission Risk“ (dt. Missionsrisiko, 28%). Bei etwa 23% aller Abstürze wurden „Part/System Failures“ (dt. Versagen in Systemkomponenten) festgestellt, im Bereich „Commercial Air Transport“ sogar bei fast 30%.² Das SPS "Data Issues" (dt. Datenprobleme, 36%) weist lediglich darauf hin, dass die Analysten bei einem Unfall keine oder nicht genug Informationen erlangen konnten, um eindeutige Ursachen feststellen zu können.

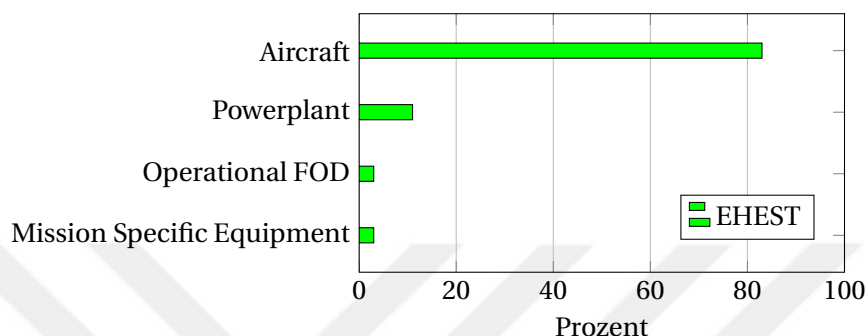


Abbildung 2.3.: Anteile der Unfälle mit zugeordneten SPS Level 2 zum SPS Level 1 Part/System Failure

Geht man eine Ebene tiefer in der Unterscheidung, also auf Level 2 für das SPS "Part/System Failure" (siehe Abbildung 2.3), zeigt sich, dass bei 83% ein Versagen am Luftfahrzeug generell aufgetreten ist. Dies schließt sowohl die Zelle als auch den Antriebsstrang mit ein. Bei 11% der Abstürze versagte ein Triebwerk und bei jeweils 3% wurde Versagen durch Fremdoobjekte oder Versagen der missionsspezifischen Ausrüstung beobachtet. Insgesamt hat sich der Anteil der Abstürze wegen Versagen von Systemkomponenten an der Gesamtzahl der Hubschrauberabstürze in Europa im zweiten Zeitraum gegenüber dem ersten Zeitraum geringfügig (um knapp 2 Prozentpunkte) gesteigert. Auch die Änderungen in anderen Kategorien sind meist gering, wie in Abbildung 2.4 zu sehen ist. Der vergleichsweise große Rückgang in der Kategorie „Data Issues“ resultiert daraus, dass die Untersucher besseren Zugang zu Daten erlangt haben. Der Rückgang im Bereich „Safety Management“ deutet auf bessere Umsetzung und Konzepte von Sicherheits- und Präventionsmaßnahmen hin.

Da menschliche Fehler eine der Hauptursachen für Hubschrauberabstürze sind, soll hier unter Nutzung des HFACS näher darauf eingegangen werden, um einen generellen Überblick zu geben. Wie in Abbildung 2.5 zu sehen ist, wurden 47% der Unfälle „Unsafe Acts - Errors“ zugeordnet. Diese sind Fehler der Besatzung, wie z.B. Auslassung eines Punktes in einer Checkliste oder Überschätzung der eigenen Fähigkeiten. Etwa 12% der Unfälle sind bei vorsätzlichen Regelbrüchen zustande gekommen. Diese können unter anderem Missachtung des Missionsbriefings oder Betriebsgrenzen des Luftfahrzeugs sein.

²Einem Unfall können mehrere SPS-Codes zugeordnet werden, weshalb die einzelnen Punkte in Summe mehr als 100% ergeben dürfen.

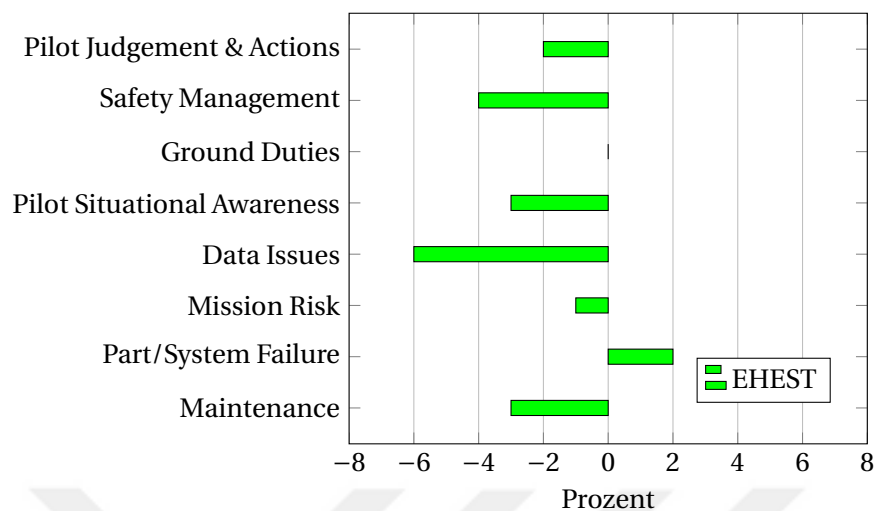


Abbildung 2.4.: Veränderungen auf SPS Level 1 zwischen den Zeiträumen 2000-2005 und 2006-2010

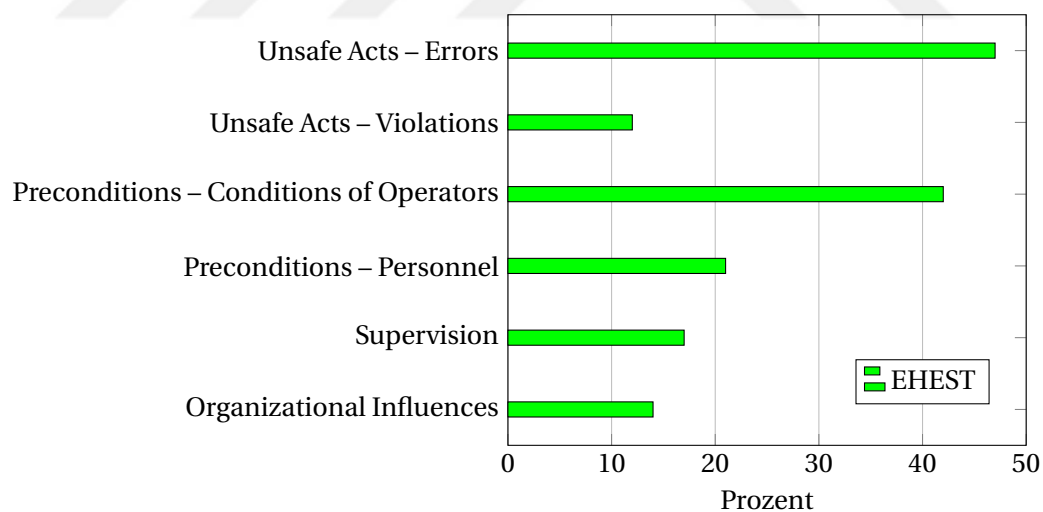


Abbildung 2.5.: Anteile der Unfälle mit zugeordneten HFACS Level 1

2. Ausgangssituation

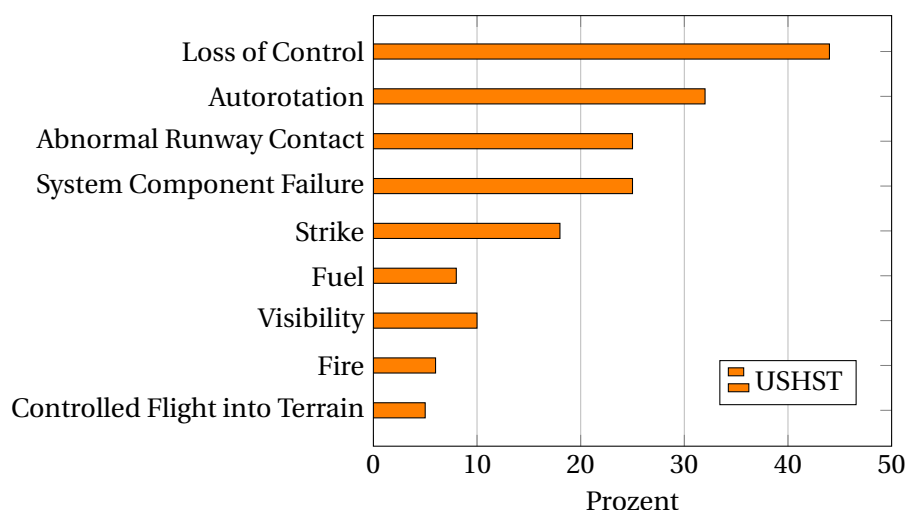


Abbildung 2.6.: Anteile der Unfälle mit zugeordneten Occurrence Categories

JHSAT Für die Flugunfälle der Jahre 2000, 2001 und 2006 in den USA liegen ebenfalls Statistiken vor. Diese wurden vom Joint Helicopter Safety Analysis Team (JHSAT) analysiert und mit SPS klassifiziert. Es zeigt sich, dass die Statistiken in den USA ähnlich denen in Europa sind, wie in Abbildung 2.2 ersichtlich ist. Sie belegen ebenfalls, dass menschliche Fehler die größte Unfallursache sind. Bei Anwendung der SPS Level 1 zeigt sich, dass 84% der Unfälle mit „Pilot Judgement and Actions“ zusammenhängen. Weitere Hauptprobleme kommen aus den Bereichen „Safety Management“ mit 43%, „Ground Duties“ mit 37% und „Pilot Situation Awareness“ mit 31%. Darauf folgen die Kategorien „Part/System Failure“ mit 28% und „Maintenance“ mit 20%. [9]

USHST Basierend auf den Ergebnissen des JHSAT führte das United States Helicopter Safety Team (USHST) die Analyse fort und verglich die Ergebnisse der Jahre 2009 bis 2011 vom Joint Helicopter Implementation Measurement Data Analysis Team (JHIMDAT) mit den Daten des JHSAT. Das Gesamtergebnis beider Untersuchungen ist grafisch in Abbildung 2.6 dargestellt. Statt der Taxonomie der SPS wurden hier „Occurrence Categories“ (dt. Erscheinungskategorien) verwendet. Diese beschreiben, was bei einem Absturz passiert ist und nicht weshalb er passiert ist. Über beide Zeiträume hinweg traten vor allem „Loss of Control“ (dt. Kontrollverlust, 44%), Autorotation (32%) und „Abnormal Runway Contact“ (dt. abnormaler Kontakt mit der Landebahn, 25%) auf. Insgesamt wurde bei etwa 25% aller Unfälle „System Component Failures“ bzw. Part/System Failure (PSF) (dt. Versagen von Systemkomponenten) festgestellt. Weiterhin auffällig ist die Kategorie „Strike“ (Einschläge, 18%), welche beispielsweise Blitz- und Objekteinschläge enthält.

Für den Bereich PSF wurde eine den SPS ähnliche Codierung namens „Joint Aircraft System/Component (JASC) Codes“ angewendet. Abbildung 2.7 zeigt auf einem Detailgrad vergleichbar mit SPS Level 2, dass 49% dieser Unfälle durch Triebwerksversagen, 35% durch Versagen am Rotorensystem und etwa 16% durch Versagen an der Zellenstruktur verursacht wurden. Der Anteil der durch PSF verursachten Unfälle hat sich im Vergleich zur Situation in Europa merkbar um 6% reduziert. Signifikante Veränderung gab es auch in der Kategorie „Loss of Control“ mit einer Steigerung um 6%. Zu diesen und weiteren Änderungen wird am Ende des Abschnitts eingegangen.

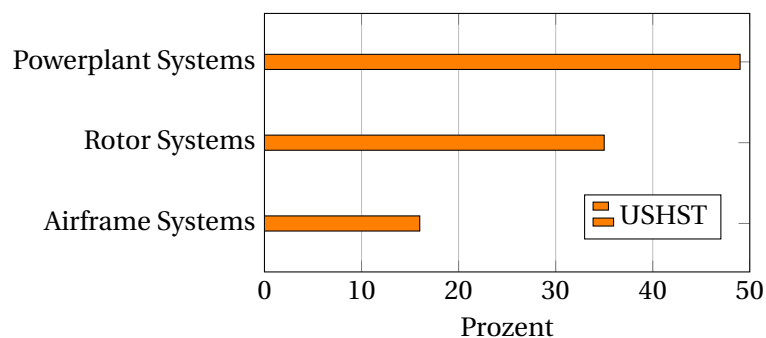


Abbildung 2.7.: Anteile der Unfälle mit zugeordneten JASC-Codes

Beschreibung	Zeitraum 1 (00,01,06)	Zeitraum 2 (09-11)
Gasturbine/Turboprop	18,1%	24,7%
Kolbenmotor	8,3%	13,5%
Treibstoff und Steuerung Triebwerk	9,7%	12,4%
Hauptrotorgetriebe	9,7%	10,1%
Hauptrotor	4,2%	7,9%
Rotorflugsteuerung	7,6%	6,7%
Treibstoff	2,1%	5,6%
Hydraulik	2,8%	3,4%
Rumpf	2,8%	3,4%
Heckrotorgetriebe	9,7%	3,4%
Landewerk	0,7%	2,2%
Zündung	0,7%	2,2%
Ausrüstung/Einbauten	4,2%	1,1%
Heckrotor	6,9%	1,1%
Triebwerk	4,9%	1,1%
Triebwerkssteuerung	1,4%	1,1%

Tabelle 2.1.: Verteilung nach der versagenden Komponente in der USHST-Analyse

2. Ausgangssituation

Noch detaillierter aufgelöst sind die Unfälle nach versagender Komponente aufgeteilt. Dabei zeigt sich eine statistische Verschiebung der Verteilungen zwischen den verglichenen Zeiträumen, wie in Tabelle 2.1 ersichtlich ist. Wenn man die Anteile der mechanischen Komponenten im ersten Zeitraum zusammenzählt³, erhält man insgesamt 72,2%. Obwohl dieser Wert im zweiten Zeitraum mit 71,9% fast gleich geblieben ist, haben sich teilweise die Anteile der einzelnen Punkte verändert. Während die Werte bei Ausfällen der Gasturbine (+6,6%), des Kolbenmotors (+5,2%) und des Hauptrotors (+3,7%) gestiegen sind, ist in den Kategorien Heckrotor (-6,3%), Heckrotorgetriebe (-5,8%) und Triebwerk (-3,8%) ein Rückgang sichtbar. Die Änderung in der Kategorie Triebwerk kann jedoch aus Bezeichnungsunterschieden in den beiden Zeiträumen resultieren, da es nicht näher kategorisierte Probleme im Triebwerksbereich (Gasturbine oder Kolbenmotor) enthält. Daher soll es hier nicht weiter beachtet werden. Ausfälle in den Bereichen Hauptrotorgetriebe (+0,4%), Rotorflugsteuerung (+0,9%) und Rumpf (+0,6%) haben sich nur um weniger als 1% verändert. Von den Unfällen mit Komponentenversagen endeten in beiden Zeiträumen kombiniert 10% tödlich für mindestens einen Beteiligten. Allerdings wurde ein Rückgang um ca. 5% vom ersten zum zweiten Zeitraum beobachtet. Statistiken zu schweren und leichten Verletzungen werden nicht aufgeführt.

In der Analyse wird auch auf die Auslöser von PSF eingegangen. Bei insgesamt 28% ist die Ursache unklar. In 47% der Fälle wurden Wartungsfehler erkannt und 16% der Versagen resultierten aus Fertigungsfehlern. Lediglich 9% wurden durch Pilotenfehler verursacht. Im Vergleich der beiden Zeiträume ist zwar der Anteil der Fertigungsfehler auf weniger als die Hälfte gefallen, allerdings hat sich auch der Anteil an unbekannten Auslösern mehr als verdoppelt. Daher ist es nicht möglich, eine Entwicklung hinsichtlich der Auslöser festzustellen. Pilotenfehler als Auslöser für Komponentenversagen ist jedoch innerhalb der Größenordnung seines Anteils weiterhin gering (Reduktion von 9,8% auf 6,7%) geblieben, weshalb Probleme in der Wartung und der Fertigung weiterhin die Hauptauslöser sind.

Die Ursachen der Veränderungen in einzelnen Kategorien und Unfallausgängen sind gegenwärtig nicht geklärt. Als möglicher Grund wird die unterschiedlich starke Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen des IHST durch Betreiber oder auch der möglicherweise ausgebliebene Erfolg von bisher angewendeten Maßnahmen aufgeführt. Da es dazu jedoch keine umfassende Datenbasis gibt, wurde bei der Erstellung dieser Statistiken von einer Interpretation abgesehen. Die bisherige Analyse des USHST konzentriert sich lediglich auf das Zeigen von Entwicklungen. [3]

³Gasturbine, Kolbenmotor, Hauptrotorgetriebe, Hauptrotor, Rotorflugsteuerung, Rumpf, Heckrotorgetriebe, Heckrotor, Triebwerk

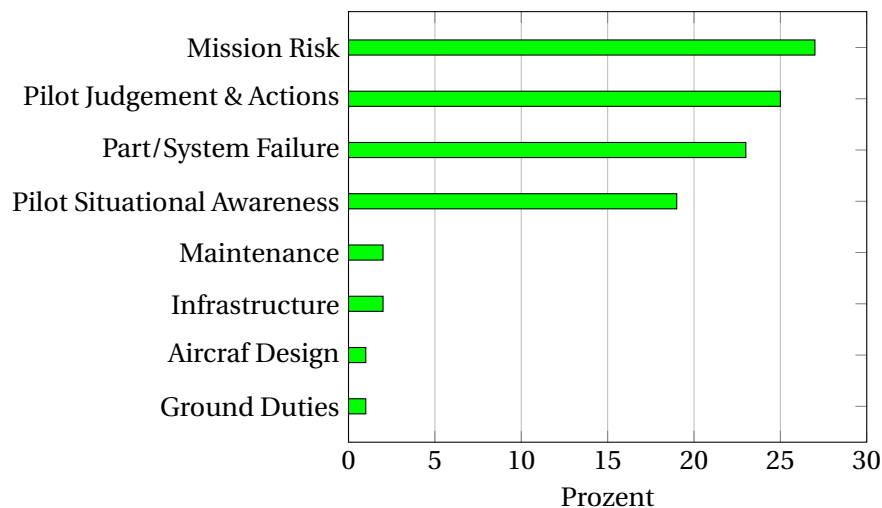


Abbildung 2.8.: Verteilung der SPS Level 1 bei Hubschrauberabstürzen 2011-2015

Recherche 2011-2015 Im Rahmen dieser Arbeit wurden anschließend an die bisher vorgestellten Untersuchungen eigene Recherchen durchgeführt. Methodisch wurde ähnlich den obigen Analysen vorgegangen. Für die Beschreibung der Probleme wurden SPS Level 1 verwendet. Im Gegensatz zur EHEST-Analyse wurde einem einzelnen Unfall jedoch nur ein SPS zugewiesen. Einen ersten Überblick über die Verteilung gibt Abbildung 2.8. Die Daten dazu wurden aus Internetdatenbanken und Berichten von Luftfahrtbehörden unterschiedlicher Länder bezogen. [10, 11, 12] Dabei wurden Unfälle mit bisher unbekannter Ursache nicht mit einbezogen. Insgesamt konnten 446 Unfälle untersucht werden.

Es ist zu berücksichtigen, dass die Bereiche „Mission Risk“, „Pilot Judgement & Actions“ sowie „Pilot Situational Awareness“ in den meisten Fällen nicht klar voneinander abzugrenzen waren. Daher wurde bei der Erstellung dieser Statistik auf das SPS zurückgegriffen, das den jeweiligen Unfallhergang am besten erklärt. Komponentenversagen, die direkt aus menschlichem Versagen resultieren, wurden in dieser Statistik nicht unter „Part/System Failure“ aufgeführt. Ein Beispiel dafür ist die ungenügende Vorflugkontrolle seitens des Piloten, der den mit Schnee gefüllten Triebwerkseinlauf nicht entdeckt. Später im Flug führte dies zu einem Triebwerksausfall. [13] Dieser Unfall wurde dem SPS „Ground Duties“ zugeordnet. Pilotenfehler verursachten insgesamt mindestens 43% der betrachteten Unfälle. Bei Unfällen aufgrund von hohem Missionsrisiko sind Pilotenentscheidungen und -handlungen ebenfalls häufig involviert, weshalb der tatsächliche Anteil der Pilotenfehler noch höher liegt. Da für diese Arbeit allerdings nur Versagen von mechanischen Systemkomponenten relevant sind, wurden lediglich dadurch ausgelöste Unfälle detaillierter analysiert. Deren Anteil an der Gesamtzahl der Hubschrauberunfälle im betrachteten Zeitraum liegt mit 23% sehr nah an den Zahlen der bisher vorgestellten Analysen.

Bei der Verteilung der Unfälle durch Versagen von Systemkomponenten (PSF) auf verschiedene Antriebsarten zeigen sich keine Auffälligkeiten, wie in Abbildung 2.9 ersichtlich. Abbildung 2.10 zeigt, dass die Gefahr für Insassen bei Unfällen durch PSF vergleichsweise etwas geringer als bei anderen Unfallursachen ist. Verlust des Situationsbewusstseins beim Piloten erforderte die meisten Todesopfer. Seltener aufgetretene Unfallursachen wurden hier nicht mit aufgenommen.

2. Ausgangssituation

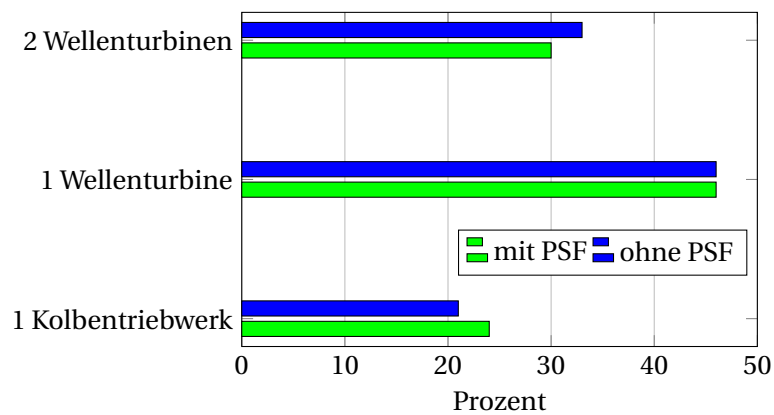


Abbildung 2.9.: Verteilung der Unfälle auf Antriebsarten mit und ohne Part/System Failure (PSF) 2011-2015

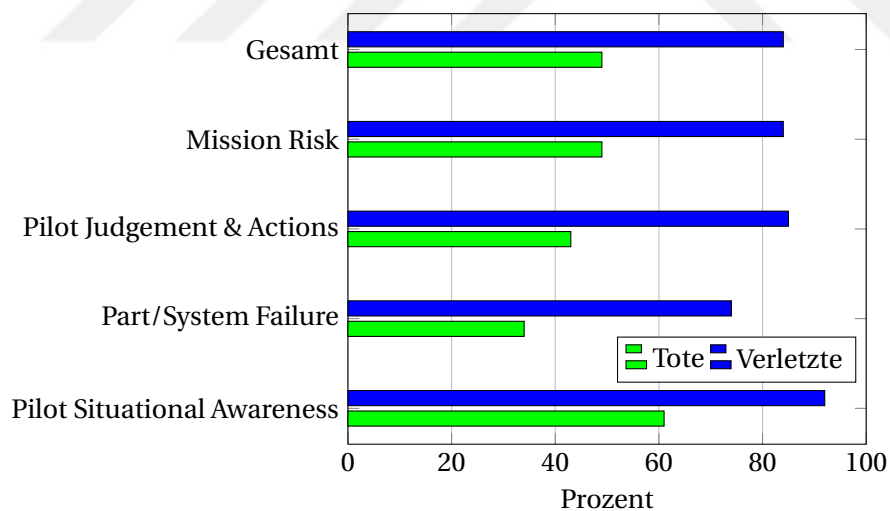


Abbildung 2.10.: Anteile mit Verletzten und Todesopfern nach Unfallursache 2011-2015

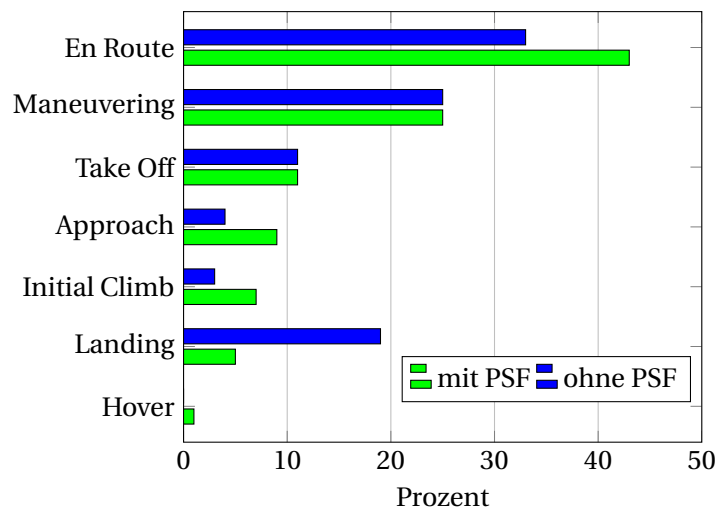


Abbildung 2.11.: Verteilung der Unfälle auf Flugphasen 2011-2015

Abbildung 2.11 zeigt die Verteilung der Flugunfälle auf verschiedene Flugphasen. Der größte Teil der Unfälle ereignete sich im Reiseflug und im Manöverflug. PSF traten im Reiseflug öfter und während der Landung deutlich seltener auf.

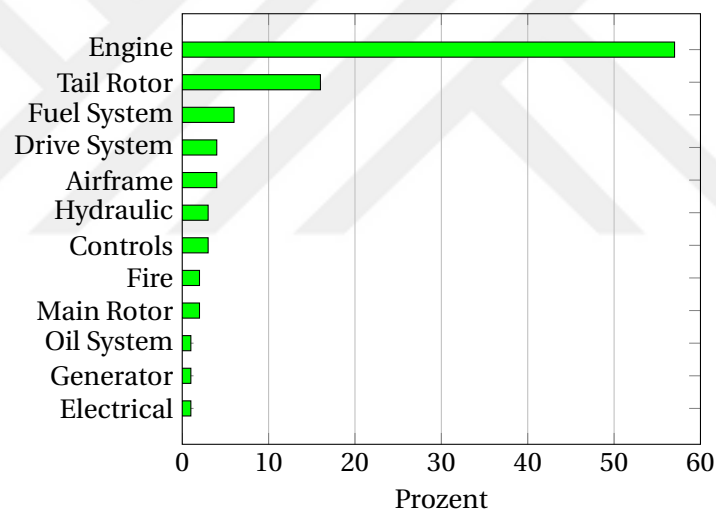


Abbildung 2.12.: Verteilung der Unfälle auf PSF 2011-2015

Möchte man den Oberbegriff PSF im Detail betrachten, so ergibt sich die Verteilung in Abbildung 2.12. Die Triebwerke sowie der Heckrotor fallen am häufigsten aus. Gleichzeitig traten 51% der Abstürze durch Triebwerksausfall bei einmotorigen Hubschraubern mit einer Wellenturbine auf. 29% hatten einen Kolbenmotor und 20% waren mit zwei Wellenturbinen ausgestattet. Aus dem Vergleich dieser Werte mit den Werten für alle Unfälle in Abbildung 2.9 wird klar, dass Triebwerksversagen bei Hubschraubern mit einem Kolbenmotor häufiger und mit zwei Wellenturbinen seltener Unfallursache ist.

2. Ausgangssituation

Im Weiteren wurden die Auslöser für PSF untersucht. Dabei wurden nur die Unfälle mit in die Zusammenfassung aufgenommen, bei denen der jeweilige Auslöser bekannt ist. Diese sind in Tabelle 2.2 zu finden. Aufgrund der oft beschränkt verfügbaren Berichte konnten daher keine statistisch relevanten Mengen zusammengetragen werden. Daher wird hier auf eine Ermittlung des jeweiligen Anteils verzichtet und nur die Liste der aufgetretenen Versagensarten vorgestellt.

Art des Ausfalls	Auslöser
Triebwerk	Turbinenscheibenermüdung
	Lager
	Überhitzung
	Brennkammerermüdung
	Feuer
	Einspritzung
	Verdichterpumpen
	Einlassventil
	Dämpfung
	Zündung
Zelle	Heckauslegerermüdung
	Höhenleitwerk
Antriebsstrang	Triebwerk-Getriebe-Kupplung
	Antriebsriemen
	Rotormast
Hauptrotor	Blattgelenk
	Blattermüdung
Heckrotor	Resonanz
	Blattbruch
	Lager
	Sicherheitsstift
	Steuerstangenbruch
	Antriebswellenbruch
	Blattunwucht

Tabelle 2.2.: Erkannte Versagensformen 2011-2015

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass Versagen von Strukturkomponenten sowohl in Europa als auch in den USA bei mehr als 20% aller Unfälle aufgetreten sind. Wie die Analyse der Unfälle von 2011-2015 zeigt, sind sie in den meisten Fällen auch Ursache und nicht nur Randerscheinung bei einem Absturz. Dabei sind häufig die Triebwerke eines Hubschraubers sowie der Heckrotor der Ort des Komponentenversagens. Ein Ansatz, der das Auftreten dieser Art der Unfallursache reduziert, kann zu deutlich verringerten Unfall- und Opferzahlen im Hubschrauberflug führen.

2.1.2. Versagensformen

In diesem Abschnitt werden die Arbeiten von Dr. Matthew Greaves vorgestellt. Er hat Unfallberichte von 12 Hubschrauberabstürzen seit 1980 untersucht, die durch Versagen im Antriebsstrang verursacht wurden. Sein Ziel war es, mit diesen Erkenntnissen zur Entwicklung der Sensorik für ein HUMS der nächsten Generation beizutragen. [14] Für dieses Kapitel werden die Erkenntnisse zu Versagensformen extrahiert, um in späteren Abschnitten darauf zurückgreifen zu können.

Zur Vermeidung von falschen Rückschlüssen wurden an die analysierten Unfallberichte folgende Kriterien angesetzt:

1. Der behördliche Bericht ist offiziell abgeschlossen.
2. Er hat ausreichend detaillierte technische Informationen, um die Ereignisfolge beim Unfall nachvollziehen zu können.
3. Versagen ereignete sich entweder in einer Getriebekomponente, oder wurde in diesen Komponenten durch äußere Einflüsse verursacht (inkl. menschlichen Eingaben)
4. Der Unfall ist relevant für die Verwendung von HUMS.
5. Der Bericht wurde in englischer Sprache veröffentlicht.

Aus 413 potentiell verwendbaren Unfallberichten wurden die 12 passendsten ausgewählt und mittels Fehlerbaumanalyse auf primäre und sekundäre Versagensformen in Getrieben untersucht. Es wurde festgestellt, dass zwar Ähnlichkeiten zwischen verschiedenen Einzelereignissen bei den Unfällen existieren, die Ereignisfolge und der Einfluss einzelner Ereignisse sich jedoch bei jedem Unfall anders verhalten. Es wurde daher kein übergeordnetes Muster zum Unfallhergang bei Versagen in Getriebekomponenten gefunden. Dies kann unter anderem aus der geringen Anzahl an betrachteten Fallbeispielen resultieren.

Es wurden schließlich folgende Schadensarten als Schlüsselfaktoren [14] für ein Versagen gefunden:

- Korrosionskerben und Zerspanungsfehlstellen als Rissauslöser
- Risse unterhalb der Oberfläche
- Material- und Fertigungsfehler
- Kaltverschweißung bei Schrauben
- Verschleiß
- Bruch oder Riss bei Überlast
- Verformung von Lagerrollen, Laufring, Zähnen, Wellen und Keilprofilen bei Überlast
- Eigenspannungen
- Kriechen von Gehäusebauteilen
- Fressen in Rollenlagern
- Vorschriftswidrige Oberflächenbeschichtungen auf Hartmetall
- Unzureichende Verbindung zwischen Beschichtung und Hartmetall sowie Abblättern der Beschichtung

In der Liste ist erkennbar, dass teilweise Fertigungs- und Materialfehler einem mechanischen

2. Ausgangssituation

Kategorie	Beschreibung	Anteil
Ermüdung	High/Low Cycle Fatigue, Lochfraß, Abplatzungen	54,8%
Korrosion	Interkristallin, Lochfraß, Galvanische und Spannungskorrosion	11,7%
Verschleiß	Fressen, Erosion	10,3%
Überlastung	Bauteilüberlastung	10%
Fertigungsfehler	Überlappung, Kaltverschweißung, Hitzebehandlungsrisse	6,4%
Debonding	Metall zu Metall oder Metall zu Verbundwerkstoff	3,7%
Verschiedenes	Verlust von Schmiermittel	1,9%
Versprödung	Wasserstoffversprödung, Metalleddiffusion	1,2%

Tabelle 2.3.: Versagensformen in der Analyse von Davies et al [15]

Versagen zugrunde liegen. Die Überlastung einzelner Komponenten wiederum kann auf unzureichendes Design oder Überschreiten von Betriebsgrenzen deuten.

Davies et al. [15] führten eine Studie zu Komponentenversagen in Hubschraubern des Herstellers AgustaWestland in den 30 Jahren vor 2013 durch. Eine Auflistung verschiedener Versagensauslöser befindet sich in Tabelle 2.3. Die Studie ergab, dass etwa 55% der Komponentenversagen wegen Materialermüdung aufgetreten sind. Die nächstgrößeren Kategorien Korrosion (mit 12%) und Verschleiß (mit 10%) sind jeweils für einen vergleichsweise geringeren Anteil an Bauteilausfällen verantwortlich. Daher wird in dieser Arbeit besonderer Wert auf die Prävention von unerwartetem Ermüdungsversagen gelegt.

2.2. Entwurf und Betrieb von Hubschraubern

Dieser Abschnitt geht auf den Entwurf von Hubschrauberkomponenten und den Betrieb von Hubschraubern ein. Zunächst sollen die Grundlagen der Betriebsfestigkeit allgemein und im Speziellen mit Bezug auf Hubschrauber erläutert werden. Weiterhin wird der Entwurf von Hubschrauberkomponenten auf Unsicherheiten untersucht, die durch Anwendung der genannten Entwurfskonzepte auftreten können. Anschließend werden sowohl angewandte als auch bisher konzeptionelle Wartungsprinzipien vorgestellt, die besonders im Hubschrauberbetrieb relevant sind. Des Weiteren sollen typische Ermüdungsbauteile und deren Kritikalität ermittelt werden. Danach wird der Einfluss verschiedener Flugsegmente auf die Lebensdauer einzelner Komponenten diskutiert. Zuletzt werden verschiedene Wartungskonzepte vorgestellt und die Anwendung in der Hubschrauberindustrie ausgewertet.

2.2.1. Grundlagen der Betriebsfestigkeit

Im Folgenden werden Grundlagen zum Thema Betriebsfestigkeit erklärt. Zunächst wird das Phänomen „Ermüdung“ mit dazugehörigen Begriffen beschrieben. Anschließend werden Methoden zur betriebsfesten Auslegung vorgestellt, die in der Hubschrauberindustrie bevorzugt eingesetzt werden.

Ermüdung

Im Maschinenbau kommen veränderliche und sich wiederholende Lasten, genannt Lastwechsel, häufig vor. Insbesondere hochdynamische Bauteile wie zum Beispiel Zahnräder in Getrieben oder Lagerrollen unterliegen einer sehr hohen Zahl an Lastwechseln im Betrieb. Das belastete Teil wird bei jedem Lastwechsel auf mikroskopischer Ebene beschädigt, auch wenn die maximalen Einzelasten unterhalb der Festigkeitsgrenzen liegen. Bei Metallen bilden sich Risskeime in der Kristallstruktur, die bei weiterer Belastung zu Mikrorissen führen. Diese Risse weiten sich aus und werden ab einer Länge von 1 mm Makrorisse genannt. Während die Richtung der Rissausbreitung bis zu diesem Punkt hauptsächlich vom Risskeim abhängt, erfolgt die weitere Ausbreitung senkrecht zur größten Normalspannung. Mit zunehmenden Lastspielzahlen wächst der Riss und reduziert so die Querschnittsfläche des Bauteils. Wird diese zu klein, um die Belastung aufzunehmen, kommt es zum Restgewaltbruch. Daher kann das Bauteil nach einer entsprechend hohen Lastspielzahl schon bei Lasten versagen, die deutlich unter der Auslegungslast liegen. [16, 17]

Die Fläche eines Ermüdungsbruches weist typische Merkmale auf, die in Abbildung 2.13 zu sehen sind. Sie zeigt den abgebrochenen Pedalarm eines Fahrrads. Der Riss hat sich am unteren Ende des sichtbaren Querschnitts gebildet und sich anschließend ausgebreitet. Die dunkel gefärbte Fläche ist der Bereich, der sich während der Rissausbreitung gebildet hat. Zu erkennen sind die sogenannten Rastlinien, die sich aufgrund der wechselnden Belastung und damit schwankender Rissausbreitungsgeschwindigkeit bilden. Die helle, raue Fläche entstand beim Restgewaltbruch.

2. Ausgangssituation



Abbildung 2.13.: Ermüdungsbruchfläche [18]

Hier wurde die ertragbare Last der verbleibenden Querschnittsfläche überschritten und der Pedalarm ist an dieser Stelle abgebrochen. Die raue Bruchfläche deutet auf einen Spröbruch hin.

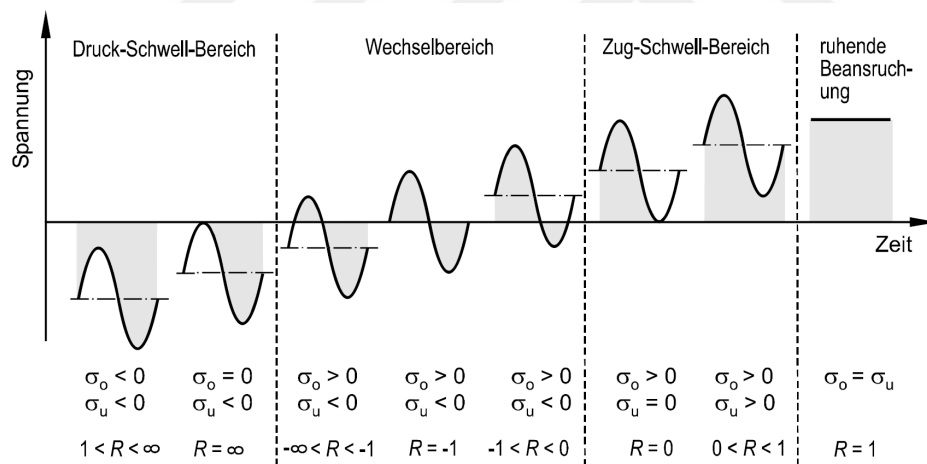


Abbildung 2.14.: Arten von Lastwechseln [17]

Periodische Lastwechsel können durch eine Reihe von Begriffen beschrieben werden. Die höchste auftretende Spannung wird als Oberspannung σ_o und die niedrigste Spannung als Unterspannung σ_u bezeichnet. Das arithmetische Mittel der beiden ist die Mittelspannung $\sigma_m = (\sigma_o + \sigma_u)/2$. Die Spannungsamplitude $\sigma_a = (\sigma_o - \sigma_u)/2$ gibt an, wie weit die Spannung von der Mittelspannung ausschlägt. Das Spannungsverhältnis $R = \sigma_o/\sigma_u$ ist das Verhältnis zwischen Ober- und Unterspannung. Lastwechsel werden in drei Kategorien eingeordnet, welche in Abbildung 2.14 dargestellt sind. Druck-Schwell-Belastungen sind reine Drucklasten, wo die Unterspannung immer im Druck-

bereich ($\sigma_u < 0$) ist und die Oberspannung entweder im Druckbereich oder null ($\sigma_o \leq 0$) ist. Zug-Schwell-Belastungen sind reine Zuglasten, wo die Oberspannung immer im Zugbereich ($\sigma_o > 0$) ist und die Unterspannung entweder im Zugbereich oder null ($\sigma_u \geq 0$) ist. Bei einer Wechselbelastung wechselt die Last innerhalb einer Periode vom Druck- in den Zugbereich und umgekehrt, Ober- und Unterspannung haben umgekehrte Vorzeichen. [17]

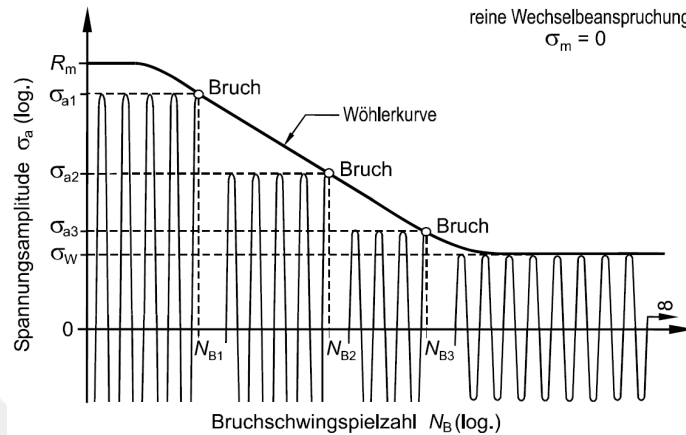


Abbildung 2.15.: Wöhlerlinie [17]

Der Verlauf der fallenden Festigkeit bei steigenden Lastspielzahlen wird durch eine Wöhlerlinie wie in Abbildung 2.15 beschrieben. Zur Bestimmung der Wöhlerlinie wird der Wöhlerversuch durchgeführt. Dabei werden gleichwertige Materialproben oder Bauteile mit der gleichen Mittelspannung σ_m für alle Proben und jeweils verschiedener Spannungsamplitude σ_a einer Schwingbelastung unterworfen, bis die Probe bricht. Die Schwingbelastung ist in der Regel sinusförmig. Trägt man nun die Spannungsamplitude σ_a über die jeweilige Lastspielzahl beim Bruch in ein Diagramm ein und verbindet die Punkte, entsteht die Wöhlerlinie. Aufgrund der statistischen Verteilung von Materialwerten und Bauteilqualität werden auf jedem Lastniveau mehrere Prüflinge getestet. Die Anzahl der Prüflinge ist abhängig von der erwarteten Streuung. Prüflinge, die nicht bei der erwarteten Lastspielzahl brechen, werden Durchläufer genannt. Das so ermittelte Diagramm gilt jedoch nur für die anfangs gestellten Bedingungen. Wurde beispielsweise eine wechselnde Druckbelastung mit einer Mittelspannung von $\sigma_m = 0$ gewählt, so darf diese Wöhlerlinie nur für entsprechende Anwendungsfälle mit der Mittelspannung $\sigma_m = 0$ benutzt werden. [17]

2. Ausgangssituation

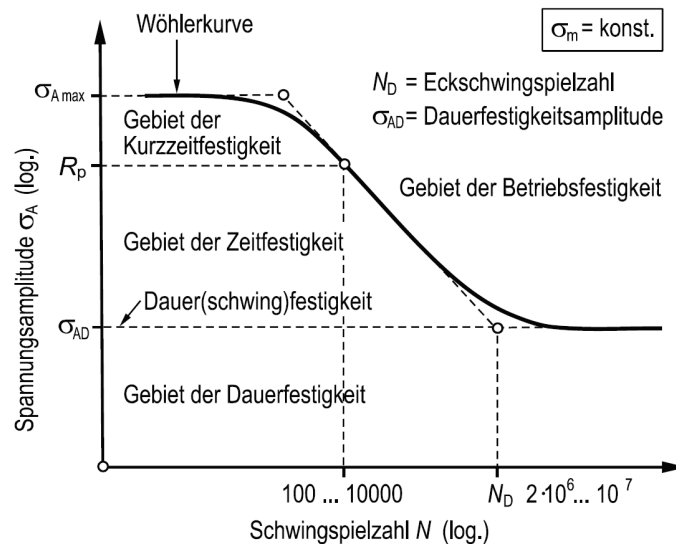


Abbildung 2.16.: Bereiche auf der Wöhlerlinie [17]

Die Wöhlerlinie wird in verschiedene Bereiche unterteilt. Sie sind in Abbildung 2.16 dargestellt. Die in der Wöhlerlinie festgelegten Bereiche Kurzzeitfestigkeit, Zeitfestigkeit und Dauerfestigkeit sind der Schwingfestigkeit zuzuordnen. Sie beschreiben Festigkeiten für periodisch veränderliche Belastungen, die z.B. durch eine sinusförmige Funktion beschrieben werden können. Die Betriebsfestigkeit jedoch gilt für zeitlich und scheinbar zufällig veränderliche Belastungen.

Kurzzeitfestigkeit Dieser Bereich wird auch der Bereich der quasi-statischen Festigkeit genannt und ist in Abbildung 2.16 ganz oben dargestellt. Die Oberspannung befindet sich zwischen Dehngrenze und Zugfestigkeit und bereits nach 100 bis 10000 Lastwechseln tritt der Bruch ein. Die Obergrenze wird durch die Zugfestigkeit R_m festgelegt.

Zeitfestigkeit Der Bereich für die Zeitfestigkeit liegt unterhalb der Kurzzeitfestigkeit, wie in Abbildung 2.16 zu sehen ist. Die Wöhlerlinie nimmt auf der doppellogarithmischen Skala linear mit zunehmender Lastspielzahl ab. Je weiter die Spannungsamplitude und damit die Belastung der Probe abnimmt, desto mehr Lastwechsel kann sie ertragen.

Dauerfestigkeit Die Dauerfestigkeit ist bei den Wöhler-Kurventypen I und II unterschiedlich. Beim Typ I geht die Wöhlerlinie in eine Parallele zur Abszisse über, wie das Beispiel in Abbildung 2.16. Spannungsamplituden unterhalb der Dauerfestigkeit können beliebig oft aufgebracht werden, ohne dass die Probe bricht. Dies ist bei ferritisch-perlitischen Stählen und Titanlegierungen der Fall.

Beim Typ II geht die Wöhlerlinie am Ende der Zeitfestigkeit in eine schwächer fallende, aber niemals horizontale Linie über. Damit ist die ertragbare Lastspielzahl weiterhin von der Spannungsamplitude abhängig, wie auch im Bereich der Zeitfestigkeit. Den Kurventyp II besitzen kubisch-

flächenzentrierte Metalle (z.B. Aluminium) und ihre Legierungen sowie austenitische oder gehärtete Stähle. Auch Werkstoffe unter Korrosionsbedingungen haben keine echte Dauerfestigkeit.

Betriebsfestigkeit Der Bereich rechts der Wöhlerlinie im Diagramm ist der Bereich für die Betriebsfestigkeit, wie auch in Abbildung 2.16 dargestellt. Im realen Betrieb tritt eine scheinbar zufällige Folge an Spannungsamplituden mit variierenden Mittelspannungen auf, worunter einige im Bereich der Dauerfestigkeit liegen können und die Bauteillebensdauer kaum verkürzen. Die tatsächlich ertragbare Lastspielzahl kann daher deutlich größer werden als die im Wöhlerversuch ermittelten Bruchlastspielzahlen für bestimmte Spannungsamplituden. Um realitätsgetreue Ergebnisse für ein Bauteil zu erhalten, kann der Wöhlerversuch mit zufälligem oder vorher bestimmtem Spannungsverlauf durchgeführt werden. Dies wird Betriebsfestigkeitsversuch genannt. [17]

Methoden zur Ermittlung der Betriebsfestigkeit

In der Luftfahrt gibt es zwei grundlegende Designphilosophien, nach denen Luftfahrzeuge und ihre einzelnen Komponenten hinsichtlich Ermüdung ausgelegt werden. Während in der Hubschrauber-Industrie hauptsächlich das Safe-Life-Prinzip angewendet wurde, kam in der Entwicklung von Starrflüglern in der Regel das Damage-Tolerance-Prinzip zum Einsatz. Im Jahr 1989 formulierte die Federal Aviation Authority (FAA) Zulassungsvorschriften für Drehflügler so, dass Fehler und Schäden im Bauteil toleriert werden müssen und den Betrieb nicht beeinträchtigen dürfen. Dies führte dazu, dass das Damage-Tolerance-Prinzip und das Enhanced-Safe-Life-Prinzip von der Hubschrauberindustrie übernommen wurde. [19, 20, 21] Im Folgenden werden die wichtigsten Herangehensweisen für beide Philosophien vorgestellt.

Safe-Life-Prinzip Bis in die 90er Jahre wurde in der Hubschrauberindustrie hauptsächlich die Regel der linearen Schadensakkumulation nach Palmgren und Miner unter Benutzung der Wöhlerlinie angewendet, um die sichere Lebensdauer (engl. „Safe Life“) von Bauteilen zu berechnen. Die Wöhlerlinie des Bauteils wird häufig aus den Ergebnissen von sechs Prüfläufen am entwickelten Bauteil mit verschiedenen Spannungsniveaus ermittelt. Zusätzlich werden Daten aus Wöhlerversuchen zum verwendeten Material benutzt, um einen realistischen Verlauf der bauteilspezifischen Wöhlerlinie zu erhalten. Als untere Grenze der ertragbaren Lastspielzahlen wird schließlich die niedrigste Zahl nach verschiedenen statistischen Abzügen gewählt. Diese können z.B. eine Standardabweichung Abzug vom Durchschnitt oder 80% des Durchschnittswerts sein.

Die gesamte auftretende Betriebslast, also die im Betrieb erwartete Lastkollektive, muss nun in Teilkollektive aufgeteilt werden, um die jeweils im Bauteil verursachte Beschädigung bestimmen zu können. Dazu werden zunächst die auftretenden Nennspannungsamplituden diskretisiert und anschließend die in einem Zyklus (z.B. eine komplette Mission) erwartete Lastspielzahl n_i für jedes diskrete Spannungsniveau ermittelt. Die maximal ertragbare Lastspielzahl N_i für jedes Spannungsniveau wird aus der Wöhlerlinie für das Bauteil entnommen. Da die Spannungsverhältnisse R der Betriebslasten meistens nicht mit den Verhältnissen in den Wöhlerversuchen übereinstimmen, werden die bei der Berechnung verwendeten Spannungen so angepasst, dass sie die gleiche Schädigung im Bauteil und damit die gleiche Reduktion der Lebensdauer verursachen wie die

2. Ausgangssituation

tatsächlichen Betriebslasten (z.B. mit einem Haigh-Diagramm). Nach der Hypothese der linearen Schadensakkumulation kann der durch die Lastkollektive am Bauteil entstehende Schaden D (für engl. Damage) nach Formel 2.1 berechnet werden, in dem man die Quotienten aus erwarteten und ertragbaren Lastspielzahlen für jedes diskrete Spannungsniveau summiert. $D = 1$ bedeutet theoretisch, dass das Bauteil zu 100% beschädigt ist und versagt. In der Realität ist der erhaltene Wert nur als Richtwert zu sehen und sagt nur etwas über die Wahrscheinlichkeit eines Versagens aus, ohne den genauen Zeitpunkt anzukündigen. [19, 20, 21, 22]

$$D = \sum_{n=1}^N \frac{n_i}{N_i} \quad (2.1)$$

Für $D \ll 1$ ist ein Versagen unwahrscheinlich, für $D \approx 1$ wird das Bauteil bald versagen. Um die Lebensdauer bzw. die Anzahl der Zyklen Z zu erhalten, die das Bauteil vor dem Versagen durchlaufen kann, wird der Kehrwert des akkumulierten Schadens nach Formel 2.2 berechnet.

$$Z = \frac{1}{D} = \sum_{n=1}^N \frac{N_i}{n_i} \quad (2.2)$$

Für eine konservative Auslegung wird diese Lebensdauer mit einem Sicherheitsfaktor beaufschlagt. Es wird vorausgesetzt, dass ein Ermüdungsbruch erst nach der doppelten, sicheren Lebensdauer des Bauteils auftreten kann. Die erste Inspektion wird nach A. Brot bei der Hälfte der sicheren Lebensdauer durchgeführt. Weitere Inspektionen folgen nach zeitlichen Abschnitten in der Länge von 20% der sicheren Lebensdauer. Nach Ablauf der sicheren Lebensdauer wird das Bauteil ausgetauscht oder mit weiter verkürzten Inspektionsintervallen nach der Philosophie des Damage-Tolerance-Prinzips betrieben, welches weiter unten beschrieben wird. [22, 23, 24]

Obwohl die Auslegung nach dem Safe-Life-Prinzip bereits zu einer sehr hohen Zuverlässigkeit der Luftfahrzeuge führt, hat sie auch Nachteile, die zur Ablösung durch Flaw Tolerant Safe Life und Damage Tolerance geführt haben. Eines dieser Nachteile ist die Überdimensionierung von Bauteilen, die nicht inspiziert werden und deshalb eine sehr hohe sichere Lebensdauer haben müssen. Dadurch erhöhen sich Materialkosten und Gewicht des Hubschraubers. Der größte Nachteil jedoch ist die fehlende Berücksichtigung von Schäden in und an Bauteilen, die während der Fertigung, der Wartung oder im Betrieb eingebracht wurden, und die Ermüdungsfestigkeit und damit auch die sichere Lebensdauer reduzieren. [23]

Flaw-Tolerant-Safe-Life-Prinzip Dieses Prinzip (auch genannt Enhanced Safe Life) wird nur in der Hubschrauberindustrie angewendet. Sie basiert auf der oben beschriebenen Safe-Life-Methode, verwendet jedoch eigens ermittelte Wöhlerlinien. Für diese Linien wurden die Wöhlerversuche an Bauteilen und Materialproben mit Fehlstellen durchgeführt. Diese sollen Fehler in der Fertigung (z.B. Kratzer) oder Beschädigungen im Betrieb (z.B. Fremdkörpereinschlag) simulieren, nicht nur Ermüdungsrisse oder -brüche. [19] Dabei wird unterschieden zwischen „kaum feststellbaren

Fehlstellen“ (original: „barely detectable flaws“) und „eindeutig feststellbaren Fehlstellen“ (original: „clearly detectable flaws“), welche beide während der Fertigung oder im Betrieb eingebracht werden können. Kaum feststellbare Fehlstellen stehen im Sinne einer konservativen Auslegung für die größtmöglichen, unauffindbaren Fehlstellen. Eindeutig feststellbare Fehlstellen repräsentieren die größtmöglichen Schädigungen, die nicht durch routinemäßige, visuelle Inspektion sondern nur durch besondere Inspektionsmethoden zu entdecken sind. Anschließend wird das betrachtete Bauteil je nach Redundanz so entworfen, dass die folgenden Voraussetzungen erfüllt werden:

1. Strukturelemente ohne Redundanz (einzelner Lastpfad, Einzelversagen führt zu Komplettversagen)

- a) Kaum feststellbare Fehlstellen dürfen während der ausgelegten sicheren Lebensdauer des Bauteils nicht zu einem wachsenden Ermüdungsrisso führen.
- b) Eindeutig feststellbare Fehlstellen dürfen nicht innerhalb eines Inspektionsintervalls zu einem wachsenden Ermüdungsrisso führen.

2. Strukturelemente mit Redundanz (mehrere Lastpfade, Einzelversagen führt nicht zu Komplettversagen)

- a) Kaum feststellbare Fehlstellen dürfen während der ausgelegten sicheren Lebensdauer des Bauteils nicht zu einem wachsenden Ermüdungsrisso führen.
- b) Kaum feststellbare Fehlstellen dürfen im sekundären Lastpfad nicht innerhalb eines Inspektionsintervalls zu einem wachsenden Ermüdungsrisso führen, auch wenn bereits Versagen im primären Lastpfad aufgetreten ist.

Die sichere Lebensdauer wird aus den Wöhlerversuchen mit fehlerfreien Proben sowie Proben mit kaum feststellbaren Fehlstellen wie in der oben beschriebenen Safe-Life-Methode ermittelt. Genauso werden Inspektionsintervalle aus Versuchen unter Nutzung von Proben mit eindeutig feststellbaren Fehlstellen ermittelt, wo die „sichere Lebensdauer“ in der Regel deutlich kürzer ist und dem Inspektionsintervall entspricht. In der Praxis werden aus Sicherheitsgründen allerdings stark verkürzte Intervalle angesetzt. Beim Hauptrotorkopf einer Sikorsky S-76 wurde die theoretische sichere Lebensdauer ermittelt. Dazu wurden zur Bestimmung der ertragbaren Lastspektren Versuche an Proben mit einer Schädigungstiefe von 1 mm (also eine klar feststellbare Fehlstelle) durchgeführt, welche eine um 57% reduzierte Ermüdungsfestigkeit aufwiesen. Deren Wöhlerlinie wurde für eine konservative Betrachtung nochmals um 20% herabgesetzt. Rechnungen unter Nutzung von zu erwartenden Lastspektren ergaben eine sichere Lebensdauer von 15000 Betriebsstunden. Auch wenn das theoretisch als Inspektionsintervall genutzt werden kann, wurde für die Praxis ein Inspektionsintervall von 1250 Stunden empfohlen. [23]

Damage-Tolerance-Prinzip Bei diesem Prinzip werden Inspektionsintervalle und Lebensdauer unter Berücksichtigung der Risswachstumsrate berechnet. Wo eine Komponente mit gerechtfertigtem Aufwand bei regelmäßigen Wartungen inspiziert werden kann, werden Inspektionsintervalle bestimmt. Wo eine Inspektion unverhältnismäßig aufwendig ist, wird eine sichere Lebensdauer

2. Ausgangssituation

ermittelt. [20] Diese Intervalle bzw. Lebensdauern müssen auch bei Vorhandensein eines Ermüdungsrissses gelten. Redundante Strukturen (mit mehreren Lastpfaden) werden dabei nach dem Fail-Safe-Prinzip ausgelegt, d.h. dass das Versagen einer Komponente nicht zum Komplettausfall führt, sondern die Last von anderen Teilen der Struktur aufgenommen wird. Vor allem bei dynamischen Komponenten gibt es häufig nur einen Lastpfad, weshalb sie nicht redundant ausgelegt werden können. Hier muss ein Bauteil so ausgelegt werden, dass ein aufgetretener Ermüdungsrisss nur langsam wachsen kann und der Hubschrauber mindestens bis zur nächsten Inspektion sicher fliegt. Die Inspektionsintervalle sind so zu bestimmen, dass ein Riss zwischen zwei Inspektionen keine kritische Länge erreichen kann. [20, 19] Nach Forth et al. [25] kann das Vorgehen nach dem Damage-Tolerance-Prinzip in 5 Abschnitte unterteilt werden:

1. **Usage:** (dt. Nutzung)
Bestimmung der Betriebsbedingungen (Lastspektrum, Korrosion, Fremdkörperereinschlag, etc.)
2. **Nondestructive Inspection:** (dt. zerstörungsfreie Prüfung)
Rahmensetzung für Inspektionsintervalle, anfängliche und kritische Risslängen für Berechnungen
3. **Fatigue Crack Growth:** (dt. Ermüdungsrissswachstum)
Bestimmung von Werkstoffeigenschaften und Risswachstumsmodell, Vorhersage der Lebensdauer
4. **Residual Strength:** (dt. Restfestigkeit)
Vorhersage eines Restgewaltbruchs auf Grundlage der bisher getroffenen Aussagen über das Risswachstum
5. **Reparability:** (dt. Reparaturfähigkeit)
Festlegung der Lebenszykluskosten, unter anderem in Abhängigkeit von Instandhaltungsaktivitäten wie Reparatur oder Austausch

Der Übergang von Safe Life zu Damage Tolerance wurde hauptsächlich von der US Army und der American Helicopter Society (AHS) initiiert. 1980 beauftragte die US Army mehrere amerikanische und europäische Teilnehmer einer Studie, in der sie hypothetisch die Lebensdauer nach der Safe-Life-Methode einer Steuerstange unter Betriebslast berechnen sollten. Die Ergebnisse wiesen Unterschiede zwischen 9 und 2594 Stunden auf, obwohl alle Analysen möglichst konservativ durchgeführt wurden. Eine präzise Voraussage der Lebensdauer war nicht möglich, weshalb die US Army eine Ausfallwahrscheinlichkeit von höchstens 10^{-6} (bzw. Sicherheit von 0,999999 -> „six nines“) voraussetzten. Anschließend wurde nach Methoden gesucht, um diese Sicherheit erreichen zu können. 1988 wurde festgestellt, dass durch Anwendung des Damage-Tolerance-Prinzips in Verbindung mit zerstörungsfreien Prüfmethoden die verbleibende Lebensdauer von alternden Hubschraubern besser und sicherer genutzt werden kann. 1989 schließlich wurde in den Vorschriften der FAA Fehler- und Schadenstoleranz gefordert und das Damage-Tolerance-Prinzip fand Anwendung in neuen Entwicklungen. Während bei der Herangehensweise nach dem Safe-Life-Prinzip hohe statische Festigkeiten gefordert wurden, um die Entstehung von Rissen während der Betriebsdauer zu verhindern, mussten beim Damage-Tolerance-Prinzip die Spannungen im Bauteil redu-

ziert werden, um die Ausbreitung vorhandener Risse zu verlangsamen, oder redundante Lastpfade entworfen werden. [19, 21, 26]

Derzeit darf das Safe-Life-Prinzip beim Design vorschriftsgemäß nur angewendet werden, wenn nachgewiesen wurde, dass das Damage-Tolerance-Prinzip nicht praktikabel ist. Bei komplexen Geometrien kann der Aufwand für Berechnungen zur Rissausbreitung den Nutzen übersteigen. Häufige Inspektion von schwer zu inspizierenden Teilen wiederum steigert die Betriebskosten, weshalb es lohnenswerter sein kann, das Teil nach einer ausgelegten sicheren Lebensdauer direkt auszutauschen. Beispiele für Komponenten, wo die Anwendung des Damage-Tolerance-Prinzips nachteilig ist, sind insbesondere hochdynamische Teile wie sie zum Beispiel in Getrieben oder an den Rotoren zu finden sind. [19, 25]

2.2.2. Unsicherheiten im Design

Im Vergleich zum statischen Festigkeitsnachweis ergeben sich beim Nachweis der Ermüdungsfestigkeit (und vor allem Betriebsfestigkeit) größere Schwierigkeiten. Folgende Punkte gelten allgemein für die Ermittlung von Ermüdungsfestigkeit. [17]

- Das Werkstoffverhalten hinsichtlich Rissbildung und -wachstum kann mathematisch nicht oder nur bedingt beschrieben werden, da zu viele und teilweise nicht erfassbare Einflussfaktoren mitwirken. Außerdem ist das Ermüdungsverhalten auch von externen Einflüssen wie Korrosion und höheren Temperaturen abhängig, wodurch neben der Beanspruchung auch das Bauteilverhalten zeitabhängig wird.
- Ermüdungsfestigkeit kann nicht mit einem allgemein gültigen Konzept nachgewiesen werden. Stattdessen muss sie für jede einzelne kritische Stelle unter Berücksichtigung der jeweils relevanten Einflussfaktoren und unter Benutzung von geeigneten Nachweiskonzepten berechnet werden.
- Der Belastungsverlauf im Betrieb ist oft nicht ausreichend bekannt und muss durch Versuche ermittelt werden.
- Nicht erkannte Fehlstellen im oder auf dem Bauteil können die Ermüdungsfestigkeit und damit die erwartete Lebensdauer reduzieren. An der Oberfläche können sich Kerben oder Riefen befinden, während Werkstoffinhomogenitäten Schwachstellen innerhalb des Bauteils bilden.

Bei aktuell verbreiteten Designmethoden nach dem Damage-Tolerance-Prinzip gibt es weiterhin spezielle Unsicherheiten, welche von Forth et al teilweise quantifiziert wurden. Zwar können die Erfahrungen aus der langjährigen Anwendung bei Starrflüglern in Zellstrukturen genutzt werden. Bei hochdynamischen Komponenten wie Getrieben und Rotorstrukturen ergeben sich jedoch neue Probleme, da die Lastspielzahlen sehr hohe Werte erreichen und die Lastamplituden stark variieren können. [25] Diese Unsicherheiten werden für die weiter oben beschriebenen Abschnitte des Vorgehens nach dem Damage-Tolerance-Prinzip erläutert.

1. Usage

Kleine Abweichungen der durchschnittlichen Belastung können zu großen Änderungen der

2. Ausgangssituation

Lebensdauer führen. Eine Abweichung von $\pm 10\%$ hatte eine Lebensdauerveränderung von 76% zufolge. Aufgrund der stark veränderlichen Missionsverläufe von Hubschraubern ist eine realistische Schätzung schwierig.

2. Nondestructive Inspection

Die in der Studie von Forth analysierten Inspektionsmethoden (Wirbelstromprüfung und Eindringprüfung) konnten Ermüdung nicht früh genug vorhersagen, da sie die kleinsten Risse nicht aufgezeigt haben. Es konnten nur Risse ab einer gewissen Größe, d.h. bereits gewachsene Risse, erkannt werden. Deshalb war die nach der Entdeckung eines Risses verbleibende Lebensdauer sehr kurz. Der Vorteil des Damage-Tolerance-Prinzips, eine lange Lebensdauer mit möglichst langen Inspektionsintervallen, konnte zum Zeitpunkt der Studie nicht ausreichend genutzt werden. Variationen von $\pm 10\%$ hinsichtlich der detektierbaren Risslänge führte zu 12% Veränderungen in der Lebensdauer.

3. Fatigue Crack Growth

Die Modellierung von Risswachstum kann unter Umständen unzutreffende Ergebnisse fördern. Da das Risswachstum von verschiedenen Faktoren (u.a. Geometrie, Eigenspannungen, lokale Kristallstruktur) abhängt, weist ein realer Riss Unterschiede zum Modell auf. Ungenauigkeiten im Bereich von $\pm 10\%$ für die Risswachstumsgeschwindigkeit resultierten in 16% Veränderung der Lebensdauer.

4. Residual Strength

Die Unsicherheiten bezüglich Restfestigkeit sind zu gering, um relevant zu sein. Außerdem können oft gute Aussagen über die Restfestigkeit bei einer bestimmten Risslänge getroffen werden, da sie hauptsächlich zur Berechnung eines Restgewaltbruchs benötigt wird. Hier kann quasi-statisch, also relativ einfach, gerechnet werden.

5. Reparability

Die Reparaturfähigkeit wirkt sich nicht auf die Sicherheit des Designs aus, sondern hauptsächlich auf die Instandhaltungskosten. Da dynamische Bauteile in der Regel ausgetauscht und selten repariert werden, ist dieser Aspekt für die Lebensdauerberechnung nicht relevant.

Die Unsicherheiten im Design nach Damage Tolerance resultieren also hauptsächlich aus Ungenauigkeiten in der Abschätzung der Betriebslasten, den ungenügenden Prüfmethoden, damit verbunden der zu späten Entdeckung von Rissen, und Unterschieden zwischen modelliertem und realem Risswachstum. Vor allem aufgrund der zu späten Rissdetektion sagen Damage-Tolerance-Rechnungen viel zu kurze Lebensdauern bzw. Inspektionsintervalle voraus. Während zum Beispiel eine Steuerstange eine ausgelegte sichere Lebensdauer von 1000 Flugstunden hat, wurde nach der Entdeckung eines Risses eine verbleibende Lebensdauer von nur 13 Stunden bestimmt. [25] Chan et al. sind zu ähnlichen Ergebnissen mit einem hypothetischen Bauteil gekommen. Eine Safe-Life-Analyse für ein Bauteil, das nach Safe Life ausgelegt wurde, ergab eine sichere Lebensdauer von 5024 Flugstunden, während eine Damage-Tolerance-Analyse nach Rissdetektion eine verbleibende Lebensdauer von 197 Flugstunden ergab. [26] Aus diesen Gründen werden hochdynamische Teile (z.B. Getriebeteile, Rotorblätter, Steuerstange) weiterhin nach dem Safe-Life-Prinzip (oder Flaw Tolerant Safe Life) ausgelegt. [25] Eine Damage-Tolerance-Analyse kann jedoch nach der Entdeckung eines Ermüdungsrissses bei einer Inspektion durchgeführt werden, um einen Zeitpunkt

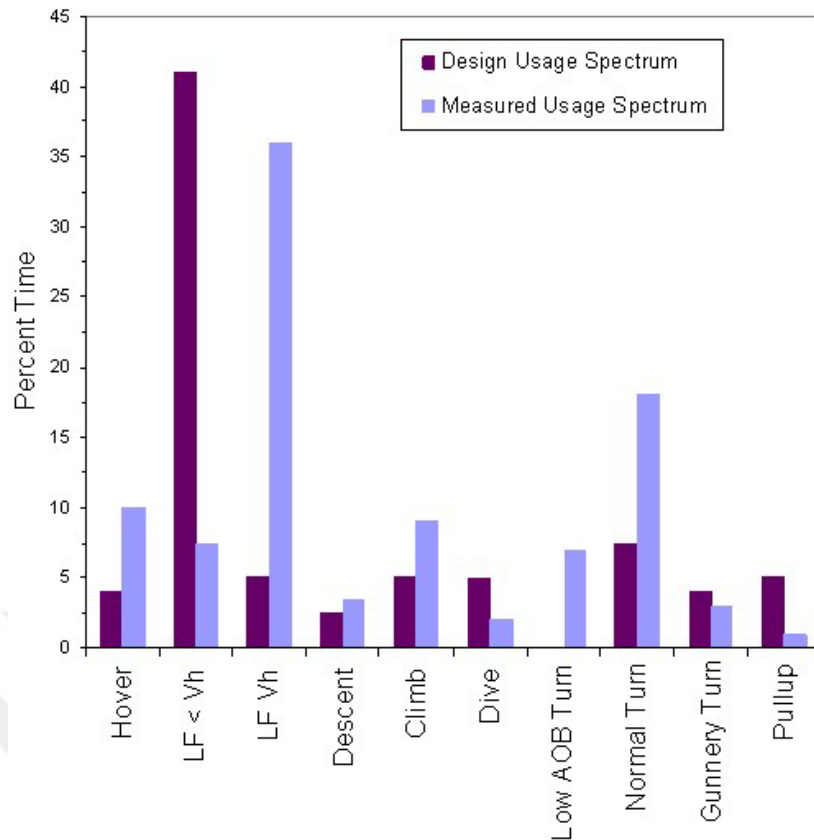


Abbildung 2.17.: Vergleich der Nutzungsspektren in Designannahme und Messung beim Modell AH-1W [27]
 LF=Level Flight, Vh=max. Horizontalgeschwindigkeit, AOB= Angle of Bank (Hängewinkel)

für den Austausch des betroffenen Bauteils festzulegen oder um nachzuweisen, dass das Bauteil sofort ausgetauscht werden muss.

Beim Design nach dem Safe-Life-Prinzip bleibt die größte Unsicherheit in der Bestimmung der zu erwarteten Betriebslasten (Spannungsamplituden, -verhältnisse, Durchschnittsspannungen, Lastspielzahlen). Es wurden zwar standardisierte Lastspektren (FELIX, TWIST) für Hubschrauber ermittelt, jedoch weichen reale Lastspektren naturgemäß von diesen ab. [25] Ein Beispiel für derartige Abweichungen sind die Unterschiede zwischen den Annahmen beim Design und der Messung von Flugdaten am Modell AH-1W in Abbildung 2.17. Es sind die durchschnittlichen Zeitanteile für verschiedene Flugphasen an einer Mission aufgetragen. [27] Polanco [28] weist auf eine Studie von C.G.Schaefer Jr. mit dem Hubschraubermodell Bell OH-58 hin, in der festgestellt wurde, dass Betriebslasten durchschnittlich 7-10% höher waren als in Festigkeitsanalysen und Strukturversuchen ermittelt wurde. Die Belastung von dynamischen Komponenten hing außerdem stark vom Pilotenverhalten ab. Bei einem Versuchsmanöver variierten die Lasten um 730% bei einem Piloten und nur um 193% bei einem anderen Piloten. Schaefer vermutet, dass unerwartet hohe Betriebslasten die Austauschintervalle eines Bauteils um 75% verkürzen können.

Um trotz dieser Unsicherheiten eine hohe Flugsicherheit zu garantieren, wird im Entwurf ein Sicherheitsfaktor verwendet. In der Luftfahrt hat sich ein Wert von 1,5 etabliert. Dieser Sicherheits-

2. Ausgangssituation

faktor soll folgende Punkte abdecken [29]:

1. Höhere reale Betriebslasten als angenommen
2. Größere Verformungen (z.B. Durchbiegung) im Betrieb als nach Auslegung erlaubt
3. Wanddicken innerhalb Toleranzen, aber geringer als in Festigkeitsanalyse angenommen

Allerdings werden unter anderem Fehler und Ungenauigkeiten in den Rechenmodellen der Festigkeitsanalyse und statistische Verteilung von Werkstoffeigenschaften nicht von diesem Sicherheitsfaktor abgedeckt. Es wird versucht, diese Fehler durch Kompetenz in der Analyse sowie statistisch aussagekräftigen Werkstoffprüfungen zu minimieren. [29]

2.2.3. Typische Ermüdungsbauteile

In diesem Abschnitt sollen diejenigen Komponenten eines Hubschraubers vorgestellt werden, deren Lebensdauer typischerweise durch Ermüdung begrenzt ist und die relativ häufig aufgrund von Ermüdung ausfallen. Dafür werden bereits durchgeführte Studien betrachtet.

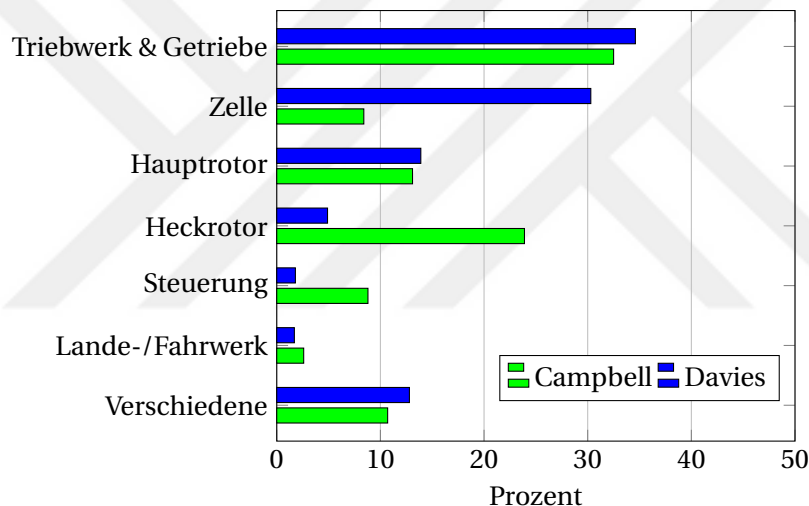


Abbildung 2.18.: Bereiche mit Anteilen an Ermüdungsversagen [15]

Davies et al haben im Jahr 2013 eine Studie mit Hubschraubern des Herstellers AgustaWestland veröffentlicht. [15] Es wurden Ermüdungsversagen in Hubschrauberkomponenten der letzten 30 Jahre untersucht und kategorisiert. Diese Ergebnisse hat er, soweit möglich, mit einer ähnlichen Studie von Campbell et al. verglichen. Während Davies alle Bauteile aufgenommen hat, die durch Ermüdung versagt haben, hat Campbell eine Studie an Abstürzen von Luftfahrzeugen mit ernsten Folgen/Verletzungen durchgeführt, die durch Ermüdungsversagen verursacht wurden. Abbildung 2.18 zeigt die Verteilung des Auftretens von Ermüdungsversagen auf die einzelnen Bereiche eines Hubschraubers. Es ist erkennbar, dass mit dem Triebwerk und dem Getriebe die Bereiche mit den höchsten Lastspielzahlen und damit der höchsten dynamische Belastung am meisten von Ermüdung betroffen sind. Obwohl die Werte der beiden Studien oft nah beieinander liegen, gibt es auch teilweise große Unterschiede (z.B. Ermüdungsversagen in den Bereichen Heckrotor und Zelle).

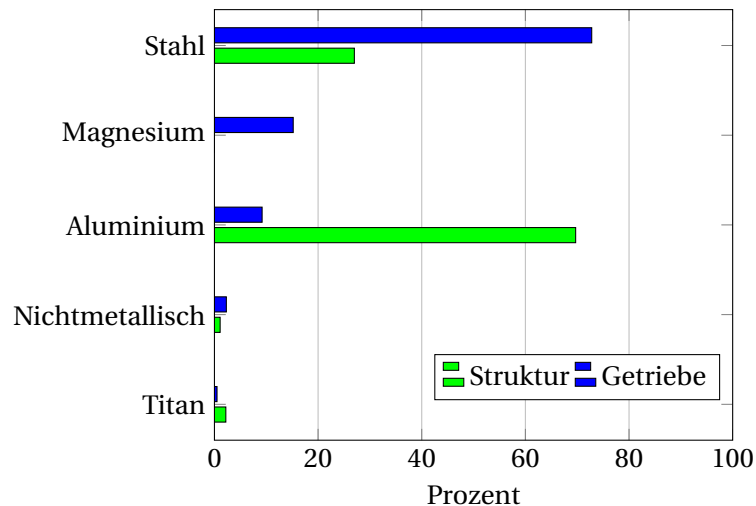


Abbildung 2.19.: Anteile der Werkstoffe an Ermüdungsversagen [15]

Dies ist ein Resultat der unterschiedlichen Datengrundlagen beider Studien. Ausfälle des Heckrotors führen mit einer höheren Wahrscheinlichkeit zu einem Absturz als Versagen in der Zelle, wo die Last (bei einem Fail-Safe-Design) von benachbarten Strukturen aufgenommen werden kann. Daher sind Ausfälle am Heckrotor in der Studie von Campbell stärker repräsentiert. Bei genauerer Betrachtung der Versagen an der Zelle wurde festgestellt, dass fast 60% davon am Heck stattfinden. Dies führt Davies auf den Entwurf von Heckstrukturen zurück, die besonders von Leichtbaumethoden und geringerer Steifigkeit (also größeren Durchbiegungen) geprägt sind. [15]

Davies hat die aufgetretenen Ermüdungsversagen nach Werkstoffen und für jeden Werkstoff nach Bauteilen aufgeteilt. Da die Anteile verschiedener Werkstoffe in unterschiedlichen Baugruppen variieren, wurden in seiner Studie die von Ermüdungsversagen betroffenen Werkstoffe für Getriebe und Zelle getrennt betrachtet. Die Verteilung ist in Abbildung 2.19 dargestellt. Auffällig ist vor allem, dass im Getriebe deutlich mehr Ermüdungsbrüche in Stahlbauteilen auftreten als in der Struktur, wo Aluminium am häufigsten betroffen ist und Magnesium gar nicht. Dies lässt sich damit erklären, dass in der Zellenstruktur aus Gründen des Leichtbaus Aluminium eingesetzt wird und in den hochbelasteten Getriebebauteilen (vor allem Zahnräder und Lager) fast nur Stahl verwendet wird. Magnesium wird (bei AgustaWestland) hauptsächlich nur für Gehäuse von Getrieben genutzt.

Stahl Tabelle 2.4 gibt einen Überblick über die Verteilung der Stahlbauteile, die wegen Ermüdung versagen. Es sind hauptsächlich dynamische Bauteile, die aufgrund von Ermüdungsbrüchen ausfallen. Insbesondere bei Zahnrädern und Lagern führt Wälzermüdung (in Form von Lochfraß und Abplatzungen) häufig zum Versagen. Ermüdungsversagen bei Steuerelementen wurde ausgelöst von Fressen und lokalen Spannungsspitzen, bei Rotorköpfen und -blättern hauptsächlich von Korrosion.

Magnesium Magnesium wird primär für die Gehäuse von Haupt- und Heckrotorgetriebe verwendet, da damit große und komplexe Formen gegossen werden können. 60% der beobachteten

2. Ausgangssituation

Komponente	Anteil
Zahnräder	22,5%
Lager	17,6%
Hydraulikschläuche/-rohre	15,3%
Rotorkopf (Haupt-/Heckrotor, Steuerung)	11,7%
Strukturbauteile (Halterungen/Fittings)	11,7%
Haupt-/Heckrotorblätter	8,1%
Befestigungselemente	7,2%
Andere	5,9%

Tabelle 2.4.: Verteilung der wegen Ermüdung versagenden Stahlbauteile [15]

Komponente	Anteil
Rumpf (Heckausleger)	24,6%
Rumpf (Mitte)	13,7%
Rumpf (Heck)	10,9%
Hauptrotor (Kopf/Antrieb/Blätter)	10,2%
Hydraulik	8,8%
Heckrotor (Antrieb)	7,7%
Rumpf (Front)	6,3%
Heckrotor (Kopf,Blätter)	5,3%
Fahr-/Landewerk	1,8%

Tabelle 2.5.: Verteilung der wegen Ermüdung versagenden Aluminiumbauteile [15]

Ermüdungsrisse in Magnesium befanden sich am Gehäuse vom Heckrotorgetriebe und 35% am Gehäuse vom Hauptgetriebe. Als Rissauslöser wurden an den meisten Orten Oxidfilme festgestellt, die während dem Guss aufgrund turbulenter Strömung eingeschlossen wurden. Ein weiterer wichtiger Faktor waren Radien, die kleiner gefertigt wurden als in Fertigungszeichnungen vorgegeben. Dadurch kam es zu höheren lokalen Spannungsspitzen als ausgelegt. Bei nahezu einem Drittel der Ermüdungsfälle im Magnesiumguss konnte kein Auslöser festgestellt werden. Es wird angenommen, dass die relativ hohe Kerbempfindlichkeit von Magnesium die Entstehung von Ermüdungsrisen begünstigt hat.

Aluminium Aufgrund der guten spezifischen Festigkeit sowie der Steifigkeit, dem Beulwiderstand und der guten Bearbeitbarkeit von Aluminium wurde es bei den analysierten Hubschraubern häufig für Zellstrukturen verwendet. Es fand aber auch Einsatz in anderen Strukturen wie Haupt- und Heckrotor oder Fahr-/Landewerken. Tabelle 2.5 gibt einen Überblick über die Verteilung der Ermüdungsversagen an Aluminiumbauteilen. Der größte Teil der Ermüdungsrisse trat an den hinteren Teilen des Rumpfes bzw. der Zelle auf. Insgesamt waren Fertigungsfehler (z.B. zu kleine Radien oder niedrige Schweißnahtqualität) die Hauptursache für Ermüdungsrisse, gefolgt von Verschleiß.

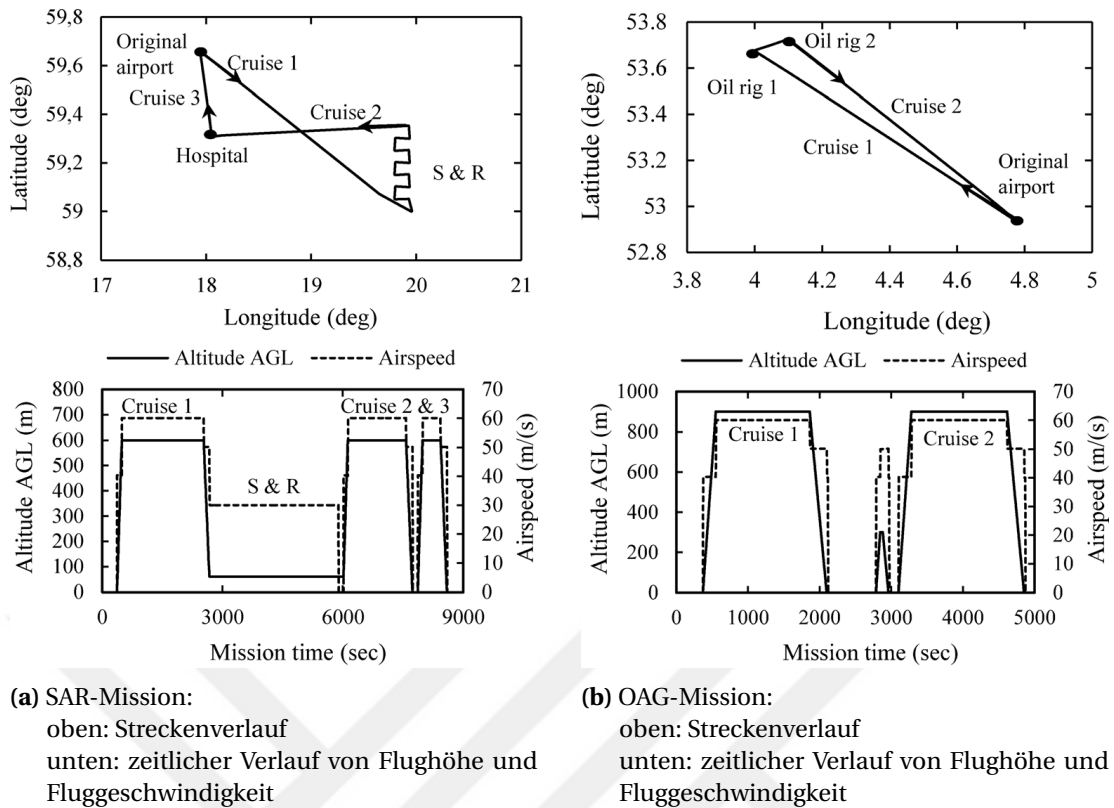


Abbildung 2.20.: Beispiele unterschiedlicher Missionsverläufe

[31]

2.2.4. Belastung durch unterschiedliche Flugsegmente

Eine Hubschraubermission besteht aus verschiedenen Flugsegmenten. Deren Verteilung auf eine Mission kann sich zwischen verschiedenen Einsatzgebieten stark unterscheiden. So ist eine Transportmission von A nach B weniger komplex und belastend als der Einsatz einer Hubschrauberambulanz oder eines Kampfhubschraubers. Verschiedene Flugsegmente belasten jeweils verschiedene Komponenten unterschiedlich stark. Die Lebensdauer der Komponenten ist also stark abhängig vom Nutzungsbereich des Hubschraubers. [30]

Abbildung 2.20 zeigt exemplarisch zwei unterschiedliche Missionstypen. Auf der linken Seite sind die Verläufe für eine Search and Rescue (SAR) Mission zu sehen, auf der rechten Seite die Verläufe für eine Oil and Gas (OAG) Mission. Oben ist jeweils der Streckenverlauf der Mission zu sehen. Unten im Bild sind die Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe aufgetragen. Altitude AGL (above ground level) steht für die Flughöhe über dem Boden und Airspeed für Geschwindigkeit. Es ist erkennbar, dass in der SAR-Mission neben den Reiseflugsegmenten auch ein deutlich komplizierterer Abschnitt für die eigentlichen SAR-Aktivitäten enthalten ist. Neben dem einfachen Vorwärtsflug sind ständige Positionskorrekturen, Seitwärts- und Rückwärtsflüge, Schwebeflüge etc. notwendig. Im Vergleich dazu besteht die OAG-Mission nur aus Reiseflugsegmenten sowie den jeweils notwendigen Lande- und Startmanövern, die aber auch in der SAR-Mission enthalten sind. [31]

2. Ausgangssituation

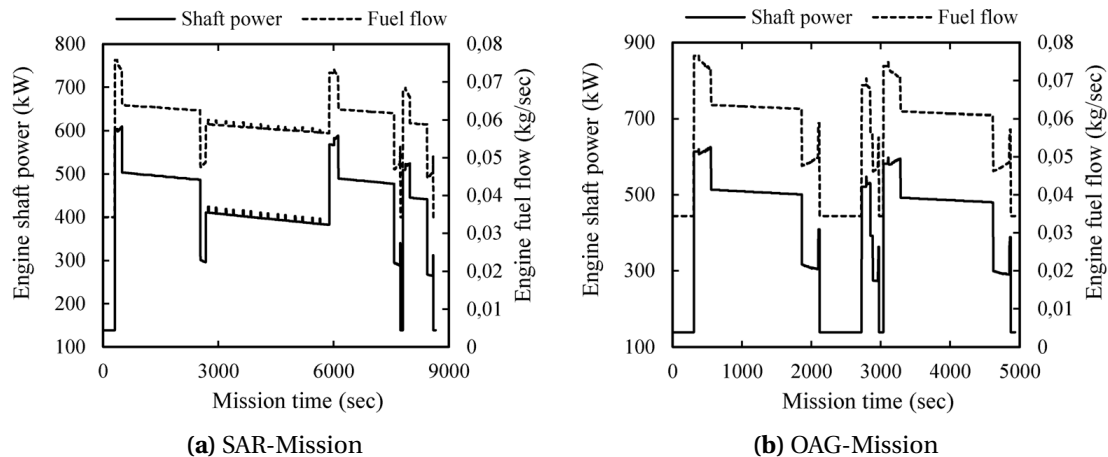


Abbildung 2.21.: Beispiele für die Wellenleistung bei unterschiedlichen Missionsverläufen
[31]

Abbildung 2.21 zeigt den Verlauf der Wellenleistung für die beiden Missionen. Die Verläufe in beiden Mission weisen ein Muster auf, das zu den Höhen- und Geschwindigkeitsverläufen in Abbildung 2.20 passt. Mit höherer Wellenleistung (und damit höherem Mastmoment) erhöht sich auch die Belastung für die Getriebe oder Strukturen wie den Heckausleger. Grundsätzlich gilt jeder Flug von Start bis Landung als ein Ground-Air-Ground-Cycle (GAG) (dt. Boden-Luft-Boden-Zyklus). Bei einem GAG gilt der Wechsel von der niedrigsten Spannung (i.d.R. am Boden) bis zur höchsten Spannung (i.d.R. in der Luft) als ein Zyklus. Diese führen zu Low Cycle Fatigue (LCF) bei allen Komponenten des Hubschraubers, insbesondere jedoch am Hauptrotor. Im Folgenden werden die Untersuchungen von Lombardo [30] zu Flugphasen und deren besondere Schadenswirkung auf entsprechende Komponenten vorgestellt.

1. Langsamer Flug und Schwebeflug

- a) Langsamer Flug oder Schwebeflug erfordern hohe *Triebwerksleistung* und damit auch hohe Mastmomente. Dies beansprucht alle *Antriebskomponenten* sowie den *Haupt-* und den *Heckrotor*. Außerdem stabilisieren die Seitenleitwerke nicht, weshalb der Heckrotor das gesamte Hauptrotormoment neutralisieren muss und damit besonders hoch belastet wird.
- b) Weiterhin werden im Schwebeflug eventuell vorhandene *Flügel* nur vom Hauptrotor angeströmt und werden damit vibratorisch belastet. Im Vorwärtsflug dagegen werden sie nahezu statisch wie die Flügel eines Starrflüglers belastet.

2. Hochgeschwindigkeitsflug

- a) Beim Flug mit höherer Geschwindigkeit erhöht sich der aerodynamische Widerstand des gesamten Hubschraubers. Daher muss der Hauptrotor mehr Schub liefern, um die Geschwindigkeit aufrecht zu erhalten. Dies führt zu einer höheren Belastung des *gesamten Antriebsstrangs samt Heckrotor* und dessen Antrieb.

- b) Kompressibilitätseffekte beim vorlaufenden Blatt und Strömungsablösung sowie Rückanströmung am rücklaufenden Blatt führen zu erhöhter Vibration am Rotorblatt, die von der *Blattwurzel* und vom *Rotorkopf* aufgenommen wird.

3. Transitionsphase

- a) Transition kann vom Schwebeflug in den Vor-/Rückwärtsflug oder umgekehrt als Abbremsen stattfinden. In der Transitionsphase treten sehr hohe Vibrationslasten auf. Insbesondere das lang andauernde Abbremsen beim Landeanflug wirkt sich negativ auf die Lebensdauer von *Hauptrotorblättern* aus. Außerdem werden das *Seitenleitwerk und seine Befestigungen* bei jedem Übergang vom Schwebeflug in den schnellen Vorwärtsflug belastet, da das Seitenleitwerk mit wachsender Geschwindigkeit größere aerodynamische Kräfte ausüben kann und die Stabilisatorrolle des Heckrotors übernimmt.
- b) Beim Übergang vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug oder umgekehrt kann es je nach Ort des *Höhenleitwerks* zu wechselnder Belastung desselben kommen. Befindet es sich hinter der Rotorscheibe, so wird es im Schwebeflug nicht vom Rotor angeströmt. Im Vorwärtsflug dagegen wird es vom Rotorabwind erfasst und nach unten gedrückt.

4. Autorotation

- a) Während im normalen Betrieb die Luft vom Rotor beschleunigt wird, entnimmt der Rotor bei der Autorotation ähnlich wie eine Windmühle Energie aus dem Luftstrom. Dadurch werden die *Rotorblätter* und *Höhenleitwerke* umgekehrt zum Normalbetrieb belastet. Die Vorzeichen der auftretenden Spannungen sind also umgekehrt. Dies erhöht die Maximalamplitude der Lastwechsel im GAG-Zyklus (vereinfacht ausgedrückt: statt schwellender Belastung mit Amplitude σ nun wechselnde Belastung mit 2σ), was zu erhöhter Ermüdung bei den *Hauptrotorkomponenten* führt. Der Aspekt Autorotation ist vor allem bei Ausbildungshubschraubern relevant.
- b) Durch die meist heftigere Landung nach einer erfolgreichen Autorotation wird außerdem die Struktur schlagartig belastet. Dazu gehören vor allem *Fahr- oder Landewerke* und *Heckausleger*.

5. Rollen

Für das Rollen (engl. Ground Taxi) gibt es zwei Methoden. Die erste Möglichkeit: Der Pilot schiebt den Cyclic-Stick nach vorne, ohne den Kollektiv-Hebel (stark) zu betätigen, und zieht mit dem entstehenden Rotormoment den Hubschrauber nach vorne. Dadurch ergeben sich hohe zyklische Lasten für die *Rotorblätter*, den *Rotorkopf*, die *Steuerung* und andere *Hauptrotorkomponenten*. Die zweite Möglichkeit für den Piloten ist, zuerst am Kollektiv-Hebel zu ziehen, so dass der Hubschrauber beinahe abhebt. Erst dann drückt er den Cyclic-Stick nach vorne und sorgt für ein Rotormoment, das den Hubschrauber nach vorne treibt. Obwohl die mittleren Spannungen hier höher sind, reduzieren sich die Amplituden. Dadurch ist die Ermüdungslast geringer.

2. Ausgangssituation

6. Manöver-, Seit- und Rückwärtsflug

- a) Im Rückwärtsflug und generell bei ausgeschlagenem Cyclic-Stick kann es gelegentlich zum Kontakt zwischen Hauptrotorblättern und den Droop Stops⁴ kommen. Lombardo weist auf eine Studie von Kieras, wonach bei Black Hawks der US Army bei rund 5% der Flugzeit dieser schlagende Kontakt zustande kommt. Dies beschädigt vor allem *Blattbefestigungen*. Außerdem wird der *Heckrotor* im Rückwärtsflug stark beansprucht. Da das Seitenleitwerk noch nicht stabilisiert, muss der Heckrotor dem gesamten Moment des Hauptrotors entgegenwirken. Auch kann der Hubschrauber im Rückwärtsflug instabil sein, weswegen große Steuerschwankungen vom Piloten zu großen Lastwechseln führen.
- b) Mast Bumping ist ein Phänomen, das bei Manöverflügen mit kleinen Lastvielfachen an Hubschraubern mit halbstarrem Rotorkopf auftritt. Wenn die Lastvielfache fällt, trägt der Rotor kaum noch das Gewicht des Hubschraubers und ist damit nahezu frei. Er kann nun größere Schlagbewegungen ausführen. Wird der Schlagwinkel zu groß, schlägt der Rotorkopf mit jeder halben Umdrehung an den Hauptmast und führt sehr schnell zum lokalen Versagen und zum Absturz.
- c) Seitwärtsflüge und seitliches Gleiten (z.B. beim Landeanflug mit Seitenwinden) führen zu hohen Kräften im *Heckausleger* und an *Heckrotorkomponenten*.
- d) Bei schnellen Manövern werden viele Teile dynamisch belastet. Starkes Abbremsen, schnelle Drehungen, hohe Drehbeschleunigungen (z.B. beim Einlenken) führen zu hohen Lasten im *Heckrotor* und im *Heckausleger*. Hohe Nickbeschleunigung belastet besonders *Rotorblätter* und *Blattbefestigungen*.

7. Vom Einsatzgebiet abhängige Flugphasen

- a) Bei einer Landung oder beim Abheben an Hanglagen (z.B. beim Absetzen von Einsatzkräften) setzt in der Regel nur eine Seite des Landewerks auf und trägt einen Teil des Hubschraubergewichtes. Dem dadurch entstehenden Kippmoment wirkt der Hauptrotor entgegen, was zu einem hohen Biegemoment im *Rotormast* führen kann. Das *Landewerk* selbst wird auch mit einem Biegemoment beaufschlagt, da es nur einseitig belastet wird.
- b) Bei maritimen Einsätzen kann sich Salz an den *Rotorblättern* ansammeln, was zu Vibrationen führt. Außerdem kann es bei Landungen auf Schiffen aufgrund des Seegangs oder Landehilfen zu einem härteren Kontakt mit dem Deck kommen, was *Fahr- und Landewerke* sowie *Heckausleger* hoch belastet.

8. Blattschwingungen beim Abschalten

Beim Abschalten der Triebwerke wird die durch Fliehkraft induzierte Steifigkeit der

⁴Elemente zum Reduzieren der Blatt-Durchbiegung bei ausgeschaltetem Triebwerk

Blätter mit abnehmender Drehzahl reduziert. Dadurch werden sie anfälliger für Böen oder Winde und können in vertikale Schwingungen versetzt werden. Dies führt zu einer stärkeren Ausprägung des GAG-Zyklus insbesondere für die *Blattwurzeln*.

Manöver	Mastmoment
langsamer Horizontalflug vorwärts	55%
schneller Horizontalflug vorwärts	80%
Horizontalflug seitwärts	58%
langsamer Steigflug	55%
schneller Steigflug	80%
schneller Sinkflug	10%
langsamer Sinkflug	35%
Schwebeflug mit Bodeneffekt	74%
Gieren mit Hängewinkel	61%

Tabelle 2.6.: Mastmomente für verschiedene Manöver [32]

Getriebekomponenten werden vor allem dann hoch belastet, wenn ein großes Moment übertragen wird. Der Schub wird bei in der Regel konstanter Drehzahl über die Blattverstellung eingestellt. Der dadurch ansteigende Leistungsbedarf des Rotors wird über ein größeres Mastmoment gedeckt, welches durch eine höhere Leistung des Triebwerks zur Verfügung gestellt wird. Mit größerem übertragenem Moment steigt die Belastung für jede Komponente im Antriebsstrang, angefangen vom Triebwerk über einzelne Getriebestufen, Lager, Gehäusebauteile und schließlich Befestigungen an der Zelle. Mosher et al haben Flugversuche durchgeführt und dabei auf die Standardmanöver in Tabelle 2.6 mit entsprechenden Mastmomenten zurückgegriffen. Schneller Vorwärtsflug, Steigflug und Schwebeflug weisen die größten Momente auf. [32]

Manöver	Torsion	Steuerstange	Blattdurchbiegung
Gieren Rechts, 140 KIAS, 60° hängend	1	1	4
Gieren Rechts, 140 KIAS, 55° hängend	2	2	7
Gieren Links, 130 KIAS, 60° hängend	3	9	17
Gieren Links, 120 KIAS, 60° hängend	4	8	14
Rollend hochziehen aus Sturzflug, 120 KIAS	5	6	23
Gieren Rechts, 130 KIAS, 60° hängend	6	13	18
Hochziehen, 120 KIAS, 2.25G	7	10	26
Anhaltendes Hochziehen, 130 KIAS, 2.1G	8	3	13
Anhaltendes Hochziehen, 130 KIAS, 1.8G	14	4	15
Sinkflug, 186 KIAS (V_{NE})	24	24	1

Tabelle 2.7.: Rangfolge der Blattlasten für verschiedene Manöver (kleine Zahlen bedeuten höhere Lastwerte) [33]

Kufeld et al [33] haben die Lasten auf Hauptrotorblätter bei verschiedenen Manövern des Modells UH-60A ermittelt und mit einer Rangfolge versehen, welche in Tabelle 2.7 zu sehen ist. Gierbewegungen bei hohen Geschwindigkeiten führen zu höheren Lasten in Steuerstangen an der Taulmscheibe und zu höheren Torsionsmomenten im Rotorblatt. Ein schneller Sinkflug dagegen

2. Ausgangssituation

führt zu einer stärkeren Durchbiegung der Blätter. Es zeigt sich, dass verschiedene Manöver an unterschiedlichen Bauteilen zu Lastspitzen führen können.

2.2.5. Wartungskonzepte

Für die Planung von Wartungs- und Instandhaltungsaktivitäten gibt es zwei grundlegende Ideen. Zum Einen gibt es die korrigierende Wartung, engl. Corrective Maintenance (CM), und zum anderen die präventive Wartung, engl. Preventive Maintenance (PM). Bei der CM wird ein Austausch oder eine Reparatur erst dann durchgeführt, wenn ein Bauteil versagt. Dies ist bei den Sicherheitsanforderungen der Luftfahrt nicht erlaubt. Hier werden Konzepte der PM angewandt. Bei der PM werden Bauteile vor Auftreten eines Versagens ausgetauscht oder repariert. Dies erhöht die Sicherheit vor einem Versagen im Betrieb, was für ein Luftfahrzeug kritisch ist. [34]

Ein verbreitetes Konzept der PM ist die so genannte zeitorientierte Wartung, engl. Time Based Maintenance (TBM). Unter der Annahme, dass das Versagen eines Bauteils vorhersehbar ist, wird nach den Methoden in den obigen Abschnitten eine Lebensdauer T ermittelt. Diese wird auch „mittlere Zeit bis zum Versagen“, engl. Mean Time to Failure (MTTF), genannt. Nach Ablauf dieser Dauer (in der Luftfahrt nach der Hälfte [24]) wird das Bauteil inspiziert. Dabei wird weiterhin versucht, die sichere Lebensdauer des Bauteils mit Optimierungsmodellen auszuschöpfen. Durch Optimierung der Wartungsintervalle sollen bei Erfüllung der Sicherheitsvorschriften minimale Kosten entstehen (z.B. Vermeidung von zu früher Ausmusterung eines Bauteils). Häufig wird auch von einer nicht perfekten Wartung ausgegangen, d.h. die gewartete Komponente wird nicht wie ein neues Teil gewertet. Stattdessen wird sein Alter im Einsatz reduziert. [34]

Das zweite wichtige Konzept ist die zustandsorientierte Wartung, engl. CBM. Der Hintergrund der CBM ist die Tatsache, dass sich Komponentenversagen durch Vorzeichen ankündigen. Um diese zu erkennen, werden unterschiedliche Parameter von Komponenten im Einsatz und über die gesamte Lebensdauer überwacht (engl. Monitoring) und aufgezeichnet. Wenn sich die Parameter im Betrieb so verändern, dass sie z.B. tolerierte Maximalwerte überschreiten, wird von einem baldigen Versagen ausgegangen und eine Wartung durchgeführt. Zu den untersuchten Parametern zählen nach der Recherche von Rosmaini et al [34] die folgenden:

1. **Vibration:** Vibrationen werden mit ins System eingebauten Sensoren erfasst, überwacht und aufgezeichnet. Von Veränderungen (in Frequenzen oder Amplituden) kann auf Schäden oder Rückgang der Bauteilfestigkeit geschlossen werden.
2. **Akustik:** Prinzipiell ist die akustische Überwachung sehr ähnlich gegenüber der Vibrationsüberwachung. Allerdings nehmen die Sensoren in diesem Fall akustische Signale auf, die beobachtete Komponenten im Betrieb abgeben, und müssen nicht immer an der beobachteten Komponente montiert sein.
3. **Öle und Schmierstoffe:** Die Überwachung der Öleigenschaften hat zwei Ziele. Zum Einen kann über die in der Analyse ermittelte Ölqualität festgestellt werden, ob das verwendete Öl für den Zweck geeignet ist. Zum Anderen können von Spänen und anderen Kontaminatio-

nen im Öl zum Beispiel Rückschlüsse auf den Verschleiß der geschmierten Komponenten gezogen werden.

4. **Weitere Parameter:** Neben den oben genannten Parametern können auch die Temperatur oder elektrische Eigenschaften wie z.B. Leitfähigkeit überwacht werden. Dies wird hauptsächlich bei elektrischer und elektronischer Ausrüstung praktiziert. Temperaturüberwachung wird jedoch auch insbesondere im Triebwerk angewendet. Während elektrische oder Temperaturüberwachung dauerhaft auch im Betrieb stattfinden kann, kann der physische Zustand (z.B. Risse im Werkstoff) häufig nur in Inspektionen untersucht werden.

Das Monitoring führt zu zwei Arten von Ergebnissen. Bei einem Bauteilversagen kann unter Nutzung der bis zum Versagen gesammelten Daten die Ursache des Versagens diagnostiziert werden. Bei regelmäßiger oder dauerhafter Analyse der Daten kann jedoch auch mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit prognostiziert werden, wann das Bauteil versagen wird. Damit wird die verbleibende nutzbare Lebensdauer (engl. Remaining Useful Life) ermittelt. Bei der prognostizierenden CBM gibt es wiederum zwei Methoden für die Entscheidungsfindung zur Durchführung von Wartungsarbeiten. Die Entscheidung dazu kann nach der Auswertung des aktuellen Zustands, engl. Current Condition Evaluation Based (CCEB), oder aufgrund der Vorhersage des zukünftigen Zustands, engl. Future Condition Prediction Based (FCPB), getroffen werden. Bei der CCEB-Entscheidung wird eine Wartung durchgeführt, sobald die überwachten Parameter festgelegte Grenzen überschreiten. Bei der FCPB-Entscheidung dagegen werden aus gegenwärtigen Analyseergebnissen zukünftige Zustände sowie Grenzüberschreitungen vorhergesagt und davon ausgehend Wartungsaktivitäten geplant. [34]

Tabelle 2.8 zeigt die Vor- und Nachteile der beiden Methoden TBM und CBM auf. Es ist erkennbar, dass CBM durch vorzeitiges Erkennen von Versagen auch unerwartet frühes Auftreten von z.B. Ermüdungserscheinungen registrieren kann. Damit können ebenso unerwartete Bauteilausfälle im Flugbetrieb theoretisch verhindert werden und die Flugsicherheit gegenüber TBM erhöht werden. Es ist zu berücksichtigen, dass die hier vorgestellten Methoden auf zwei sehr gegensätzliche Prinzipien basieren. Die Anwendung von CBM in Kombination mit bereits im Vorfeld festgelegten Inspektionsintervallen kann die Vorteile hinsichtlich Flugsicherheit (durch vorzeitige Erkennung von Versagen) und Kostenersparnis (Bauteile, bei denen sich Versagen andeutet, bei der nächsten geplanten Inspektion warten) vereinen.

2. Ausgangssituation

Aufgabenbereich	TBM	CBM
Datenerfassung	+ nur Nutzungsdaten notwendig - Erfassung der Dauer bis Versagen nicht immer möglich - Hoher Einfluss von fehlerhaften Daten auf MTTF - Datenerfassung und Versuchsdurchführung sehr langwierig	+ Erfassung verschiedener Daten → umfassendere Erkenntnisse - Rauscheffekte stören Vibrationssensoren - Hohe Kosten (Sensorik, Ausbildung)
Analyse/Modellierung	- unrealistische Annahmen bzgl. Betriebslasten wahrscheinlich	- Daten müssen bereinigt werden (Rauschen,...) - Große Datenmengen erforderlich
Entscheidungsprozess	+ Erfahrung vorhanden - Schwierige Modellierung eines Optimums - Optimum ist theoretischer Natur → kaum praktischer Nutzen	+ FCPB: Gute Planbarkeit - FCPB: Schlechte langfristige Prognosen - CCEB: Zu kleiner Planungszeitraum nach Fehlerdetektion - Evtl. voreingenommene Festlegung von Grenzen
Allgemein	+ bisher hohe Flugsicherheit garantiert + hoher Erfahrungsschatz vorhanden - Lebensdauer wird nicht voll ausgeschöpft - vorzeitiges Versagen nicht ausgeschlossen	+ Abstürze durch vorzeitiges Versagen theoretisch vermeidbar + ungeplante Wartungen seltener → Kostenersparnis - bisher kaum Einsatz in Hubschrauberbranche

Tabelle 2.8.: Vor- und Nachteile von TBM und CBM [34]

CBM in der Hubschrauberindustrie

CBM ist mit Aufkommen von HUMS ein in der Forschung häufig diskutiertes Konzept. Dazu trägt beispielsweise in den USA bei, dass die US Army dieses Wartungsprinzip für ihre Hubschrauberflotte anstrebt und in Zusammenarbeit mit der University of South Carolina an der Umsetzung forscht. [35] Dies zeigt, dass das Konzept in der Hubschrauberindustrie prinzipiell nutzbar ist, wenn auch erst nach weiterführender Forschungs- und Entwicklungsarbeit in der Zukunft.

Auch im Hubschrauberbetrieb gelten die allgemeinen Vor- und Nachteile des Konzepts CBM, die bereits in Abschnitt 2.2.5 erläutert wurden. Im Speziellen werden die Ergebnisse von Blechertas et al. vorgestellt, die verschiedene Effekte von CBM im Hubschrauberbetrieb untersucht haben. Sie haben eine Studie an der AH-64-Flotte der South Carolina Army National Guard (SCARNG) durch Anwendung des CBM-Prinzips mit Überwachung von Vibrationseigenschaften (Vibrational Health Monitoring System (VHM)) in diversen Komponenten durchgeführt. Anschließend wurden messbare und nicht messbare Kosten und Nutzen mit einem Team aus Forschern, Ingenieuren und Piloten bewertet und festgestellt, dass CBM in mehreren Hinsichten Vorteile mit sich bringt. Die im Folgenden erläuterten Punkte basieren auf dieser Analyse.

1. Verfügbarkeit

- a) Durch die Nutzung von VHM wurde die Notwendigkeit von Wartungstestflügen von 2000 bis 2005 um mehr als 95% reduziert. Der Vergleich von Wartungstestflügen bei Hubschraubern mit und ohne VHM ist in Abbildung A.1 dargestellt.
- b) Ungeplante Wartungen wurden im nahezu selben Zeitraum um mehr als 75% verringert. Wie in Abbildung A.2 zu sehen ist, waren im Jahr 2000 noch 17% aller Wartungsaktivitäten ungeplant. Diese reduzierten sich bis zum Jahr 2006 auf 4% durch den Einsatz von VHM. Der Hintergrund ist, dass durch vorzeitige Feststellung leichte Schäden behoben werden können, bevor sie durch Verkettung von Schadensfällen zu größeren und komplexeren Beschädigungen führen.

2. Kosten

Durch reduzierte Wartungsaktivitäten und damit einhergehender höherer Verfügbarkeit reduzierten sich die Lebenszykluskosten der Hubschrauber. Teilekosten konnten konkret um mehr als 90% verringert werden, wie aus Abbildung A.3 entnommen werden kann. Wie oben beschrieben, konnten beschädigte Teile bei frühzeitiger Entdeckung gewartet werden, bevor sie Folgeschäden verursachten.

3. Nicht messbare Nutzen

- a) Nach Beurteilung des Forschungsteams konnte die Flugsicherheit um 16% erhöht werden. Das Sicherheitsgefühl von Besatzungen erhöhte sich dabei um 30% und die Moral um 35%.

2. Ausgangssituation

- b) Die Leistungsfähigkeit der Flotte wurde unter anderem durch gesteigerte Verfügbarkeit um 21% erhöht.
- c) Fehlerbehebung bei Problemen wurde um 32% vereinfacht.



Obergruppe	Aufgabe	Bestandteile
Sensorik	Datenakquise	Beschleunigungssensoren (Vibration) Geschwindigkeitssensoren Impulsaufnehmer Photozellen Akustiksensoren
Speichermedium	Speichern und Transfer der aufgenommenen Daten	Akquisitionseinheit fest im Hub-schrauber Entnehmbare Speicherkarte
Bodenstation	Analyse der Daten und Ausgabe der Ergebnisse	Computer Analyse-Software

Tabelle 2.9.: Grundbestandteile eines HUMS

2.3. Health and Usage Monitoring Systeme

Dieser Abschnitt befasst sich mit dem aktuellen Stand der Technik von HUMS und der dazu veröffentlichten Literatur. Zunächst wird das Konzept HUMS definiert und anschließend Zulassungsvorschriften verschiedener Behörden betrachtet, die Entwicklung und Nutzung von HUMS regulieren sollen. Anschließend wird ein aktuelles HUMS vorgestellt. Zuletzt soll die Rezeption des Konzepts HUMS in der Literatur untersucht werden.

2.3.1. Konzept HUMS

In diesem Abschnitt wird das gängige Konzept für HUMS vorgestellt. HUMS sind häufig nach einem grundlegenden Schema aufgebaut. Dieser Grundaufbau mit seinen Grundbestandteilen ist in Tabelle 2.9 dargestellt. Ein HUMS besteht in der Regel aus einer Sensorik, der Akquisitionseinheit an Bord, dem Speichermedium und der Bodenstation. HUMS verschiedener Hersteller unterscheiden sich hauptsächlich in der Platzierung, der Anzahl und dem Typ der Sensoren.

Nachdem im Flug Daten gesammelt und auf dem Speichermedium gesichert werden, wird dieses nach der Landung entnommen und mit der Schnittstelle zur Bodenstation verbunden. Dort werden die Daten lokal gesichert und analysiert. Zeigt die Analyse auf, dass vom Hersteller festgelegte Schwellenwerte überschritten werden, gibt das System eine Warnung aus. Trends, also Entwicklungen von Werten, werden ebenfalls beobachtet und können auf Schadensentwicklungen in Komponenten hinweisen. [4]

Obwohl HUMS für Health (Zustand) and Usage (Nutzung) Monitoring steht, sind bisherige Systeme nur auf die Erkennung des Zustandes, d.h. Health Monitoring (HM), beobachteter Komponenten ausgelegt. Die tatsächliche Nutzung von Bauteilen, also die Anzahl der Lastwechsel und deren

2. Ausgangssituation

Amplituden im Verlauf des Einsatzes, wird nicht im Sinne von Usage Monitoring (UM) überwacht oder dokumentiert.

Mit HUMS ermittelbare Daten

HUMS werden bisher hauptsächlich zur Überwachung der Vibrationsdaten des dynamischen Systems genutzt. Aus Veränderungen in charakteristischen Vibrationen werden Rückschlüsse gezogen, ob und welche Bauteile in ihrer Festigkeit reduziert sein können. Die Festigkeit kann zum Beispiel durch Risse und Korrosion reduziert werden, welche einen belasteten Querschnitt verkleinern. Dadurch verändern sich zum Beispiel Schwingungsamplituden im Betrieb und können erfasst werden. Diese Veränderungen müssen anschließend interpretiert werden.

Eine weitere Möglichkeit zur Bestimmung der Festigkeitsreduktion ist die Überwachung der akustischen Emissionen eines Bauteils. Bei Rissbildung und -wachstum bewegt sich eine Gruppe von Atomen im Material kollektiv und verursacht eine Spannungswelle im Material. Diese Welle setzt sich von der Bauteiloberfläche als Schallwelle fort und kann durch akustische Sensoren registriert werden. Während mit anderen Sensoren (Vibration, Späne etc.) nur Risse an Bauteiloberflächen detektiert werden können, erlauben akustische Signale aus einem Bauteil auch Rückschlüsse auf Risse unterhalb der Bauteiloberfläche. Damit können nicht nur mehr Schadensbilder entdeckt werden, sondern auch in einem früheren Stadium. [35] Akustische Sensoren zeigten sich unempfindlich gegenüber Umgebungsgeräuschen, aber empfindlich gegenüber Emissionen durch Schadensbildung und deren Lokalisation. [36]

Daneben werden auch Systeme zur Ermittlung des Flugzustandes (engl. flight regime recognition) genutzt. Dessen Daten dienen nach aktuellem Stand hauptsächlich dazu, einen geeigneten Zeitpunkt (also einen stationären Flugzustand) zu erkennen und die Sensoren des HUMS zu aktivieren. Dadurch soll Vergleichbarkeit zwischen den Daten verschiedener Flüge gewährleistet werden.

In Verbindung mit HUMS können auch bereits in Hubschraubern verbreitete Spandetektoren eingesetzt werden, welche abgesplitterte Späne registrieren. Diese Späne werden mit dem Schmierstoff aus dem Getriebe transportiert und deuten auf Schäden wie Fressen oder Abplatzen hin. An der Zusammensetzung der Späne ist erkennbar, von welchem Bauteil sie stammen. Die Größe und Anzahl gibt Hinweise über das Ausmaß des Schadens.

Abbildung 2.22 vergleicht die oben beschriebenen Möglichkeiten sowie Temperaturüberwachung zur Fehlererkennung im Hinblick auf die Fähigkeit zur Vorhersage eines Bauteilversagens. Akustische Emissionen können am frühesten einen Hinweis auf Versagen geben. Unsachgemäßer Einbau oder Schmierungsprobleme können durch Überwachung der Temperatur frühzeitig ermittelt werden. Darauf folgen die Spananalyse des Schmierstoffs (Oil debris analysis) und Vibrationsüberwachung. Die Analyse der elektrischen Spannungen (ESA) ist in erster Linie für Elektromotoren interessant und daher für diese Arbeit nicht relevant. Eine reine Temperaturüberwachung kündigt ein Bauteilversagen erst sehr spät an.

Zusätzlich zu den obigen Daten können auch die Lasten einzelner Komponenten direkt ermittelt

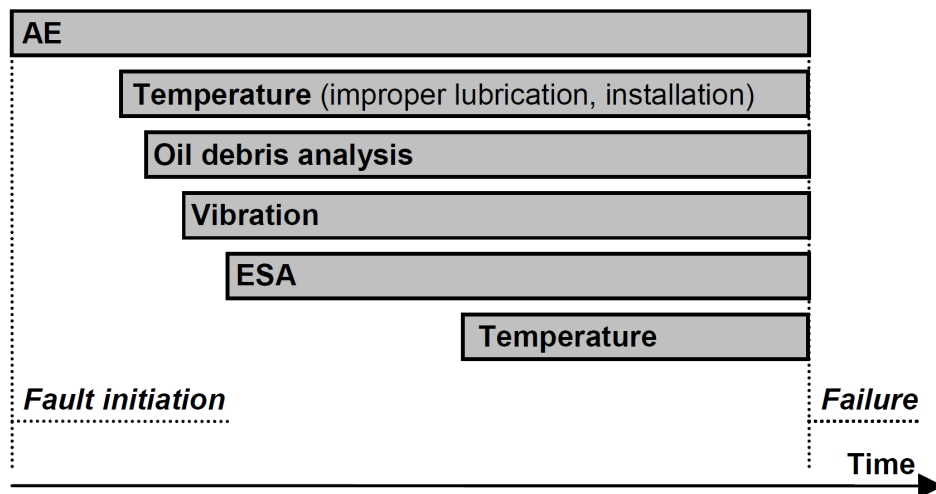


Abbildung 2.22.: Fehlererkennungskonzepte im Vergleich [35]

AE=Acoustic Emissions, ESA=Electrical Signature Analysis

werden. Dafür geeignete Konzepte wurden zu Forschungszwecken entwickelt, kommerziell aber noch nicht angewendet. Ein derartiges System wurde von Iyyer et al. entwickelt. [37] Neben bisher beschriebenen Funktionen eines HUMS enthält es zusätzliche Sensoren zur direkten Bestimmung von Lasten (Dehnmessstreifen) und Radio Frequency Identification (RFID) Chips an sich bewegenden Komponenten. Diese werden durch Energy-Harvesting-Elemente (deutsch: „Energie Ernten“) mit Strom versorgt und geben die erfassten Daten drahtlos an einen Empfänger weiter. Von dort werden sie an den Speicherort für die HUMS-Daten geleitet.

2.3.2. Zulassungsvorschriften

Behördliche Zulassungsvoraussetzungen speziell für HUMS wurden spät formuliert. Erst als nach jahrelangen Versuchsreihen festgestellt wurde, dass das Konzept HUMS bei Hubschraubern sowohl die Flugsicherheit erhöhen als auch die Kosten auf Betreiberseite reduzieren kann, hat die britische Civil Aviation Authority (CAA) im Jahr 1999 erste Vorschriften (AAD 001-05-99) veröffentlicht. Darin wurden zunächst prinzipiell der Einbau und die Nutzung eines HM-Systems in Form eines VHM für Hubschrauber gefordert, die eine Konfiguration mit 9 Passagieren oder mehr ermöglichen. Die Vorschrift forderte kein UM-System. Wie diese Vorschrift zu erfüllen ist, wurde in CAP 693 (Acceptable Means of Compliance Helicopter Health Monitoring) beschrieben. [38] Das Additional Airworthiness Directive (AAD) und CAP 693 hatten das Ziel, den Umfang eines VHM zu definieren und dessen korrekten Einsatz sicherzustellen. Einen Leitfaden zur Entwicklung eines VHM boten sie jedoch nicht, weshalb 2006 die Veröffentlichung von CAP 753 (Helicopter Vibration Health Monitoring) folgte. Dieses aktuell gültige Dokument basiert auf CAP 693 und ersetzt dieses. Es gibt detailliertere Anforderungen an ein VHM bezüglich Design und Operation vor. [39] Die European Aviation Safety Agency (EASA) dagegen hat erst 2012 Zulassungsvorschriften (CS 29.1465) für ein HUMS veröffentlicht. Diese orientiert sich weitgehend an den Vorschriften der CAA, setzt ein HUMS jedoch nicht im Allgemeinen für die Zulassung eines Hubschraubermusters voraus. [40]

2. Ausgangssituation

Im Folgenden werden CAA CAP 753 sowie EASA CS-29 AMC 29.1465 in ihren wichtigsten Aspekten zusammengefasst und wiedergegeben. Von einer Bewertung wird in diesem Abschnitt vorerst abgesehen.

CAA CAP 753

CAP 753 behandelt insgesamt fünf Aspekte zum Thema VHM. [39] Zu Beginn (Section 2) werden Anforderungen an den Entwickler des Systems gesetzt. Diese Anforderungen beziehen sich auf den Einbau des Systems (Subsection A), seinen Funktionsumfang (Subsection B und C), den Nachweis der geforderten Leistung nach Inbetriebnahme in Form einer Controlled Service Introduction (CSI) (dt. kontrollierte Inbetriebnahme, Subsection D) und die Unterstützung des Betreiber im Einsatz durch den Entwickler (Subsection E). Zuletzt (Section 3) werden die Anforderungen an den Betreiber des mit VHM ausgestatteten Hubschraubers beschrieben, die auf den operationellen Aspekt und die Bodenausrüstung eines VHM abzielen. Im Rahmen dieser Arbeit soll hauptsächlich der geforderte Funktionsumfang betrachtet werden, da die Nachweisverfahren und die zugehörige Nachweisdokumentation für das Prinzip eines HUMS keine primäre Bedeutung haben.

Geforderter Funktionsumfang Für die Zulassung eines VHM müssen die Fähigkeiten des Systems deklariert und die im Folgenden beschriebenen Aufgaben erfüllt werden. Das VHM soll die Vibration von kritischen, rotierenden Komponenten im Flug messen und den Verlauf speichern. Die Aufnahmeintervalle und der Flugzustand während der Aufnahme müssen definiert werden. Eine Aufnahme soll beim Eintritt in einen vorher festgelegten, stabilen Flugzustand automatisch beginnen, eine durch den Piloten manuell gestartete Aufnahme ist allerdings auch zulässig. Aus diesen Daten soll es möglich sein, Rückschlüsse auf bestimmte Versagensmodi bzw. das Versagen einzelner Komponenten zu ziehen oder zu erkennen, ob die Flugsicherheit durch den momentanen Status der Komponenten beeinträchtigt sein kann. Eine Auswertung kann dabei sowohl im Flug als auch an einer Bodenstation erfolgen. Die Datenübertragung vom Luftfahrzeug zur Bodenstation muss sicher sein. Es sollen automatisch Warnungen anhand von festgelegten Indikatoren und Schwellenüberschreitungen generiert werden, um eine detaillierte Analyse der vorhandenen Daten durch das Wartungspersonal zu veranlassen. Dieses soll dann die Daten interpretieren und entsprechende Wartungsaktivitäten planen.

1. Monitoring-Fähigkeiten

- a) Ein VHM soll ein sich andeutendes Versagen in den Komponenten aus Tabelle 2.10 mit den dazugehörigen Indikatoren vorzeitig erkennen können.
- b) Wenn ein VHM mindestens eines der obigen Indikatoren nicht nutzt oder eine oben genannte Komponente nicht überwacht, muss hierfür ein Grund gegeben sein, wie z.B. die fehlende Notwendigkeit oder eine gleichwertige Alternative. Das VHM kann dann auch zugelassen werden.

Baugruppe	Bauteiltyp	Nutzbare VHM-Indikatoren
Triebwerk	Turbine, Kerntriebwerk	Vibrationsspektrum beim Hochfahren, Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen
	Abtriebswelle	Unwucht, Fehlausrichtung (von Sensoren in Triebwerk und Hauptgetriebe beobachtbar)
Hauptgetriebe	Zahnräder, Wellen und Lager	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen, Verzahnungsfrequenzen, Zahnradindikatoren (zur Feststellung von Zahnrad Schäden), Lagerabnutzungsindikatoren, Modulation der Indikatoren im Planetengetriebe (zur Erkennung von Schäden an Zahnradern und Planetenträger)
Hilfsgetriebe	Zahnräder, Wellen und Lager	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen, Verzahnungsfrequenzen, Zahnradindikatoren (zur Feststellung von Zahnrad Schäden), Lagerabnutzungsindikatoren
Heckrotorantriebswelle	Welle und Lager	Unwucht, Fehlausrichtung, Lagerabnutzung
Zwischen- und Heckrotorgetriebe	Zahnräder, Wellen und Lager	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen, Verzahnungsfrequenzen, Zahnradindikatoren (zur Feststellung von Zahnrad Schäden), Lagerabnutzungsindikatoren
Ölkühler/Gebläse	Ölkühler, Gebläse und Antriebswelle	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen, Lagerabnutzungsindikatoren
Hauptrotor		Blattspur und -balance, Lagerabnutzung an der Taumelscheibe
Heckrotor		Blattspur und -balance, Lagerabnutzung an der Taumelscheibe

Tabelle 2.10.: Typische VHM-Indikatoren nach CAA CAP753

2. Ausgangssituation

2. Sensorik

- a) Die Sensoren müssen in typischen Einsatzumgebungen des Hubschraubers Signale ausreichender Leistung abgeben. Dies kann durch Continuous Built-in-Test (CBIT) sichergestellt werden.
- b) Die Platzierung der Sensoren soll den Rauschanteil im Signal gering halten und die Unterscheidung verschiedener Versagensindikatoren ermöglichen.
- c) Funktion, Kalibrierung und Einbau der Sensoren müssen nach Wartungshandbuch angemessen kontrolliert werden.

3. Datenakquise

- a) Bei jedem Flug mit mehr als 30 Minuten in einem stabilen Flugzustand muss mindestens ein Datensatz zu allen Komponenten gesammelt werden. Bauteile, deren Schwächung erst kurz vor dem Versagen erkannt werden kann, sollten häufiger beobachtet werden. Generell ist mindestens eine Aufnahme pro Komponente pro Flug empfohlen, wobei die kritischsten Indikatoren zuerst beobachtet werden sollen. Welche Indikatoren kritisch sind, muss der Entwickler deklarieren. Zwischen zwei Aufnahmen der Triebwerksdaten sowie der Daten von Haupt- und Heckrotorantrieben sollten nicht mehr als 25 Flugstunden passieren. Wenn durch bestimmte Indikatoren eine genauere Beobachtung notwendig sein sollte, wird dieses Intervall auf maximal 10 Flugstunden gekürzt.
- b) Die Aufnahmefrequenz der Sensorik soll hoch genug sein, um die erforderliche Bandbreite an Daten erfassen und im notwendigen Detailgrad auflösen zu können. Eine Aufnahme soll automatisch beginnen und nicht vom Piloten gestartet werden müssen. Allerdings darf ein Pilot im Bedarfsfall manuell eine Aufnahme starten.
- c) Ein VHM soll das Signal-Rausch-Verhältnis (SNR) (vom englischen Signal-to-Noise-Ratio) erhöhen können. Eine bestimmte Methode ist dafür nicht vorgeschrieben.
- d) Die aufgenommenen Daten werden nach der Landung mit einer Speicherkarte oder durch Anschließen eines tragbaren Computers an eine Bodenstation übertragen. Dies soll auch bei laufenden Triebwerken und für nicht komplette Datenpakete möglich sein.

4. Generierung und Management von Warnhinweisen

- a) Warnungen sollen generiert werden, wenn die überwachten Indikatoren festgelegte Schwellen überschreiten. Diese Schwellen können absolute Vibrationswerte oder auch durch Erfahrung mit einer Flotte oder einem Muster erlangte Werte sein. Ein System mit primären und sekundären Indikatoren kann ebenso zugelassen werden. Schwellen werden dabei bei den primären Indikatoren angesetzt, welche bei der Ausgabe einer Warnung durch Betrachtung der sekundären Indikatoren genauer analysiert werden

können. Die Schwellen können mehrstufig sein, wobei nur höhere Überschreitungen von einem weiteren Flug ohne vorherige Wartung abraten. Bei niedrigeren Werten können Hinweise auf demnächst notwendige Wartungsarbeiten ausreichen.

- b) Alle primären Indikatoren müssen vom Entwickler des VHM festgelegt und dazugehörige Schwellenwerte empfohlen werden. Diese können auch während der CSI angepasst werden.
- c) Nach der CSI soll das VHM mindestens 70% aller Versagen an den überwachten Komponenten vorhersagen können. Dieser Wert basiert auf Erfahrungen aus Versuchsreihen in den 1990er Jahren.
- d) Fehllarme sind Warnhinweise des Systems, die eine Inspektion nach sich ziehen, ohne dass ein Strukturschaden vorliegt. Sie führen zu unnötigem Arbeitsaufwand. Diese dürfen nach der CSI nicht öfter als ein mal pro 50 Flugstunden auftreten. Außerdem dürfen Fehllarme nicht mehr als 5% aller Warnungen ausmachen. Während der CSI sollen die Einstellungen des VHM so verfeinert werden, dass Fehllarme seltener auslösen.

5. Datenmanagement

- a) Sollte die Bodenstation ausfallen, müssen die gesammelten Daten anderweitig (entweder im Hubschrauber oder in einem externen Speichermedium) solange gesichert werden, bis die Bodenstation wieder einsatzbereit ist.
- b) Die Bodenstation soll die gesammelten Daten anzeigen können und primäre Indikatoren erkennen. Der aktuelle Verlauf der Daten für primäre und sekundäre Indikatoren sowie die Schwellenwerte sollten dem Wartungspersonal in einer benutzerfreundlichen Bedienoberfläche zur Verfügung gestellt werden.
- c) Empfohlen ist eine Funktion zum Erkennen von Trends und zum Vergleichen der Daten verschiedener Hubschrauber und Flottendurchschnittswerte.

6. Bodenausrüstung

- a) Die Ausrüstung am Boden (insbesondere die Bodenstation) darf aus Commercial of the Shelf (COTS) Hardware und Software bestehen. Die Integrität und Zuverlässigkeit der genutzten Komponenten muss nach Kritikalität (vor allem auf den Stufen „Hazardous/Severe-Major“ und „Major“) des VHM im Hubschrauberbetrieb und der Bodenausrüstung für die Funktion des VHM nachgewiesen werden.
- b) Spezifische Software, die für das VHM entwickelt wurde, muss den Standard RTCA DO-178/EUROCAE ED-12 erfüllen.
- c) Bei Nutzung von COTS Hardware und Software muss die Auswahl an zugelassenen COTS-Produkten stets erweitert werden, um einer Obsoleszenz des VHM zu verhindern.

2. Ausgangssituation

- d) Bei der Nutzung von Netzwerken und vor allem vom Internet muss sichergestellt werden, dass Daten weder absichtlich noch unabsichtlich korrumpiert oder von Unbefugten abgegriffen werden können.

EASA CS-29 AMC 29.1465

Die EASA hat im Jahr 2012 Richtlinien (AMC 29.1465) in der CS-29 veröffentlicht, nach denen ein VHM für schwere Hubschrauber zertifiziert werden kann. [40] Diese Richtlinie setzt ein HUMS oder VHM bei keinem Hubschrauber voraus, sondern dient vor allem Entwicklern als Designrichtlinie für ein zuverlässiges VHM. Eine solche reglementierte Zertifizierung kann laut EASA in folgenden drei Szenarien notwendig sein: ein Betreiber fordert für seine Hubschrauber ein Monitoring-System, ein Monitoring-System dient der Reduktion der Versagenswahrscheinlichkeit nach CS 29.547(b) und CS 29.917(b) oder auf freiwillige Basis. Auch partielle VHM, die nur bestimmte Ausfallindikatoren überwachen, können mit dieser Acceptable Means of Compliance (AMC) zertifiziert werden. Außerdem ist auch die Zulassung eines VHM's möglich, dass die Anforderungen dieser AMC nicht erfüllt, aber bei Ausfall keine Gefahr für Insassen und Material bedeutet. In dem Fall darf die Nutzung des Systems allerdings keine der Wartungsmethoden aus der CS-29 ersetzen. Wie auch bei CAP 753 soll hier in erster Linie auf die funktionellen Anforderungen an das VHM eingegangen werden.

Geforderter Funktionsumfang VHM wird gefordert für alle Komponenten, deren Versagen prinzipiell mit einem solchen System vorhergesagt werden kann. Diese sind in Tabelle 2.11 aufgelistet und sind vergleichbar mit den in CAP 753 beschriebenen Komponenten. Wenn eine dieser Komponenten nicht vom System überwacht wird, kann es nach einer begründenden Erklärung trotzdem zugelassen werden.

1. Monitoring-Fähigkeiten

Die EASA fordert für eine Zulassung die Angabe der überwachten Komponenten und deren Versagensmodi. Für jede Komponente muss der feststellbare Schaden angegeben werden.

2. Sensorik

- a) Sensoren nehmen die Vibration der Komponenten auf. Sie müssen ein zuverlässiges Signal bei einer definierten Leistung liefern.
- b) Die Positionierung muss die Erfassung der Indikatoren zur Schadenserkennung ermöglichen.
- c) Mit einer eingebauten Testfunktion soll die volle Funktionsfähigkeit der Sensoren festgestellt werden können.

Baugruppe	Bauteiltyp	Nutzbare VHM-Indikatoren
Wellen zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe	Wellen	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen
Getriebe	Wellen	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen
	Zahnräder	Verzahnungsfrequenzen, Impulsdetektion, Modulation der Wellenformen, Einflüsse unabhängig von der Verzahnung
	Lager	Hochfrequente Energieübertragung, Impulsdetektion, Signalumfang
Heckrotorantriebswelle	Wellen	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen
	Lager	Wie Getriebelager, aber mit einfacheren Bandpasssensoren erfassbar
Ölkühler	Lüfter und Antriebswellen	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen, Schaufelpassierfrequenz
Haupt- und Heckrotor	Rotoren	Grundharmonische und Harmonische höherer Ordnungen bis zur Blattpassierfrequenz $[\frac{n}{rev}]$

Tabelle 2.11.: Typische VHM-Indikatoren nach EASA CS 29.1465(e)

2. Ausgangssituation

3. Signalakquise

- a) Aufgrund unterschiedlicher Lasten in verschiedenen Flugzuständen sollen Daten nur in bestimmten Zuständen abhängig vom Einsatz des Hubschraubers und der Nutzbarkeit der Daten in einem Flugzustand gesammelt werden. Dafür werden die folgenden Voraussetzungen gesetzt.
- b) Die Datenaufnahmefrequenz muss die erforderliche Bandbreite ausreichend abdecken und soll Aliasing vermeiden.
- c) Die Aufnahme soll in bestimmten Flugzuständen automatisch beginnen. Aufnahmen müssen oft genug und in ausreichender Länge durchgeführt werden, um aussagekräftige Datenmengen zu erhalten.
- d) Sollte ein Missionsprofil die Aufnahme kompletter Datensätze nicht erlauben, muss das System so anpassbar sein, dass in dem Missionsprofil entsprechenden Flugzuständen Aufnahmen durchgeführt werden können.
- e) Die Datenakquise soll so gestaltet sein, dass alle überwachten Komponenten unabhängig von (wechselnden) Missionsprofilen mit einer ausreichenden Regelmäßigkeit überwacht werden können. Grundsätzlich sollen in jedem Flug mit mehr als 30-minütigen Phasen in einem stabilen Flugzustand automatisch Daten aufgenommen werden. Sollten keine derartigen Phasen im Missionsprofil enthalten sein, müssen alternative Aufnahmeverfahren durchgeführt werden. Zwischen zwei Aufnahmen dürfen jedoch nicht mehr als 25 Flugstunden vergehen.

4. Signalverarbeitung

- a) Bei der Verarbeitung der Signale soll berücksichtigt werden, dass sich sowohl die beobachteten Komponenten als auch der Signalfad von Ursprungsort bis Sensor in der Komplexität unterscheiden.
- b) Das Ziel der Signalverarbeitung ist es, Indikatoren zu erzeugen. Diese Indikatoren hängen von den charakteristischen Vibrationen einzelner Komponenten ab und lassen Rückschlüsse auf deren strukturelle Integrität zu. Dazu wird auch eine effektive Erhöhung des SNR gefordert.
- c) Die Aufbewahrung von Rohdaten sowie verarbeiteten Daten wird empfohlen. Zusätzlich werden einige Verarbeitungstechniken empfohlen. Dazu gehören unter anderem synchrones und asynchrones Leistungsspektrum oder synchrone Mittelwertbildung für Zeit- und Frequenzbereichsanalysen

5. Datenmanagement

- a) Der Datentransfer vom Hubschrauber zur Bodenstation darf die Flugoperationen nur minimal beeinflussen. Transfer sollte auch bei eingeschalteten Triebwerken und dre-

hendem Rotor möglich sein. Auch soll der Transfer von nicht kompletten Datensets möglich sein.

- b) Daten sollten an der Bodenstation für alternative Analysen und Vergleiche erreichbar bleiben. Außerdem soll die Speicherkapazität Daten von mindestens 25 Flugstunden umfassen. Der fliegende Teil des VHM soll genug Daten speichern können, damit in einem Intervall zwischen zwei Datentransfers keine Daten verloren gehen.
- c) Datenbezogene Prozesse, deren Zuverlässigkeit, Dauer, Sicherstellung der Datenintegrität sowie Datenspeicheranlagen sollen spezifiziert werden.
- d) Die Daten müssen beim Betreiber lokal verfügbar sein, um Analysen im Anschluss an einen Flug zu erlauben. Ebenso sollten die Daten per Fernzugriff für den Hubschrauberbetreiber sowie seiner Unterstützer (Hersteller des Hubschraubers oder des VHM) erreichbar sein. Außerdem soll flottenweite Analyse für den Betreiber ermöglicht werden.

6. Warnungsmanagement

- a) Kriterien zur Generierung von Warnhinweisen sollen festgelegt werden. Diese Warnhinweise weisen auf Anomalien oder Defekte in der betroffenen Komponente hin.
- b) Warnungen können durch überschreiten von fixen oder erlernten Schwellenwerten ausgelöst werden. Bei niedrigen Schwellen treten häufiger Fehllarme auf, bei höher angesetzten Schwellen wiederum ist die Sensitivität und damit die Zeit von Schadenserkennung bis Versagen reduziert.
- c) Alternativ können Veränderungen beobachtet werden, welche laut CS-29 eine effektivere Methode der Beobachtung sein kann. Auch wird die „Advanced Anomaly Detection“ (deutsch: erweiterte Anomaliedetektion) erwähnt, die Veränderungen in mehreren Indikatoren verfolgt und sicherere Angaben zum festgestellten Defekt zu einem früheren Zeitpunkt liefern kann.
- d) Diagnoseprozesse sind erforderlich, um bei Ausgabe eines Warnhinweises durch das System beschließen zu können, ob Wartungsmaßnahmen notwendig sind oder nicht. Fehllarme sollen das Arbeitspensum des Wartungspersonals nicht unnötig erhöhen.

7. Hardware und Software

- a) Die Bodenstation darf COTS Hardware und Software nutzen, welche die obigen Anforderungen zum Datenmanagement erfüllen.
- b) VHM-Anwendungen mit der Gefahreneinschätzung „Major“ oder höher werden von der CS-29 MG15 erfasst und nicht von der AMC 29.1465.

8. Produktunterstützung

- a) Die Unterstützung von Betreibern durch den VHM-Hersteller wird sowohl im Hinblick auf das physische System als auch die generierten Daten gefordert.
- b) Der Betreiber soll zeitnah Zugang zur Interpretation der Daten und Diagnose vom Hersteller erlangen.
- c) Die Leistungsfähigkeit des Systems soll regelmäßig kontrolliert werden. Dies gilt insbesondere hinsichtlich der Kriterien zur Generierung von Warnhinweisen. Eventuell notwendige Anpassung dieser Kriterien soll durch einen definierten Prozess gesteuert werden.

2.3.3. Technische Realisierung

In diesem Abschnitt soll eine repräsentative technische Realisierung des Prinzips HUMS betrachtet werden. Dafür wird das von Airbus Helicopters entwickelte und aktuell vertriebene System vorgestellt.

Airbus Helicopters - Health and Usage Monitoring System

Airbus Helicopters bietet unter anderem für das Muster H145 ein vollständiges HUMS in Kombination mit dem Helionix Avionik-System an. [41] Dieses besteht aus einem Usage Monitoring System (UMS), welches in der Grundausstattung enthalten ist, und einem optionalen Health Monitoring System (HMS), worin ein System für Engine Vibration Monitoring (EVM) integriert ist. Das erklärte Ziel des Gesamtsystems ist es, Informationen über die Nutzung und den Zustand der dynamischen Systeme des Hubschraubers zu bieten und den Kunden in der Ausgestaltung des Wartungsprogramms zu unterstützen. Dadurch sollen die Verfügbarkeit des Hubschraubers verbessert, operationelle und Wartungskosten reduziert und die Flugsicherheit erhöht werden.

Das System wird in einen festen Anteil, der fest im Hubschrauber montiert ist, und einen lösbaren Anteil, der abgebaut werden kann, unterteilt. Der feste Anteil umfasst die Verkabelung, Sicherungen, Einbaustrukturen und Halterungen für Sensoren und Anschlüsse. Im lösbaren Anteil sind die Dynamic Monitoring Acquisition Unit (DMAU) und die Sensoren enthalten. Die Sensoren sind im Antriebsstrang, der Kabine und im Getriebe (für die VHM-Funktion) verbaut. Die Einbauorte sind in Abbildung 2.23 dargestellt und in Tabelle 2.12 aufgeschlüsselt, worin auch ersichtlich wird, welche Komponenten vom HUMS überwacht werden. Die meisten Sensoren befinden sich im Antriebsstrang von Haupt- und Heckrotor. Weitere Sensoren sind im Triebwerk und in der Kabine zu finden.

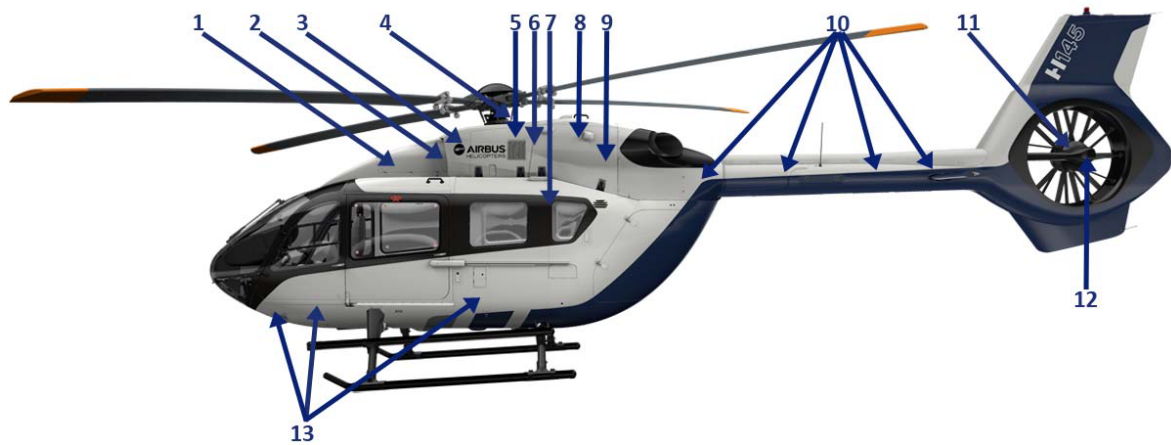


Abbildung 2.23.: Einbauorte der HUMS-Sensoren [41]

Teil des HMS

- 1: 1 DMAU
 - 2: 2 Beschleunigungsaufnehmer im Fan
 - 4: 1 Magnetischer Aufnehmer am Hauptrotor
 - 5: 2 Beschleunigungsaufnehmer im Hauptgetriebe
 - 6: 2 Beschleunigungsaufnehmer in der Antriebswelle
 - 7: 2 Ladungswandler (EVM)
 - 8: 2 Beschleunigungsaufnehmer im Triebwerk (EVM)
 - 9: 1 Beschleunigungsaufnehmer am Hauptgetriebeausgang
 - 10: 4 Beschleunigungsaufnehmer an der Heckrotorantriebswelle
 - 11: 1 Beschleunigungsaufnehmer am Heckrotorgetriebe
 - 13: 3 Beschleunigungsaufnehmer am Rumpf
-

Teil des UMS

- 3: 1 Hauptrotor-Drehzahlaufnehmer
 - 12: 1 Magnetischer Aufnehmer im Heckrotorgetriebe
-

Tabelle 2.12.: Einbauorte der HUMS-Sensoren [41]

2. Ausgangssituation

Funktionale Architektur Das Airbus Helicopters HUMS erfüllt die folgenden Funktionen:

- Beschaffung von Vibrationsdaten des dynamischen Systems (HMS)
- Beschaffung von Vibrationsdaten aus den Triebwerken (EVM)
- Rotorabstimmung am Boden (Track & Balance)
- Manuelle Datenbeschaffung zur Untersuchung der Wellenvibration, zur Kalibrierung der Sensoren oder zur Fehlerbehebung
- Datenverarbeitung, -aufzeichnung, -darstellung und -analyse am Boden

Die Funktionen werden von einem fliegenden und einem stationären Teil ausgeführt. Der fliegende Teil des Systems besteht aus der Sensorik und der DMAU, welche hauptsächlich für die Aufzeichnung der Sensordaten im Flug zuständig ist. Die Maintenance Ground Station (MGS), also der stationäre Teil als Bodenstation des Wartungspersonals, ermöglicht die Analyse, Darstellung und Aufbewahrung der Daten des HUMS. Am Ende von jedem Flug, wenn die Rotoren still stehen, werden die Daten im DMAU automatisch auf eine Speicherkarte heruntergeladen, welche den Transfer zu einer Bodenstation erlaubt. Bei laufenden Rotoren kann der Pilot manuell einen Download auf die Karte durchführen. Auf der Speicherkarte werden die Daten von bis zu 20 Flügen gespeichert. Wird innerhalb von 20 Flügen kein Datentransfer durchgeführt, wird bei weiteren Einsätzen der jeweils älteste Flug überschrieben. Alternativ können die Daten nach einem Flug auch manuell durch Anschließen eines Computers heruntergeladen werden.

Das System wird aktiviert, wenn die Batterien aktiviert, das Helionix Avionik-System eingeschaltet und die Built-in-Tests (BIT) durchgelaufen sind. Der Betriebszustand sowie eventuelle Defekte im HMS werden auf dem Multi-Function Display (MFD) dargestellt.

Folgende Funktionen können manuell am Boden durchgeführt werden:

- Sensortests bei gestopptem Rotor
- Haupt- und Heckrotorabstimmung bei laufendem Rotor (Track & Balance)
- Untersuchung der Wellenvibration bei laufendem Rotor

Im Flug werden abhängig vom Flugzustand automatisch Daten erhoben. Ein System, das den Flugzustand erkennt, gibt den Impuls dazu, um vergleichbare Werte zwischen Flügen zu erhalten. Dennoch können manuelle Aufzeichnungen vom Piloten angeordnet werden. Diese Funktionen werden über das MFD gesteuert. Rotorunwuchten und Wellenvibrationen werden automatisch im MFD dargestellt.

Funktionsbeschreibungen Die Datenaufzeichnung im Antriebsstrang wird in Abhängigkeit vom Flugzustand automatisch ausgelöst. Die überwachten Komponenten im Antriebsstrang sind Antriebswellen, Hauptgetriebe, Fenestron-Getriebe, Heckrotorantriebswelle und dazugehörige Lager sowie Hilfsausrüstung wie Hydraulikpumpen und Gebläsegetriebe. Die Daten werden nach dem Transfer zur MGS analysiert und beurteilt. Schwellenüberschreitungen warnen den Nutzer. Hilfestellungen für Wartungsplanung und -arbeiten werden von der MGS-Software ausgegeben.

Das EVM dient der Überwachung des Triebwerks und der dazugehörigen Hilfsausrüstung im Hinblick auf vorzeitig erkennbare Schäden. Es ersetzt die Analysewerkzeuge des Triebwerksherstellers. Bei notwendigen Vibrationsuntersuchungen im Triebwerk (beispielsweise nach einer harten Landung) wird daher keine zusätzliche Ausrüstung erforderlich, das eingebaute EVM erfüllt die notwendigen Aufgaben.

Haupt- und Heckrotorunwuchten werden mit manuell ausgelösten Aufzeichnungen in verschiedenen Flugzuständen ermittelt. Die Daten werden nach der Aufzeichnung auf dem MFD dargestellt. Die MGS gibt nach dem Datentransfer Empfehlungen zur Blattoptimierung (z.B. bezüglich Trimmassen oder Trimtabeinstellungen).

Die Funktion zur Überprüfung der Wellenvibrationen ermöglicht eine schnelle, manuelle Kontrolle der betroffenen Baugruppen zum Beispiel nach einer Inspektion oder einem Austausch von Lagern. Die Daten werden direkt auf dem MFD dargestellt.

Die Problemsuchefunktion wird ebenfalls manuell ausgelöst. Damit können eventuelle Defekte im HUMS detektiert oder Sensorkalibrierungen durchgeführt werden.

Darstellung der Daten Die aufgezeichneten Daten des HUMS können einerseits im MFD und andererseits mit der Software in der MGS dargestellt werden. Im MFD werden die Daten der manuell gestarteten Aufzeichnungen (Rotorunwuchten, Wellenvibrationen) dargestellt sowie Daten zur Sensorkalibrierung.

Die MGS-Software kann auf einem Rechner mit Windows-Betriebssystem installiert werden und ermöglicht die detaillierte Analyse aller Daten. Sie gibt einen Überblick über die gesamte Flotte eines Betreibers mit farbiger Statusanzeige zu jedem Hubschrauber, wobei rot für ein Flugverbot steht, grün für eine intakte Struktur und bernsteinfarben für weniger kritische Warnhinweise. Weiterhin werden detaillierte Informationen zu jedem einzelnen Hubschrauber angezeigt und bei Schwellenüberschreitungen Empfehlungen ausgegeben, welche Wartungsprozeduren (genannt Work Card) anzuwenden sind. Die Historie und Analyse der Triebwerksleistungsschecks werden ebenfalls dargestellt.

Für die Triebwerke und den Antriebsstrang werden Zustandsindikatoren berechnet und anhand der Ergebnisse Warnungen und Hinweise ausgegeben. Die Vibrationsdaten werden pro Komponente und pro Flug aufgeschlüsselt. Amplituden und Veränderungen der Indikatoren werden auch dargestellt. Außerdem werden Rotorunwuchten gezeigt und Mittel zur Optimierung vorgeschlagen. Mehrere Indikatoren können gleichzeitig grafisch dargestellt werden und alle Daten im Excel-Format exportiert werden.

Datenmanagement Für die Struktur der MGS zum Verarbeiten und Aufbewahren der Daten werden zwei Möglichkeiten angeboten. Für Kunden mit einem Standort werden Client- und Server-Computer am gleichen Ort stationiert. Hat der Kunde mehrere Standorte, bietet sich ein zentraler Server an, auf den von mehreren Clients gleichzeitig von verschiedenen Orten aus zugegriffen werden kann. Um den Kunden in der Analyse der Daten zu unterstützen, bietet Airbus Helicopters das

2. Ausgangssituation

Portal *Web HUMS* an. Damit wird die Aufbewahrung aller Daten direkt bei Airbus Helicopters und die Analyse sowie technische Unterstützung durch Experten ermöglicht.

2.3.4. Rezeption in der Literatur

Bereits in den 90er Jahren wurden mit damaligen HUMS große Erfolge bei der Erhöhung der Flugsicherheit festgestellt. Während einer Studie der CAA aus dem Jahr 1997 wurden HUMS-Daten von Hubschrauberbetreibern in der Nordsee erhoben. Im Laufe der Studie wurden 63 mal Wartungsarbeiten notwendig, um die Lufttüchtigkeit der Hubschrauber zu erhalten. Ein Anteil von 69% davon wurde durch die in den Hubschraubern installierten HUMS registriert. Der CAA zufolge waren 6 der durch HUMS detektierten Vorfälle potentiell katastrophal und mindestens einer hätte unentdeckt zu einem Absturz geführt. [42] Eine Untersuchung der JHSAT im Jahr 2000 ergab, dass 47% der durch Versagen mechanischer Komponenten ausgelösten Unfälle durch ein HUMS vorhergesagt und damit durch vorzeitige Wartung entsprechender Teile hätten verhindert werden können. [4]

Das Aufkommen und die konsequente Weiterentwicklung von HUMS seit den 90er Jahren wurde positiv aufgenommen, wie in der Literaturrecherche von Zakrajsek et al [43] ersichtlich ist. Durch die Nutzung eines HUMS werden neben der erhöhten Flugsicherheit auch operationelle und wirtschaftliche Vorteile erhofft. Die verbesserte Sicherheit kann Versicherungsausgaben reduzieren. Durch den Einsatz von HUMS kann die Verfügbarkeit von Luftfahrzeugen und damit auch die Einsatzeffizienz gesteigert werden.

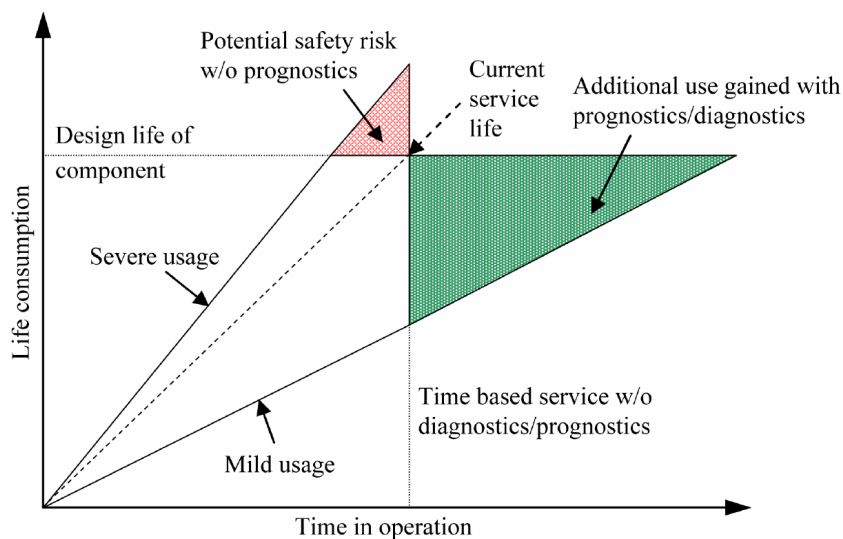


Abbildung 2.24.: Verbrauch der Lebensdauer in Abhängigkeit vom Nutzungsverhalten [43]

Durch Überwachung der Hubschrauber- und Komponentennutzung können Aussagen getroffen werden, ob die Nutzung den Annahmen bei der Auslegung entspricht oder aber von den angenommenen Belastungen abweicht. Der Einfluss derartiger Abweichungen ist in Abbildung 2.24 grafisch dargestellt. Bei Überschreitung (Severe Usage) ist die tatsächliche Lebensdauer kürzer als errechnet. Wenn dieser Fall bei einer Komponente festgestellt wird, kann eine vorgezogene Inspektion

durchgeführt und damit einem unerwarteten Ausfall vorgebeugt werden. Wird ein Bauteil weniger beansprucht als angenommen (Mild Usage), so ist auch die nutzbare Lebensdauer entsprechend länger. Auch das kann mit einem HUMS registriert werden. Das Bauteil kann dann auch nach Ende der ursprünglich angenommenen Lebensdauer unter weiterer Beobachtung genutzt werden.

Tatsächlich wurden viele Erwartungen erfüllt. Zakrajsek et al weisen auf einen Artikel von Heather aus dem Jahr 2003, worin Erfahrungen aus der Nutzung des Smiths Aerospace HUMS präsentiert werden. Nach Heather zeigte sich die Aufzeichnung der Hubschraubernutzung sehr hilfreich für Wartung und Lebensdauerabschätzungen. Durch frühzeitige Entdeckung von Schäden und darauf folgendem Austausch betroffener Komponenten konnten Folgeschäden reduziert werden. Gleichzeitig konnte die Lebensdauer von Komponenten weiter ausgeschöpft werden. Überschreitungen von Grenzlaster konnten gut erfasst und Probleme am Luftfahrzeug besser untersucht werden. Ungeplante Wartungen wurden seltener, was Kostenersparnisse zur Folge hatte. Der Flottenzustand konnte durch die Analyse der gesammelten Datenmenge verifiziert werden. Zakrajsek et al stellen weiterhin verschiedene Studien vor, die neben der erhöhten Sicherheit vor unerwarteten Ausfällen auch die wirtschaftlichen Vorteile aufzeigen.

Es wurden jedoch auch Schwierigkeiten im Einsatz oder bei der Einführung von HUMS festgestellt. Zakrajsek et al weisen auf eine Studie von Eurocopter (2001, heute Airbus Helicopters) hin, worin Herausforderungen und Lösungsansätze dargestellt werden. Die folgende Liste fasst die thematisierten Punkte zusammen.

1. Wartung

Zum Zeitpunkt der Untersuchung konnte der Wartungsaufwand nur begrenzt reduziert und Inspektionsintervalle noch nicht verändert werden. Der Grund dafür war die unzureichende Zuverlässigkeit der vorhandenen HUMS. Nicht alle Schäden konnten erfasst und Lebensdauern nur ungenau vorhergesagt werden.

2. Schadenserkennung

Manche Schadensformen wurden nicht oder unzuverlässig erkannt. Insbesondere die Überwachung des Planetengetriebes wurde verbesserungswürdig eingestuft.

3. Kosten

- a) Operationelle Kosten zeigten sich höher als erwartet. Da keine defektspezifischen Überwachungsmethoden angewendet wurden, gestaltete sich die Entscheidungsfindung basierend auf HUMS-Daten teilweise aufwendig.
- b) Beschaffungskosten waren ebenfalls hoch. Gründe dafür sind unter anderem fehlende Standards und hohe Integritätsanforderungen an das System. Außerdem ist die Integration in ein analoges Avioniksystem sehr schwierig. Diese Gründe führen dazu, dass HUMS als Retrofit kaum eingebaut werden.
- c) Auch die Kosten für Kundensupport waren zunächst zu hoch, da HUMS sich noch im

2. Ausgangssituation

Reifungsprozess befanden, Schwellen für die überwachten Daten ständig angepasst werden mussten und die Betreiber für Schadensdiagnosen stets Hilfe brauchten.⁵



⁵Die Antwort auf dieses Problem ist die im weiter oben beschriebenen HUMS von Airbus Helicopters enthaltene Software.

3. Auswertung

In diesem Kapitel wird das Wissen ausgewertet, dass im zweiten Kapitel im Rahmen der Literaturrecherche gesammelt wurde. Zunächst wird das noch nicht ausgeschöpfte Potential von HUMS ermittelt. Anschließend werden die oben vorgestellten Zulassungsvorschriften der Behörden bewertet. Des Weiteren wird die Notwendigkeit von Usage Monitoring verdeutlicht und Schwächen des nach aktuellem Stand umgesetzten Health Monitoring aufgezeigt. Zuletzt werden Strategien zum Einsatz von HUMS vorgestellt und bewertet.

3.1. Potential von HUMS

Schon frühe Systeme brachten signifikante Sicherheitsvorteile mit sich. Es wurde bereits dargestellt, dass bei einer Studie der CAA etwa 70% aller im Studienzeitraum aufgetretenen Komponentenversagen durch die installierten HUMS frühzeitig detektiert werden konnten. CAP 753 bezieht sich auf diese Studie und fordert daher eine Detektionsquote von 70%. Hohe Detektionsquoten bei HUMS führen zu höherer Flugsicherheit, da ein größerer Anteil der auftretenden Schäden frühzeitig noch vor Ablauf eines Inspektionsintervalls entdeckt wird und damit ein Bauteilversagen im Betrieb durch rechtzeitige Wartung verhindert werden kann.

Verluste	Jährlich		2011-2015	
	Anzahl	Reduktionspotential	Anzahl	Reduktionspotential
Todesopfer	22	11	112	53
Verletzte	33	15	164	77
Hubschrauber	21	10	103	48

Tabelle 3.1.: Verluste durch Komponentenversagen bei Hubschraubern und Reduktionspotential durch den Einsatz von HUMS

Es soll hier nochmal auf die Untersuchung des JHSAT im Jahr 2000 verwiesen werden. Sie ergab, dass 47% der durch Versagen mechanischer Komponenten ausgelösten Unfälle durch ein HUMS vorhergesagt und damit durch vorzeitige Wartung entsprechender Teile hätten verhindert werden können. Wendet man diesen Wert auf die Statistik der Jahre von 2011 bis 2015 aus Kapitel 2 an, so erhält man einen potentiellen Rückgang an Todesopfern, Verletzten und Verlusten von Hubschraubern. In Tabelle 3.1 ist dargestellt, wie hoch die jährlichen Verluste und deren Reduktionspotential sind, wenn HUMS flottenweit bei allen Hubschraubern eingesetzt würden. Im gesamten betrachteten Zeitraum würde die Zahl der Unfälle durch Komponentenversagen um oben genannte 47%

3. Auswertung

reduziert werden. Fallende Unfallzahlen hätten fallende Opferzahlen zufolge. Damit würden von 2011 bis 2015 insgesamt 53 Menschen weniger sterben und 77 weniger verletzt.

Diese Statistiken basieren auf dem Stand der Technik von 2000. Dass bereits die ersten Generationen von HUMS einen derart positiven Effekt hatten, zeigt, dass sie Potential zur Verbesserung der Flugsicherheit bei Hubschraubern innehaben. Unter der Annahme, dass durch fortgeschrittene Sensor- und Analysetechnologien höhere Detektionsquoten und ein breiteres Spektrum an feststellbaren Komponentenschäden möglich sind, ist das Reduktionspotential tatsächlich noch höher als oben vorgestellt. Daher ist der Entwicklungsaufwand für HUMS nicht nur gerechtfertigt, sondern notwendig, um langfristig die Sicherheit des Hubschrauberfluges zu maximieren.

Gleichzeitig gilt zu beachten, dass Komponentenversagen über alle in Kapitel 2 präsentierten Statistiken hinweg, also im Zeitraum 2000 bis 2015, etwa 20% bis 25% aller Hubschrauberabstürze verursachten. Sofern also in diesen Jahren Maßnahmen zur Verbesserung von Wartung, Inspektion und Fertigung von Hubschraubern durchgeführt wurden, hatten sie innerhalb der betrachteten 15 Jahre keinen relevanten Einfluss auf die Flugsicherheit. Dies hängt unter anderem damit zusammen, dass Veränderungen nicht sofort und nicht umfassend implementiert werden können und ihr Einfluss auf die Flugsicherheit nicht immer quantifiziert werden kann. Die obige Statistik in Tabelle 3.1 gilt nur, wenn alle Hubschrauber mit einem HUMS ausgestattet sind. Das bedeutet, dass das größte Verbesserungspotential hinsichtlich Flugsicherheit nach aktuellem Stand nur bei einem flottenweitem Einsatz von HUMS liegt. Das Ziel von Zulassungsbehörden und Industrie muss es daher sein, die Verbreitung und Weiterentwicklung von HUMS sowie deren flottenweite Nutzung zu fördern. Durch den Einbau von HUMS bei Neuentwicklungen und der Nachrüstung bei Programmen mit langen Laufzeiten kann dieses Ziel erreicht werden. Erst dann wird das bereits mit dem aktuellen Stand der Technik mögliche, oben beschriebene Potential zur Verringerung der Absturz- und Opferzahlen und damit zur Erhöhung der Flugsicherheit genutzt.

3.2. Technischer Stand der Zulassungsvoraussetzungen

Die Zulassungsbehörden orientieren sich bei der Formulierung der Voraussetzungen am Stand der Technik vor der Jahrtausendwende. Dies ist sowohl an der vorausgesetzten Detektionsquote als auch an der eingeschränkt geforderten Datenakquise erkennbar.

Detektionsquote

Die CAA hat für eine Zulassung eine Detektionsquote¹ von 70% der möglichen Schäden in den überwachten Komponenten vorausgesetzt. Dieser Wert entspricht der Detektionsquote von HUMS in einer Studie der CAA in den 90er Jahren. [39] Obwohl zwischen der Studie und der Veröffentlichung von CAP 753 mehr als 10 Jahre vergangen sind, wurde der damalige technische Stand vorausgesetzt. Es wurde nicht berücksichtigt, dass sowohl moderne Sensorik als auch weiterentwickelte Methoden zur Auswertung der Daten bessere Ergebnisse liefern können. Dadurch wird Entwicklern ein geringerer Impuls zur Verbesserung gesetzt und das Potential von HUMS zur Erhöhung der Flugsicherheit wird nicht ausgeschöpft.

Datenakquise

Die Zulassungsvorschriften fordern lediglich eine Datenaufnahme pro 25 Flugstunden und nur in stationären Flugzuständen, wenn diese länger als 30 Minuten dauern. Zwar kann man mit Datensets aus vergleichbaren Flugzuständen den Zustand der überwachten Komponenten ermitteln, eine tatsächliche Überwachung der Nutzung (Usage Monitoring) wird damit jedoch nicht ermöglicht. Während mit dem derzeitigen Stand die Diagnose von Komponentenzuständen möglich ist, bleibt die Prognose über die Lebensdauer unmöglich. Dies kann nur durch Aufzeichnung der Daten über die gesamte Flugzeit hinweg erfolgen. Der Hintergrund dafür, dass die kontinuierliche Überwachung der Flugdaten nicht gefordert wird, ist die zu Beginn der Entwicklung von HUMS noch sehr begrenzte Kapazität von mobilen Datenspeichern sowie die geringe Rechenleistung der damaligen Computer, welche die Analyse großer Datenmengen erschwerte. Die Voraussetzungen in CS29.1465 wurden weitgehend aus der CAP753 übernommen, welche auf der oben im Abschnitt „Detektionsquote“ erwähnten Studie basieren. [39, 40] Abbildung 3.1 zeigt die Preisentwicklung für Festplattenspeicher von 2000 bis 2016.² 1995, also zu den anfänglichen Zeiten der HUMS-Entwicklung, hatte 1 *GiB* Festplattenspeicher einen Gegenwert von 1120 \$. Während 2006 der Preis für 1 *GiB* Speicherplatz noch etwa 1 \$ betrug, kostete er im Jahr 2015 0,022 \$. Damit reduzierten sich die Speicherkosten im Zeitraum von der Veröffentlichung erster Vorschriften bis

¹ Anteil detektierter Defekte an allen auftretenden Defekten in den überwachten Komponenten

² Während die Preise bis 2010 stetig sinken, flacht die Kurve bis etwa 2013 ab. Dies ist auf die sogenannte Festplattenkrise in Thailand im Jahr 2011 zurückzuführen. Bei einer Flut wurden Fabriken der Hersteller Western Digital und Seagate beschädigt. Da in Thailand etwa die Hälfte aller Festplatten weltweit hergestellt werden, konnte durch die eingestellte Produktion die Nachfrage nicht mehr gedeckt werden, wodurch die Preise von 2011 bis 2012 gestiegen sind. Erst mit Wiederaufnahme der Produktion im Jahr 2012 konnte wieder in ausreichendem Maße geliefert werden, was sich in Preissenkungen ab 2013 zeigt. [44]

3. Auswertung

in die jüngste Vergangenheit um 98%. [45] Gängige Speicherkarten können heute mehrere 100 *GiB* speichern und erreichen Schreibgeschwindigkeiten von über 100 *MiB* in der Sekunde. [46]

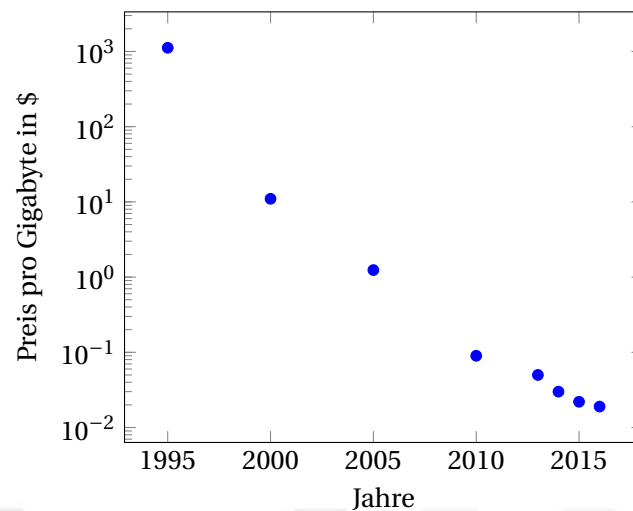


Abbildung 3.1.: Preisentwicklung für Festplattenspeicher von 1995 bis 2016 [45]

Folgendes Rechenbeispiel zeigt, dass mobiler Speicherplatz und -geschwindigkeit nach aktuellem Stand keine Begrenzung mehr darstellen. Es wird davon ausgegangen, dass 20 Sensoren in einem Hubschrauber Rohdaten im Integer-Format (2 *Bytes* pro Datenpunkt) mit einer Frequenz von 20 *kHz* aufnehmen und 5 weitere Sensoren mit einer Frequenz von 300 *kHz*. Diese Frequenzen entsprechen dem oberen Ende von typischen Messbereichen für Vibration- und Akustikmessungen bei HUMS. [35] Außerdem werden 5 Dehnmessstreifen mit einer Signalfrequenz von 30 *kHz* berücksichtigt.

$$\text{Datenrate} = \frac{2 \text{ Bytes} \cdot (300 \text{ kHz} \cdot 5 + 20 \text{ kHz} \cdot 25 + 30 \text{ kHz} \cdot 5)}{1024 \cdot 1024} = 4,05 \frac{\text{MiB}}{\text{s}} \quad (3.1)$$

Über eine Flugdauer von 4 Stunden ergibt sich eine Datenmenge von etwa 58 *GiB*. Damit liegen sowohl nötige Schreibgeschwindigkeit als auch Speicherplatz unterhalb der technischen Grenzen. Die Aufnahme kompletter Flüge ist also durchaus möglich. Allerdings steigt der Aufwand der Analyse mit größeren Datenmengen, die in dem Umfang für effektives Health Monitoring nicht zwingend notwendig sind. Für Usage Monitoring dagegen reicht es, die kompletten Flugdaten lediglich für eine Auswahl von Sensoren zu betrachten. Außerdem werden die hochfrequenten Akustik-Sensoren nur für Health Monitoring benötigt, nicht für Usage Monitoring, wodurch die zu analysierende Datenmenge reduziert werden kann. Dazu wird weiter unten eingegangen, wenn verschieden Ansätze zum Entwurf eines HUMS erläutert werden.

Dass Datenakquisen auch gegenwärtig immer noch selten durchgeführt werden, bringt Sicherheitsrisiken mit sich. Das geforderte maximale Intervall von 25 Flugstunden zwischen zwei Datenakquisen ist zu lang. Bei hochdynamischen Teilen pflanzen sich Schäden schnell fort. Von einem Stadium, in dem ein Riss mit einem HUMS entdeckt werden kann, bis zum Versagen vergehen

deutlich weniger Flugstunden. Ein Beispiel hierfür ist beim Absturz der S-76 mit dem Kennzeichen G-BJVX zu finden. Ein Riss im Rotorblatt hat sich von einem noch keimhaften Riss zu einem ausgewachsenen Riss über 50% des Blattumfangs in nur 24,4 Flugstunden entwickelt. Damit wäre es durchaus möglich, dass ein Bruch zwischen zwei HUMS-Analysen stattfinden kann. Da ein Riss außerdem erst ab einer bestimmten Größe detektierbar ist und schneller wächst je größer er ist, muss ein deutlich kürzeres Intervall zwischen zwei Datenakquisen bzw. -analysen angesetzt werden. [47]



3. Auswertung

Flugzustand	Anteil (Design)	Anteil (Messung)	Relative Abweichung
Schwebeflug	4%	10%	150%
Horizontalflug $< V_h$	42%	7%	-500%
Horizontalflug bei V_h	5%	36%	600%
Steigflug	5%	9%	80%
Gieren bei kleinem Hängewinkel	0%	7%	-
Normales Gieren	8%	18%	125%

Tabelle 3.2.: Fehleinschätzung des Flugspektrums im Design der AH-1W

3.3. Teilbereich Usage Monitoring

In diesem Abschnitt wird zunächst die Notwendigkeit von UM im Hubschrauberflug dargestellt. Anschließend werden aus Unfallstatistiken und Ermüdungsuntersuchungen Ansätze hervorgebracht, die effektives UM ermöglichen.

3.3.1. Notwendigkeit von Usage Monitoring

Wie im Abschnitt 2.2.2 bereits dargestellt wurde, können statische bzw. Einzellasten zwar gut modelliert werden, Lastspektren werden aufgrund verschiedener Faktoren jedoch sehr unrealistisch abgeschätzt. Abbildung 2.17 zeigt, dass das tatsächliche Flugspektrum eines Hubschraubers nicht dem Designspektrum entspricht. In Tabelle 3.2 ist dargestellt, wie stark die Schätzung vom realen Spektrum abweicht. Es zeigt sich, dass die Fehleinschätzungen häufig um deutlich mehr als 100% vom realen Anteil einer Flugphase am Gesamtspektrum abweichen. Durch eine andere Verteilung der Flugphasen ergeben sich auch andere Lastspektren auf einzelne Bauteile. Die Anwendung der linearen Schadensakkumulationshypothese wie beim (Enhanced-)Safe-Life-Prinzip wird unter diesem Umstand keine realistische Lebensdauer für das betroffene Bauteil liefern.

Starke Abweichungen vom Designlastspektrum führen dazu, dass die Komponenten des Hubschraubers eine andere Lebensdauer haben als erwartet. Es wurde darauf hingewiesen, dass bereits eine Abweichung von $\pm 10\%$ der durchschnittlichen Belastung eine Lebensdauerveränderung von 76% verursacht. Obige Abweichungen liegen um eine Größenordnung über 10%. Dadurch gibt es zwei negative Effekte.

1. Zu schweres Design

Bauteile sind zu konservativ entworfen, wenn sie im Laufe ihrer Lebensdauer weniger belastet werden als erwartet. Damit haben sie größere Querschnitte und sind schwerer. Nutzlast und Reichweite sind reduziert.

2. Unerwartet frühe Ausfälle

Sind die tatsächlichen Belastungen höher als in der Entwurfsphase angenommen, hat das Bauteil auch eine kürzere Lebensdauer. Bei derart starken Abweichungen wie in Tabelle

3.2 ist der Einfluss auf die Lebensdauer sehr hoch. Im Schwebeflug, wo hohe Leistungen nötig sind und damit auch hohe Lasten auf Antriebskomponenten wirken, befindet sich das betrachtete Hubschraubermodell AH-1W mehr als doppelt so lange wie erwartet.

Durch aktives Usage Monitoring werden tatsächlich verbleibende Lebensdauern einzelner Komponenten bestimmt und Inspektionszeiträume können angepasst werden. Außerdem erhalten Entwickler realistische Flugspektren und können darauf basierend ihren Entwurf besser an die tatsächlichen Anforderungen anpassen, anstatt weiterhin unrealistische Annahmen zu treffen.

Wie weiter oben bereits an einer Beispielrechnung vorgeführt wurde, ist Usage Monitoring mit den heutigen Speichermöglichkeiten nicht mehr unmöglich. Die Anzahl der für Usage Monitoring notwendigen Sensoren ist geringer als für Health Monitoring. Wie bereits im Abschnitt 2.2.2 dargestellt wurde, resultieren Unsicherheiten im Design hauptsächlich aus Ungewissheiten hinsichtlich zu erwartender Lastspektren. Einzelne Lasten sind durch Versuche und Modelle der Finite Elemente Methode (FEM) ermittelbar. Daher ist für Usage Monitoring eine kleine Auswahl an Sensoren ausreichend, um das Lastspektrum einzelner Komponenten zu ermitteln und ausgehend davon für alle Bauteile zu berechnen. Bei der Betrachtung von 5 dauerhaft aktiven Sensoren (Vibration und Dehnmessstreifen) mit einer durchschnittlichen Frequenz von 25 kHz reduziert sich die anfallende Datenmenge bereits um ein Vielfaches im Vergleich zu obiger Rechnung 3.1.

$$Datenrate = \frac{2 \text{ Bytes} \cdot 25 \text{ kHz} \cdot 5}{1024 \cdot 1024} = 238 \frac{\text{KiB}}{\text{s}} \quad (3.2)$$

Damit fallen für einen Flug mit einer Dauer von 4 Stunden 3,4 GiB an Daten an. Eine solche reduzierte Datenmenge kann schneller analysiert und dauerhaft gespeichert werden. Selbst bei einer durchschnittlichen täglichen Flugzeit von 7 Stunden ergeben sich jährlich etwas mehr als 2 TiB an Daten. Diese Datenmenge ist mit handelsüblichen Festplatten aufzubewahren, womit die Dokumentation des Verbrauchs der Lebensdauer der Hubschrauberkomponenten transparent wird.

Die Nutzbarkeit von Dehnmessstreifen in HUMS wurde bereits konzeptionell erwiesen. [37] Sie bringen für das Usage Monitoring einige Vorteile gegenüber dem alleinigen Einsatz von Vibrationsensoren.

- Ermittlung tatsächlicher Lasten auf Bauteile
- Ermittlung tatsächlicher Verformungen
- Damit verbunden: Eindeutige Bestimmung von Grenzüberschreitungen

Vor allem hochbelastete Teile wie Rotorkopf und -blätter oder Wellen können mit Dehnmessstreifen direkt überwacht werden. Die Daten der Sensoren müssen dann per Drahtlosverbindung an Empfänger weitergegeben werden. Damit werden Lasten und Verformungen gemessen, aus denen mit einem Modell (bspw. FEM) die Lasten und Verformungen in anderen, nicht unmittelbar beobachtbaren Teilen ermittelt werden können.

3.3.2. Nutzungsindikatoren

Primäre Nutzungsindikatoren für Komponenten sind deren Lastwechselzahlen und deren Amplituden. Diese können mit Vibrations- und Akustiksensoren sowie Dehnmessstreifen erfasst werden (Abschnitt 2.3.1). Allerdings gibt es weitere Indikatoren, mit denen die Analyse des Lebensdauerverbrauchs vereinfacht oder präzisiert werden kann.

Flugphasen und -zustände Durch Aufzeichnung verschiedener Zustände des Hubschraubers kann eine Modellbildung zum Lebensdauerverbrauch angestrebt werden. In Abbildung 2.11 im Abschnitt 2.1.1 ist erkennbar, dass Unfälle durch PSF überdurchschnittlich oft im Reiseflug auftreten. Während Unfälle durch andere Ursachen zu 33% im Reiseflug passieren, ereignen sich Unfälle durch PSF zu 43% im Reiseflug. Auch beim Abflug (7% gegenüber 3%) und beim Anflug (9% gegenüber 4%) sind PSF häufiger als andere Unfallursachen vertreten. Das gehäufte Auftreten von PSF in diesen Flugphasen zeigt, dass sich Schäden bei ihnen überproportional stärker ausbreiten und zum Versagen führen als bei anderen Flugphasen wie zum Beispiel im Manöverflug, wo das Risiko des Manövers andere Risiken überschattet. Gleichzeitig wurden im Abschnitt 2.2.4 verschiedene Flugzustände beschrieben, die unterschiedlichen Einfluss auf die Ermüdung verschiedener Komponenten haben. Beide Recherchen zeigen, dass der Verlauf der Flugphasen und vor allem der Flugzustände ein Indikator für den Schadensfortschritt in Bauteilen sind, also den Lebensdauerverbrauch angeben. Werden bei der Analyse die Sensordaten mit den Flugzuständen abgeglichen, so können verschiedenen Flugzuständen Lastspektren und Lebensdauerreduktionen zugeordnet werden. Es ist also ein Modell denkbar, dass bei Eingabe des Verlaufs der Flugzustände eines Fluges ausgibt, wie viel Lebensdauer in diesem Flug verbraucht wurde.

Steuereingaben Im Abschnitt 2.2.2 wurde darauf verwiesen, dass das Steuerverhalten unterschiedlicher Piloten einen großen Einfluss auf Betriebslasten hat. Tabelle 3.3 zeigt, um wie viel die Lasten bei verschiedenen Piloten variieren können. Die Lasten können bei grobem Steuerverhalten 3,3-mal so stark schwanken wie bei sanftem Steuerverhalten. Es wurde im Abschnitt 2.2.2 auch darauf verwiesen, dass unerwartet hohe Betriebslasten (wozu die Unvorhersehbarkeit des Pilotenverhaltens gehört) die Lebensdauer von Bauteilen um 75% verkürzen können.

Pilot	Lastvariation	Vergleich
1	193%	
2	730%	3,8-fache Variation

Tabelle 3.3.: Einfluss von Steuerverhalten auf Lastvariationen

Damit sind Steuereingaben ein wichtiger Indikator für die Beanspruchung und den Lebensdauerverbrauch von Hubschrauberkomponenten. Steuereingaben können in einem Modell wie im obigen Paragraph genutzt werden. Mit dem Verlauf der Steuereingaben als zusätzlichen Einflussfaktor kann die Reduktion der Lebensdauer in verschiedenen Flugphasen genauer ermittelt werden.

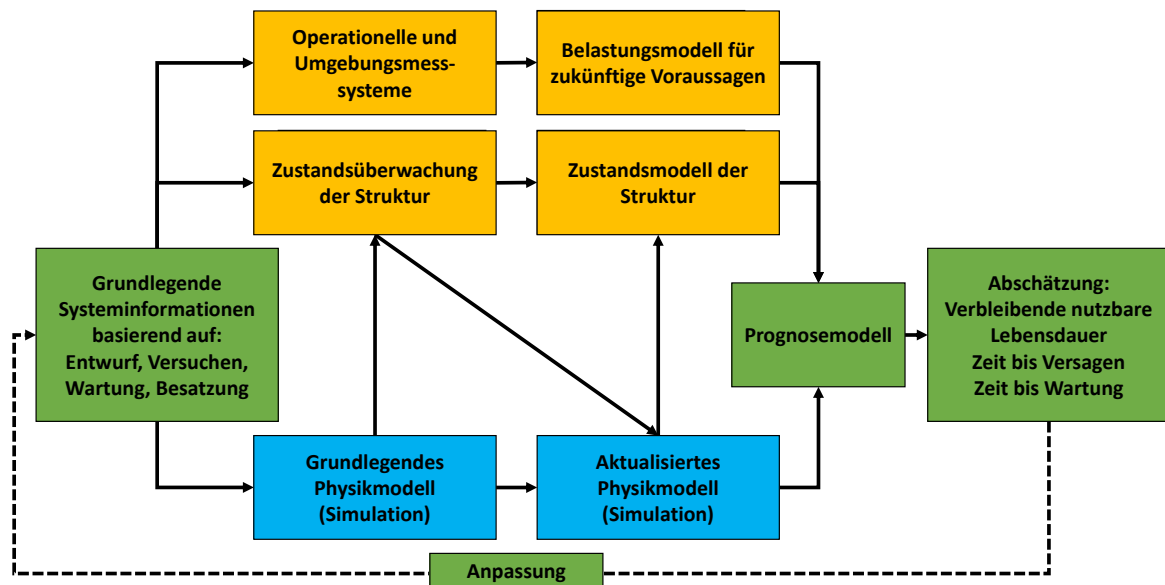


Abbildung 3.2.: Prozess zur Lebensdauerprognose mit physikalischem Modell unter Nutzung der Überwachungsdaten (in Anlehnung an Farrar und Lieven [48])
Gelb: Datenbasierte Betrachtungen; Blau: Physikalische Betrachtungen

3.3.3. Schadensprognose durch Modellnutzung

Wie im vorherigen Abschnitt bereits erwähnt wurde, können HUMS-Daten genutzt werden, um die Schadensentwicklung und verbleibende Lebensdauer von Bauteilen abzuschätzen. Einen Prozess zur Anwendung eines physikalischen Modells basierend auf Daten der Überwachungssysteme haben Farrar und Lieven [48] entworfen, welches in Abbildung 3.2 dargestellt ist. Basierend auf Daten aus Entwurf, Versuchen, Wartung und Feedback der Besatzung wird ein grundlegendes Physikmodell zur Simulation der Belastungen entworfen. Unter Nutzung der Daten von Zustandsüberwachung (HUMS) und anderen Messsystemen werden Modelle für zukünftige Belastungen sowie dem Zustand der Struktur gebildet. Zusätzlich wird mit den Daten des HUMS das Physikmodell aktualisiert. Alle Ergebnisse werden in ein Prognosemodell zusammengeführt, womit abgeschätzt werden kann, wann eine Wartung fällig ist und wie lange die verbleibende nutzbare Lebensdauer eines Bauteils ist.

Der Vorteil eines solchen Modells ist der reduzierte Aufwand zur Berechnung der verbleibenden Lebensdauer für verschiedene Bauteile. Damit müssen der Zustand und die Nutzung der Hub-schrauberkomponenten nicht dauerhaft mit allen Sensoren überwacht werden. Die anfallenden Datenmengen werden reduziert, wenn lediglich Flugzustände in die Simulation eingegeben werden, welche den Belastungsverlauf und die verbleibende Lebensdauer auf Basis der bisherigen Datenlage berechnet. Zur Aktualisierung des Physikmodells muss der Zustand der Komponenten in bestimmten Zeitintervallen durch das HUMS erfasst werden. Diese Vorgehensweise wird im Abschnitt 3.5.2 genauer beschrieben.

3. Auswertung

Nachteilig ist, dass der Aufbau eines Modells langwierige Versuche und Optimierungsschleifen benötigt. Außerdem sind die Ergebnisse durch Diskretisierung und Zusammenfassung der Flugzustände und ihrer einzelnen Lastspektren ungenau. Dies wird bei der totalen Überwachung umgangen, welche im Abschnitt 3.5.1 erläutert wird. Ein Modell wie in Abbildung 3.2 kann allerdings auch die totale Überwachung unterstützen und präzisere Ergebnisse bei der Berechnung der verbleibenden Lebensdauer ausgeben.



Komponente	Anteile als Unfallursache	Überwacht
Getriebe (Zahnräder, Lager, Wellen)	33%	ja
Heckrotor	24%	indirekt
Hauptrotor	13%	nur Unwuchten
Steuerung	9%	nein
Heckausleger	5%	nein

Tabelle 3.4.: Relevanz verschiedener Komponenten als Unfallursache und deren Überwachung nach aktuellem Stand

3.4. Schwächen im Health Monitoring

Neben dem fehlenden Usage Monitoring existieren bei gegenwärtig vorausgesetzten und angewendeten HUMS auch Schwächen hinsichtlich Health Monitoring. Dazu gehören neben dem Umfang der überwachten Komponenten auch begrenzte Überwachungsmethoden und Aspekte im Warnungsmanagement, die im folgenden diskutiert werden.

3.4.1. Überwachte Komponenten

Sowohl die CAA als auch die EASA fordern die Überwachung der Vibrationen in dynamischen Komponenten. Diese beinhalten hauptsächlich Antriebskomponenten wie Triebwerk, Getriebe und Rotoren sowie deren Verbindungswellen und Lager. Allerdings werden nicht alle Komponenten überwacht. Tabelle 3.4 zeigt basierend auf der Analyse von Davies et al sowie Campbell 2.2.3, welche Komponenten bei einem Ausfall durch Ermüdung besonders häufig zu einem Absturz geführt haben und ob sie durch gegenwärtige HUMS überwacht werden.

Es wird klar, dass der größte Anteil der Abstürze auf Ermüdungsversagen im Getriebe und darauf folgend auf Heck- und Hauptrotor zurückzuführen sind. Diese drei Komponenten machen zusammen bis zu 70% aller Ermüdungsversagen aus, die zu einem Absturz führen. Die Rotoren selbst werden vom HUMS nur indirekt durch Analyse der Wellenunwucht erreicht. Da somit ein Teil der Defekte am Rotor entdeckt werden können, ist die Detektionsreichweite³ des HUMS größer als die 33% vom Getriebe. In der gleichen Größenordnung befinden sich die bereits zuvor ermittelten 47% der JHSAT-Analyse.⁴ Die Rotoren (bzw. der Rotorkopf sowie die Blätter) können im Gegensatz zum Getriebe und den Wellen nur durch Einsatz von Sensoren mit drahtloser Datenübertragung überwacht werden, welche sich bisher nicht im Einsatz befinden.

³Der Umfang der Bauteile, an denen das HUMS einen Defekt erkennen kann

⁴Es können laut JHSAT bis zu 47% aller Unfälle durch Komponentenversagen durch den Einsatz von HUMS mit dem technischen Stand von 2000 verhindert werden.

3. Auswertung

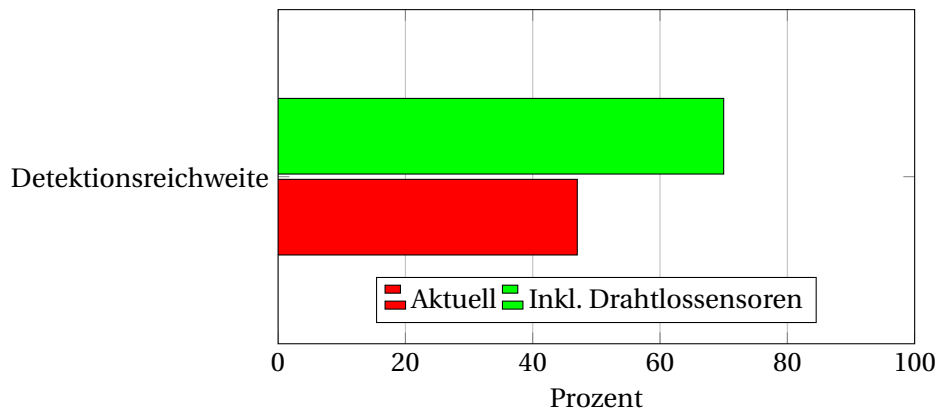


Abbildung 3.3.: Detektionsreichweite nach aktuellem Stand im Vergleich zu erweiterter Überwachung mit Drahtlos-Sensoren

In Abbildung 3.3 ist grafisch der Vergleich zwischen der Detektionsreichweite nach aktuellem Stand und der möglichen Detektionsreichweite unter Nutzung von Drahtlos-Sensoren zur zusätzlichen Überwachung der drehenden Teile von Rotoren dargestellt. Durch Hinzufügen von dieser Technologie zu bestehenden HUMS-Prinzipien kann die Reichweite also um 50% gesteigert werden.

3.4.2. Überwachungsmethoden

Die aktuelle Generation HUMS überwacht wie bereits die ersten Entwicklungen hauptsächlich die Vibrationen, die in den beobachteten Komponenten entstehen. Auch wenn sich hierdurch ein Großteil möglicher Versagensarten abdecken lässt, kann durch zusätzliche Nutzung einer alternativen Sensortechnik ein großer Fortschritt erzielt werden.

Während mit den herkömmlichen Vibrationssensoren und Spandektoren nur Schäden an Oberflächen wie Risse und Abplatzungen registriert werden können, ermöglicht die Nutzung von akustischen Sensoren auch die Detektion von Schäden im Inneren des Materials. Ein Riss im Materialinneren einer Komponente des Planetengetriebes führte 2016 zum Absturz der Super Puma LN-OJF mit 13 Todesopfern. Ebenso führten Risse in Bauteilen des Planetengetriebes zum Absturz der Super Puma G-REDL im Jahr 2009 mit 16 Todesopfern. In den Berichten beider Vorfälle wird darauf hingewiesen, dass das installierte HUMS nicht in der Lage war, innere Risse sowie Schäden im Planetengetriebe präzise vorherzusagen. Nachrechnungen zeigten, dass das Design der versagenden Komponenten den Anforderungen und Vorschriften entsprach. [49, 50] Health Monitoring muss als insbesondere im Hinblick auf Planetengetriebe verbessert werden.

Dies kann durch Nutzung von akustischen Sensoren erreicht werden. Sie weisen die folgenden Vorteile auf:

- Detektion von Rissen auf und unterhalb der Oberfläche
- Im Vergleich zu anderen Techniken deutlich frühere Detektion von Rissen
- Ermittlung der Risswachstumsgeschwindigkeit

- Detektion von Schäden an Bauteilen ohne unmittelbaren Kontakt zum Sensor
- Herausfiltern von Umgebungsgeräuschen zur Erhöhung der SNR

Insbesondere die Detektion von Rissen unterhalb der Oberfläche ist ein wichtiger Aspekt. Diese sind gefährlich, da sie bei Inspektionen kaum entdeckt werden können. Um sie zu entdecken müssten zerstörungsfreie Prüfverfahren angewendet werden, die auch Informationen über das Materialinnere geben. Dazu gehören neben vergleichsweise einfacheren Varianten wie Ultraschall- und Wirbelstromprüfung auch sehr aufwendige Verfahren wie eine Computertomographie. Dennoch sind alle diese Verfahren zeitaufwendig und komplex, da nicht nur das Prüfverfahren sondern auch De- und Wiedermontage des Getriebes Ressourcen bindet. Durch ein HUMS mit Akustiksensoren kann dieses Problem umgangen werden.

Zusätzlich sollten nicht nur für UM, sondern auch für HM, Flugzustände und Steuereingaben überwacht werden. Tabelle 4.4 zeigt, welche Untergruppen der beiden Indikatoren relevant sind. Beides sind mehrdimensionale Faktoren, bei denen eine Überschreitung zulässiger Werte im Flug praktisch nicht ausgeschlossen werden kann. Solche Überschreitungen führen zu Überlasten und bringen Schäden in Komponenten ein. Das reduziert die Betriebsfestigkeit der Bauteile. Sie müssen registriert und die Restfestigkeit berechnet werden, womit die Flugtauglichkeit eines Bauteils bestimmt wird.

3.4.3. Warnungsmanagement

Das Warnungsmanagement nach aktuellen Vorschriften zielt hauptsächlich darauf ab, die Arbeitslast der Piloten nicht zu erhöhen und stattdessen nur das Wartungspersonal auf festgestellte Defekte hinzuweisen. Auch wenn die Arbeitslast der Piloten stets zu reduzieren ist, ergibt sich aus diesem Prinzip der Nachteil, dass Warnungen zu spät ausgegeben werden. Dadurch kann es zum unerwarteten Versagen im Betrieb kommen, was die Flugsicherheit beeinträchtigt. Dieser Nachteil wird im Folgenden detailliert erklärt.

Registriert das HUMS einen Defekt, so kann er erst nach der Übermittlung der Daten an die Bodenstation und der darauf folgenden Analyse erkannt werden. Wie im Abschnitt 2.2.2 zum Thema Unsicherheiten im Design bereits dargestellt wurde, ist die Lebensdauer eines Bauteils bei Auftreten eines Defekts verkürzt und die lange, sichere Lebensdauer bei Auslegung nach dem Safe-Life-Prinzip ist nicht mehr gültig. Ein Beispiel ist in der Abbildung 3.4 zu sehen. Bei einem Pitch Link reduzierte sich die Lebensdauer von 1000 auf 13 Flugstunden, nachdem sich ein detektierbarer Riss ausgebildet hatte. Hinzu kommt, dass die Steuercharakteristiken unterschiedlicher Piloten einen Einfluss von bis zu 75% auf die Lebensdauer von Komponenten haben. Im schlechtesten Fall hätte ein solcher beschädigter Pitch Link weniger als 4 Flugstunden bis zum Versagen, nachdem der Defekt vom System registriert wurde. Es ist unwahrscheinlich, dass innerhalb dieser kurzen Zeit alle HUMS-Prozesse (Datenübermittlung und -analyse) durchgeführt werden und eine Wartungsmaßnahme ergriffen wird - insbesondere weil aktuelle Vorschriften zwischen zwei Analysen bis zu 25 Stunden Flugzeit erlauben.

Stattdessen sollte der Pilot schon im Flug vom System gewarnt werden, sobald ein Defekt regis-

3. Auswertung

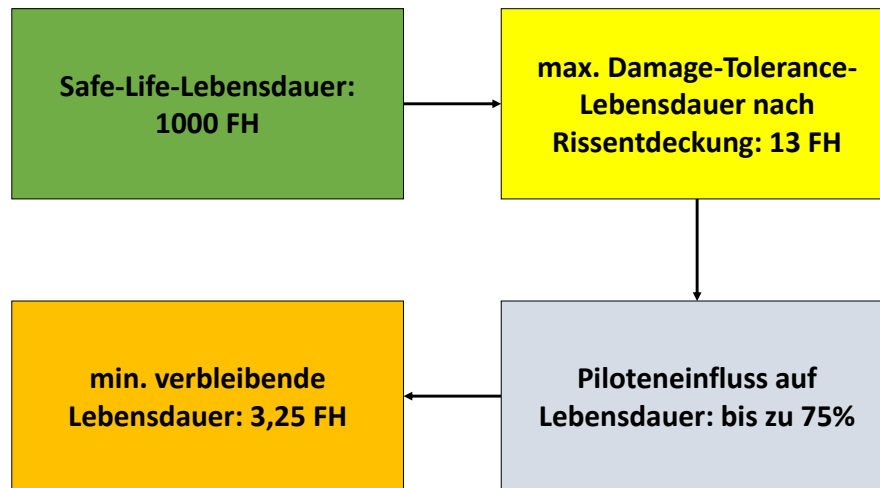


Abbildung 3.4.: Einflüsse von Rissen und Piloteneingaben auf die Bauteillebensdauer am Beispiel eines Pitch-Links

triert wurde. Nach der Warnung muss er schnellstmöglich die Landung einleiten und unmittelbar eine Inspektion anfordern. Hierfür muss das HUMS allerdings auch zu einer Echtzeit-Analyse der gesammelten Daten fähig sein.

Bei Cockpitwarnungen ist es noch wichtiger als bei der Ausgabe von Warnungen an der Bodenstation, dass Fehlwarnungen weitestgehend vermieden werden. Sie erhöhen die Arbeitsbelastung der Piloten und erfordern schnelle Maßnahmen, welche die Risikobereitschaft der Piloten erhöhen und zu Fehlern verleiten können. Ist eine Quote von 5% Fehlwarnungen unter allen Warnungen bei Bodenstationen erlaubt, darf die Quote bei Cockpitwarnungen daher 1% nicht überschreiten.

	Totale Überwachung	Partielle Überwachung
Vorteile	+ Alle Daten verfügbar + Mehr Schadensfälle detektierbar + Nutzung aller Komponenten komplett dokumentiert + Speicherplatz und Rechenleistung zukünftig immer günstiger	+ Geringerer Speicheraufwand + Analyse einfacher + Auch mit kleinem Datensatz bereits große Erfolge möglich
Nachteile	- Größerer Speicheraufwand - Analyse aufwendiger	- Weniger Schadensfälle detektierbar - Unsicherheit durch Modellnutzung in Lebensdauerberechnung - Zusätzlicher Aufwand durch Modellbildung

Tabelle 3.5.: Vergleich der Strategien zum Einsatz von HUMS

3.5. Strategien zum Einsatz von HUMS

Ausgehend von den bisherigen Erkenntnissen lassen sich zwei grundsätzliche Strategien für den Einsatz eines HUMS definieren. Diese werden im Folgenden beschrieben und anschließend miteinander verglichen. Dabei wird das HUMS aufgeteilt in seine beiden Funktionen HM und UM und hauptsächlich die zeitliche Begrenzung und der Umfang der Überwachung betrachtet. Für alle Strategien wird vorausgesetzt, dass neben den Sensordaten (Vibration, Akustik, Spandektoren etc.) auch die Flugzustände und Steuereingaben aufgezeichnet werden. Tabelle 3.5 vergleicht die beiden Strategien hinsichtlich ihrer Vor- und Nachteile. Die beiden dargestellten Strategien sind Extremfälle, welche die entgegengesetzten Enden des Spektrums an möglichen Einsatzstrategien darstellen. Für beide Strategien ist die Nutzung des im Abschnitt 3.3.3 beschriebenen Prozesses möglich.

3.5.1. Totale Überwachung

Bei der totalen Überwachung für HM und UM werden die Sensoren aktiviert, sobald die Triebwerke angelassen werden⁵, und erst dann abgeschaltet, wenn der Hubschrauber wieder am Boden ist und alle beweglichen Teile stillstehen⁶. Dazwischen werden alle Sensordaten durchgehend aufgezeichnet und ausgewertet.

Somit wird die gesamte Nutzungshistorie aller überwachten Bauteile aufgezeichnet, woraus der Verbrauch und der verbleibende Teil der Lebensdauer ermittelt wird. Die Aufgabe des Usage Monitoring ist erfüllt. Gleichzeitig wird das dynamische Verhalten aller Bauteile über den gesamten Nutzungszeitraum hinweg, also in jedem Flugzustand, aufgezeichnet. Es können also Überschreitungen und Entwicklungen von Sensorwerten, die auf Defekte hinweisen, im gesamten Nutzungs-

⁵also der Schalter für die Triebwerke umgelegt wird

⁶die Triebwerksdrehzahl also gleich null ist

3. Auswertung

spektrum erkannt werden. Darunter sind auch Überschreitungen, die sich bei geringer Belastung in stationären Flugzuständen nicht zeigen, aber zu veränderten Signalen in hochbelasteten Flugzuständen und Transitionsphasen führen.⁷ Unter Nutzung von Modellen wie in Abbildung 3.2 kann die Prognose der verbleibenden Lebensdauer präziser durchgeführt werden.

Allerdings fällt bei dieser Methode die größte Datenmenge an, womit der Aufwand für Speicherung und Analyse wächst. Auf der anderen Seite jedoch sind Speicherplatz und Rechenleistung immer günstiger und in größerem Umfang verfügbar, weshalb dieser Nachteil immer mehr an Bedeutung verlieren wird.

3.5.2. Partielle Überwachung

Bei dieser Strategie gibt es keine komplette Überwachung. Es werden nur die stationären Zustände für HM ausgewertet sowie ein Teil der installierten Sensoren dauerhaft für UM betrieben. Der Hauptvorteil ist die reduzierte Datenmenge. Damit wird die Analyse und Aufbewahrung der Daten einfacher.

Für UM wird lediglich eine Auswahl der installierten Sensoren dauerhaft betrachtet. Diese Sensoren sammeln ihre Daten vom Anlassen der Triebwerke bis zum absoluten Stillstand. Die Zahl und Platzierung dieser Sensoren muss hierfür so gewählt werden, dass anhand ihrer Ausgabedaten auf die Nutzungsdaten des Gesamtsystems geschlossen werden kann. Dafür ist ein Modell notwendig, worin das System präzise abgebildet wird und welches basierend auf der Eingabe der Sensordaten des UM-Systems den Lebensdauerverbrauch aller Komponenten (inkl. der nicht direkt beobachteten) berechnet sowie deren verbleibende Lebensdauer angibt. Auch wenn der anfänglich gesammelte Datensatz kleiner und damit leichter zu handhaben ist, benötigt der Aufbau eines solchen Modells zusätzliche Ressourcen (Zeit, Rechenleistung) und bringt Unsicherheiten in die Lebensdauerberechnung.

Für das HM werden zwar die Daten aller Sensoren aufgezeichnet, jedoch nur in stationären Flugzuständen. Dieses Prinzip entspricht also den derzeitigen Vorschriften. Naturgemäß sind die Daten nicht vollständig, sodass die Vorteile der totalen Überwachung wegfallen. Schäden, die nur unter bestimmten Belastungszuständen bemerkbar sind, werden auf diese Weise nicht erkannt. Allerdings kann auch mit partieller Überwachung ein großer Teil der Defekte in Hubschrauberkomponenten entdeckt werden, wie in vorherigen Abschnitten gezeigt wurde.

⁷ Beispiel: Ein vorhandener Riss reduziert den belasteten Querschnitt, wodurch sich das Bauteil bei Belastung weiter elastisch und plastisch verformt. Höhere Belastungen führen so zu höheren Ausschlägen, was höhere Vibrationsamplituden zufolge hat. Unter Umständen kann dieser Riss nur durch Überwachung bei hoher Belastung rechtzeitig erkannt werden.

4. Anforderungen

Dieses Kapitel baut auf dem Wissen der vorherigen Kapitel auf. Es werden Anforderungen an HUMS formuliert, bei deren Erfüllung die Flugsicherheit von Hubschraubern erhöht wird. Zunächst wird das ideale HUMS beschrieben, das absolute Sicherheit vor Komponentenversagen im Flug ermöglicht. Anschließend werden allgemeine Anforderungen an HUMS gestellt, welche unabhängig von den Teilfunktionen zur Zustands- und Nutzungsüberwachung sind. Zuletzt wird das HUMS aufgeteilt in ein HM und ein UM, um für beide Teilsysteme getrennt Anforderungen zu beschreiben. Dabei wird als Strategie die im Abschnitt 3.5.1 beschriebene „Totale Überwachung“ gewählt. Die Strukturierung sowie vereinzelte Anforderungen sind an die zum Zeitpunkt der Bearbeitung dieser Masterthesis gültigen Vorschriften CAP753 und CS29.1465 angelehnt. [39, 40] Diese werden entsprechend mit Bemerkungen versehen.

4.1. Definition des Idealzustands

In diesem Abschnitt wird ein ideales HUMS bestehend aus einem HM- und einem UM-System beschrieben. Diese theoretische HUMS bietet allumfassende Überwachung und Vorbeugung, so dass keine Systemkomponenten im Flug versagen und damit keine Unfälle aus diesem Grund passieren.

Das ideale HUMS ist, wie die Benennung ausdrückt, nicht realistisch, sondern soll eine Referenz bieten. Das Ziel der in den nächsten Abschnitten formulierten Anforderungen ist es, diesem Ideal so nahe zu kommen wie möglich, ohne ungerechtfertigten Aufwand zu betreiben.

4.1.1. Ideales Health Monitoring System

Das ideale HM-System detektiert 100% aller Schäden im Gesamtsystem Hubschrauber. Es erfüllt die im Folgenden aufgelisteten Voraussetzungen.

- a) Das System überwacht alle im Hubschrauber vorhandenen Bauteile und erkennt somit, an welchem sich ein Schaden bildet.
- b) Schadensbildung ist immer durch das System erkennbar. Das heißt, ein Schaden wird registriert, sobald er erscheint.

4. Anforderungen

- c) Jede bekannte Form der Schadensbildung ist erkennbar.
- d) Der Belastungsverlauf an kritischen Stellen ist für jedes Bauteil exakt abbildbar. Damit werden Überschreitungen von Betriebsgrenzen aufgezeichnet. Solche Überschreitungen reduzieren die Lebensdauer.
- e) Schäden werden immer frühzeitig erkannt. Frühzeitig bedeutet in diesem Zusammenhang, dass der Schaden vor einem Bauteilversagen entdeckt wird und dass sich vor dem Zeitpunkt der Schadensdetektion keine Folgeschäden gebildet haben.

4.1.2. Ideales Usage Monitoring System

Das ideale UM-System dokumentiert die gesamte Nutzung aller Bauteile. Es erfüllt folgende Voraussetzungen.

- a) Die Nutzung (Lastwechselzahlen und Amplituden) aller Bauteile wird überwacht und dokumentiert. Daraus ist der Lebensdauerverbrauch für jedes Bauteil ermittelbar.
- b) Die Nutzungsdaten werden über die gesamte Nutzungsdauer jedes Bauteils gesammelt und in die Analyse der Lebensdauer mit einbezogen. Damit ist auch die gesamte Nutzungsdauer eines Bauteils abbildbar.
- c) Aus den obigen Daten soll die verbleibende Lebensdauer für jedes Bauteil exakt berechnet werden.

4.2. Allgemeine Anforderungen

In diesem Abschnitt werden generelle Anforderungen an HUMS gestellt. Diese gelten übergreifend für das Gesamtsystem und beziehen sich nicht nur auf HM oder UM.

4.2.1. Zulassung

Hier werden Anforderungen hinsichtlich der Zulassung von HUMS beschrieben. Diese betreffen nicht die eigentlichen Funktionen, sondern richten sich an Behörden.

- a) HUMS sollen für die Zulassung von Hubschraubern serienmäßig eingebaut werden. Das bedeutet, neu zugelassene Hubschraubertypen sollen grundsätzlich mit einem HUMS ausgestattet werden. Dessen Nutzung soll in die operationellen Prozeduren eingeschlossen werden.
- b) Zwischen unterschiedlichen Behörden auf nationaler und internationaler Ebene sollen Mindestvoraussetzungen vereinbart werden, die in allen Vorschriften einheitlich sind.

4.2.2. Nutzerfreundlichkeit

Das HUMS soll in der Nutzung keinen unnötigen Aufwand für Besatzung und Bodenpersonal verursachen. Dafür sollen folgende Anforderungen erfüllt werden.

- a) Der Datentransfer vom Hubschrauber zur Bodenstation soll nach der Landung des Hubschraubers mit einer Speicherkarte erfolgen. Diese Karte soll COTS-Ware sein und mit handelsüblichen Lesegeräten nutzbar sein. Diese Anforderung basiert auf CAP753.
- b) Auf dieser Speicherkarte sollen nicht nur HUMS-Daten, sondern auch andere operationelle Daten transferiert werden, die vom Betreiber des Hubschraubers genutzt werden. Die Karte soll eine gemeinsame Schnittstelle für verschiedene Datenformate bieten.
- c) Die Karte soll Daten von mindestens 30 Flugstunden speichern können. Wird die Kapazität der Speicherkarte ausgeschöpft, werden die jeweils ältesten Daten überschrieben. So wird garantiert, dass stets die aktuellsten HUMS-Daten verfügbar sind. Dies wird auch in aktuellen HUMS umgesetzt.
- d) Die Speicherkarte soll nicht vom Piloten, sondern durch das Bodenpersonal vor dem Flug im Hubschrauber platziert und nach der Landung entnommen werden.
- e) Die Bodenstation soll mit dem Einführen der Speicherkarte automatisch die Daten speichern und analysieren, ohne weitere Befehle des Nutzers zu erwarten.

4. Anforderungen

- f) Dem Wartungspersonal soll von der Bodenstation nur das Ergebnis der Analyse bereitgestellt werden. Nur Experten sollen Zugriff auf die Rohdaten haben.
- g) Die Ergebnisse der Analyse sowie die Rohdaten sollen bei Bedarf an den Original Equipment Manufacturer (OEM) des HUMS übermittelt werden können. Dazu müssen sie sicher aufbewahrt werden. Ein Bedarf kann zum Beispiel bei der Analyse eines Flugunfalls entstehen.

4.2.3. Sicherheit der HUMS-Daten

Die durch das HUMS gewonnenen Daten müssen zuverlässig sein und vor Verlust oder Manipulation geschützt werden. Dies wird durch die Erfüllung folgender Anforderungen gewährleistet.

- a) Die vom HUMS gesammelten Daten müssen im Cockpit Voice and Flight Data Recorder (CVFDR) gespeichert werden, um Redundanz zur oben genannten Speicherkarte zu schaffen. Dadurch sind sie im Falle eines Absturzes geschützt und stehen für eine nachträgliche Analyse zur Verfügung. Im CVFDR sollen die HUMS-Daten der letzten 30 Minuten in einer Endlosschleife gespeichert werden.
- b) Die Sensoren müssen redundant sein. Jeder gemessene Indikator soll von zwei Sensoren gleichzeitig aufgenommen werden. Dadurch kann die Mess- und Wiederholgenauigkeit der Sensoren kontrolliert sowie Sensorfehler festgestellt werden.
- c) Beim Kopieren der Daten dürfen keine Pakete verlorengehen. Die Übertragungsquote muss stets 100% betragen. Dies kann beispielsweise durch Nutzung von Prüfbits erfolgen.
- d) Die Bodenstation darf nicht durch Netzwerkattacken beschädigt werden. Die HUMS-Daten sollen nicht manipulierbar sein.

4.3. Spezielle Anforderungen hinsichtlich Health Monitoring

In diesem Abschnitt werden die Anforderungen an die HM-Funktionen des HUMS beschrieben. Ihr Ziel ist die frühzeitige Feststellung von Schäden in Bauteilen durch Zustandsüberwachung, um ein Versagen im Betrieb sowie Folgeschäden durch Störung anderer Komponenten vorzubeugen.

4.3.1. Umfang überwachter Komponenten

Ein HUMS muss prinzipiell alle Komponenten überwachen, die Teil eines nicht-redundanten Lastpfades oder anderweitig sicherheitsrelevant sind. Sie werden in Tabelle 4.1 aufgelistet. Dazu gehören alle Baugruppen im Antriebsstrang von den Triebwerken bis zum Haupt- und Heckrotor sowie Hilfsaggregate. Auch der Heckausleger sowie Lagerungen für Triebwerke und Getriebe sind nicht redundant und daher besonders sicherheitskritisch.

Baugruppe	Komponenten	in CAP753 oder CS29.1465 enthalten
Haupt- und Heckrotorgetriebe	Wellen	ja
	Zahnräder	ja
	Lager	ja
	Gehäuse	nein
	Ölpumpen	ja
	Ölkühlaggregat	ja
Rotoren	Rotorblätter	nein
	Rotorkopf	nein
	Steuerstangen	nein
Triebwerke	Wellen	ja
	Lager	ja
Struktur	Verbindung Heckausleger/Rumpf	nein
	Triebwerkslagerung	nein
	Getriebelagerung	nein

Tabelle 4.1.: Zu überwachende Komponenten

4.3.2. Überwachungsmethoden

Das HUMS soll den Zustand der verschiedenen Bauteile mit angepasster Sensorik überwachen. Diese sind im Folgenden aufgelistet.

- a) Vibrationssensoren sollen Bauteile überwachen, die über Lager eine Verbindung zur Struktur besitzen. Dazu gehören Getriebe und deren Inneres sowie Strukturbauteile. Mit ihnen sind

4. Anforderungen

Oberflächenschäden zu ermitteln. Vibrationssensoren werden bereits in den vorgestellten Vorschriften (CAP753 und CS29.1465) gefordert.

- b) Akustische Sensoren sollen die Vibrationssensoren unterstützen und zusätzlich die Detektion von Schäden unterhalb von Bauteiloberflächen auffinden, welche keine Veränderungen in Vibrationen hervorrufen.
- c) Dehnmessstreifen sollen an Rotoren und Steuerstangen montiert werden und deren Belastungsverlauf an kritischen Stellen aufnehmen.
- d) Spandektoren werden bereits häufig in Hubschraubern benutzt. Sie sollen das ausfließende Öl verschiedener Getriebestufen untersuchen. Für das Öl der freidrehenden Wellen der Triebwerke, der Zwischenstufen und der Planetenstufen soll jeweils ein Detektor eingebaut werden.

4.3.3. Datenakquise

Um eine aussagekräftige und zuverlässige Analyse zu ermöglichen, muss die Datenakquise den folgenden Anforderungen entsprechen.

- a) Alle Sensoren sollten vom Anlassen der Triebwerke bis zum kompletten Stillstand nach dem Abschalten der Triebwerke Daten aufnehmen, welche auf der Karte gespeichert werden.
- b) Neben den Daten der Vibrations-, Akustik- und Spandektoren sowie Dehnmessstreifen sollen auch der Flugzustand und die Steuereingaben des Piloten durch entsprechende Einheiten aufgezeichnet werden.

4.3.4. Datenanalyse

Die gesammelten Daten müssen analysiert werden, um Schäden in Komponenten feststellen zu können. Damit dieser Zweck erfüllt werden kann, muss die Analyse folgenden Anforderungen gerecht werden.

- a) Es sollen alle aufgenommenen HUMS-Daten analysiert werden.
- b) Es müssen Veränderungen und Trends in den Sensordaten erkannt werden, um Rissausbreitungsgeschwindigkeiten festzustellen. Daraus kann ein Versagenszeitpunkt für die jeweilige Komponente abgeschätzt werden. Dies wird bereits in Zulassungsvorschriften für HUMS vorausgesetzt.
- c) Die ermittelte Schadensausbreitungsgeschwindigkeit soll mit dem Flugzustand abgeglichen werden. Daraus wird ersichtlich, bei welchen Manövern sich welcher Schaden wie schnell

ausbreitet.

- d) Zwischen zwei Analysen der HM-Daten dürfen nicht mehr als 10 Flugstunden vergehen.

Während die bisher genannten Analysen an der Bodenstation durchzuführen sind, sollen die Zustandsindikatoren folgender Komponenten an Bord und in Echtzeit im Verlauf der Mission analysiert werden:

- Hauptgetriebe
- Hauptrotor
- Heckrotorgetriebe
- Heckrotor

4.3.5. Zu erkennende Schäden

Durch die Analyse der gesammelten Daten müssen auftretende und sich entwickelnde Schäden in den überwachten Komponenten detektiert werden. Die zu erkennenden Schadensgruppen sind in Tabelle 4.2 aufgelistet. Aufgrund ihrer Häufigkeit sind diejenigen Schäden, die sich an Bauteiloberflächen bilden, die wichtigsten. Dazu gehören vor allem Ermüdungsrisse und Verschleiß. Bei CAP753 wurde eine Erkennungsquote von 70% gefordert, in dieser Arbeit wird der Wert auf 85% erhöht. Der Grund dafür ist der technologische Fortschritt in den 20 Jahren seit den ersten umfangreichen Studien zu HUMS und damit verbunden die Möglichkeit, zuverlässigere und genauere Analysen durchzuführen. Außerdem müssen auch Schäden unterhalb der Oberflächen, also innere Risse, detektiert werden. Diese sollen in mindestens 90% der Fälle erkannt werden, in denen sie auftreten, da sie durch Routine-Inspektionen nicht auffindbar sind. Des Weiteren sollen alle im Betrieb aufgetretenen Überlastungen registriert werden, da bei unzulässigen Lasten im Bauteil immer Schäden auftreten können. Überlastungen können durch Nutzung der Daten von Flugzuständen und Steuereingaben immer erkannt werden.

Schadensbild	Mindesterkennungsquote
Ermüdungsrisse	85%
Verschleiß	85%
Innere Risse	90%
Überlastungsschäden	100%

Tabelle 4.2.: Zu erkennende Schadensbilder

4.3.6. Ausgabe von Warnungen

Nach der Analyse der Daten sollen sowohl an die Besatzung des Hubschraubers als auch dessen Wartungspersonal Warnungen ausgegeben werden. Diese sollen den folgenden Anforderungen genügen.

4. Anforderungen

- a) Der Pilot soll gewarnt werden, wenn die Echtzeit-Analyse im Flug einen Schaden in überwachten Bauteilen ergibt. In diesem Fall muss der Pilot bei nächster Gelegenheit landen.
- b) Der maximale Anteil der Fehllarme an der Gesamtzahl der Warnungen für Piloten darf 1% nicht überschreiten.
- c) Das Wartungspersonal soll Warnungen in Form von Statusanzeigen an der Bodenstation für den Hubschrauber erhalten. Diese sind in Tabelle 4.3 mitsamt den notwendigen Aktionen dargestellt.
- d) Der Anteil der Fehllarme für das Wartungspersonal darf 5% nicht überschreiten.

Anzeige	Bedeutung	Aktion
Grün	keine Auffälligkeit	nicht notwendig
Rot	Indikatoren deuten auf Schaden hin	keine Flugfreigabe, Wartung durchführen

Tabelle 4.3.: Warnschema und zu ergreifende Aktionen für das Wartungspersonal für Health Monitoring

4.4. Spezielle Anforderungen hinsichtlich Usage Monitoring

Das Ziel des UM-Systems ist die Dokumentation der Nutzung sowie Ermittlung der verbleibenden Lebensdauer der überwachten Komponenten. Das UM-System soll die Vibrations- und Akustiksensoren sowie Dehnmessstreifen des HM-Systems nutzen und damit die gleichen Komponenten überwachen.

4.4.1. Datenakquise

Die vollständige Dokumentation der Nutzung der Hubschrauberkomponenten ist das Kernelement des UM. Der komplette Belastungsverlauf der überwachten Bauteile muss also registriert und gespeichert werden, um daraus den Lebensdauerverbrauch ermitteln zu können. Dies wird durch Erfüllung folgender Anforderungen möglich.

- a) Alle Sensoren (Vibration, Akustik, Dehnung) müssen vom Anlassen der Triebwerke (mit dem Umlegen der Schalter) vor dem Abflug bis zum Stillstand aller Teile nach der Landung aktiv sein und durchgehend Daten aufnehmen.
- b) Parallel dazu sollen die in Tabelle 4.4 aufgelisteten Parameter aufgezeichnet werden.
- c) Zusätzlich sollen die Steuereingaben des Piloten registriert werden. Auch diese sind in Tabelle 4.4 aufgelistet.

Flugzustände	Geschwindigkeit (Indicated Airspeed)
	Höhe
	Steigrate
	Rotationsachse und -geschwindigkeit
	Mastmoment
Steuereingaben	Achspositionen
	Achsgeschwindigkeiten

Tabelle 4.4.: Zu überwachende Flugzustände und Steuereingaben

- d) Die oben genannten Daten sollen für alle Flüge aufgenommen und gespeichert werden, um die gesamte Nutzung des Hubschraubers abzubilden.

4.4.2. Datenanalyse

Das Ziel der Datenanalyse des UM-Systems ist die Ermittlung des bisherigen Lebensdauerverbrauchs aus den Sensordaten und die anschließende Berechnung der verbleibenden Lebensdauer eines Bauteils. Ein UM-System muss dazu folgende Anforderungen erfüllen.

4. Anforderungen

- a) Das UM-System soll Anzahl und Amplituden der Lastwechsel für jedes überwachte Bauteil aus den Sensordaten herauslesen. Globale und lokale Maxima und Minima (Peak-to-Peak-Amplituden) der Wechsellasten sollen erkannt werden, um GAG-Zyklen für die Feststellung des LCF-Fortschritts zu ermitteln.
- b) Aus der Gesamtzahl der Lastwechsel pro Komponente soll mit der Palmgren-Miner-Regel (lineare Schadensakkumulationshypothese) der Lebensdauerverbrauch berechnet werden.
- c) Dieser Verbrauch soll von der Entwurfslebensdauer abgezogen werden, um die verbleibende Lebensdauer einer Komponente zu bestimmen.

4.4.3. Ausgabe von Warnungen

Nach der Analyse der Nutzungsdaten soll das UM-System im Bedarfsfall schließlich eine Warnung in Form von Statusanzeigen abgeben. Bedarf zur Warnung besteht dann, wenn die verbrauchte Lebensdauer festgelegte Grenzen überschreitet.

Anzeige	Bedeutung	Aktion
Grün	Lebensdauerverbrauch < 95%	nicht notwendig
Rot	Lebensdauerverbrauch > 95%	keine Flugfreigabe, Inspektion durchführen

Tabelle 4.5.: Warnschema und zu ergreifende Aktionen für das Wartungspersonal für Usage Monitoring

Tabelle 4.5 gibt einen Überblick über diese Grenzen und die darauf notwendigen Aktionen. Sobald mehr als 95% der Lebensdauer verbraucht sind, soll die Flugfreigabe dieses Bauteils zurückgezogen und eine Inspektion durchgeführt werden. Falls keine Defekte festgestellt werden, kann das Bauteil weiter genutzt werden.

5. Diskussion

Dieses Kapitel behandelt die im vorherigen Kapitel 4 formulierten Anforderungen. Es sollen die einzelnen Abschnitte hinsichtlich ihrer grundsätzlichen Umsetzbarkeit diskutiert werden. Das Vorgehen richtet sich an der Reihenfolge, in der die Anforderungen aufgezählt wurden.

5.1. Betrachtung der allgemeinen Anforderungen

Die zulassungsbezogenen Anforderungen für HUMS sind technisch einfach umzusetzen, erfordern aber politisches Engagement. Die Vorteile von HUMS müssen sowohl der Industrie und den Betreibern als auch den Behörden und Gesetzgebern präsentiert werden, um sie als Serienausstattung bei neuen Hubschrauberentwicklungen durchzusetzen.

Um diesen Vorgang insbesondere bei Betreibern zu beschleunigen und auch die konsequente Nutzung der installierten HUMS zu motivieren, sind die Anforderungen zur Nutzerfreundlichkeit wichtig. Diese sind technisch einfach umzusetzen, reduzieren jedoch den Aufwand bei der Anwendung. Lediglich die Umsetzung der HUMS-Speicherkarte als Schnittstelle für verschiedene Datenformate, welche nicht mit dem HUMS zusammenhängen müssen, erfordert eine Umstrukturierung der Systeme im Hubschrauber. Diese kann zum Beispiel daraus bestehen, dass Datenkabel im Hubschrauber anders verlaufen und zusätzliche Anschlüsse für den HUMS-Rechner existieren.

5.2. Betrachtung der HM-Anforderungen

Der Umfang der zu überwachenden Komponenten orientiert sich einerseits an bisherigen Zulassungsvorschriften und andererseits an den Untersuchungen in Kapitel 3. Die Überwachung von ca. 50% der angegebenen Komponenten wird nach aktuellem Stand bereits von Vorschriften gefordert. Die verbleibenden ca. 50% wurden aus Gründen der Ausfallhäufigkeit und Kritikalität der Bauteile ausgewählt. Dazu gehören Getriebegehäuse und Strukturkomponenten, welche in der Zellstruktur fixiert sind und daher durch zusätzliche Sensoren mit bisher angewendeter Technologie überwacht werden können. Um Rotorkomponenten (Blätter, Kopf und Steuerstangen) direkt¹ zu überwachen, muss weiter geforscht werden, da sie sehr hohe Drehzahlen haben und eine einfache Kabelverbindung nicht möglich ist. In Kapitel 3 wurden bewiesene Konzepte wie Energy-Harvesting genannt,

¹ also nicht indirekt mit einem Sensor an Lagern, sondern Sensoren direkt an der jeweiligen Komponente

5. Diskussion

welche noch keine Anwendung im kommerziellen Maßstab haben und für die Serienreife weiterer Entwicklung bedürfen.

Dasselbe gilt für die geforderten Überwachungsmethoden. Während Vibrationssensoren und Spanndetektoren bereits genutzt werden, müssen Akustiksensoren erst etabliert werden. Aufgrund der Ähnlichkeit von akustischen Signalen zu Vibrationssignalen ist deren Nutzung jedoch nicht mit größerem Aufwand verbunden. Um Dehnmessstreifen für HUMS an dynamischen Bauteilen wie Rotoren einsetzen zu können, müssen oben genannte bewiesene Konzepte erst serienreif entwickelt werden, bevor sie zugelassen werden können.

Die geforderte dauerhafte Datenakquise zur Sammlung aller Sensordaten verursacht eine große Menge an Daten. Nach dem aktuellen Stand der Technik kann diese Datenmenge jedoch ohne großen technischen und finanziellen Aufwand gespeichert und analysiert werden. Methoden zur Analyse der HUMS-Daten werden seit mehr als 20 Jahren entwickelt und angewendet. Durch die Vergrößerung der bisher analysierten Datenmenge wird die Entwicklung für die Methoden nicht erhöht. Lediglich die Echtzeit-Analyse einiger Indikatoren im Flug erfordert den Einbau eines zusätzlichen Rechners im Hubschrauber, was zu einem Zusatzgewicht führt.

Der Umfang der zu erkennenden Schäden entspricht weitgehend der bisher gültigen CAP753, jedoch wurde die Quote der zu erkennenden Schäden erhöht und gefordert, dass neben Verschleiß und Ermüdungsrissen an Oberflächen auch Risse im Materialinneren erkannt werden. Durch technologischen Fortschritt in HUMS-Sensorik und Analysemethoden ist eine höhere Erkennungsquote zwar zu erwarten, wie stark sie praktisch erhöht wurde, sollte jedoch durch neue Studien mit HUMS im aktuellen technischen Stand untersucht werden. Erst dann kann diese Anforderung als Vorschrift übernommen werden. Die Erkennung innerer Risse ist durch Akustiksensoren möglich, aber auch hier ist die Erkennungsquote noch zu erforschen.

Das Prinzip zur Ausgabe von Warnungen wurde im Vergleich zu aktuellen HUMS um die Pilotenwarnung ergänzt. Diese ist durch Implementierung in den „Caution and Advisory Display“ einfach zu realisieren. Die Reduzierung der Fehlalarme für den Piloten ist nur durch sehr gute Abstimmung des HUMS und der Echtzeit-Analyse erreichbar. Das Warnschema für die Bodenstation ist an die gegenwärtige Praxis von Airbus Helicopters angelehnt.

5.3. Betrachtung der UM-Anforderungen

Die Datenakquise und -analyse für die Nutzungsüberwachung unterliegt den gleichen Herausforderungen wie beim HM-System. Hinzu kommen die Aufnahme der Steuereingaben und Flugzustände. Da deren Verlauf allerdings ohnehin vom CVFDR gespeichert werden, muss lediglich eine zusätzliche Verbindung der Sensoren zur Speichereinheit des HUMS geschaffen werden. Damit wären Anforderungen bezüglich der Datenakquise im UM-System mit geringem Aufwand zu erfüllen.

Für die Analyse der Nutzungsdaten muss ein Modell erstellt werden, mit dessen Hilfe die Ampli-

tuden der Sensordaten in Verformungen und Belastungen der überwachten Komponenten umgerechnet werden können. Obwohl physikbasierte Modelle für Hubschrauber bereits aus der Entwicklungsphase existieren, müssen diese so angepasst werden, dass die Sensordaten als Eingabewerte genutzt werden können. Erst dann können die Lastwechselzahlen und deren Amplituden mit der Palmgren-Miner-Regel zur Lebensdauerberechnung genutzt werden.

Warnungen nach der Analyse werden durch die an der Bodenstation installierte Software ausgegeben. Dazu kann die gleiche Schnittstelle genutzt werden, die auch beim HM-System genutzt wird, um den Aufwand der Entwicklung zu reduzieren.



6. Fazit

Zu Beginn dieser Arbeit wurde verdeutlicht, dass die Flugsicherheit von Hubschraubern gegenüber Starrflüglern geringer ist und mehr als 20% der Flugunfälle auf Ausfälle von Systemkomponenten zurückzuführen sind. Um solche Ausfälle vorhersagen zu können und rechtzeitig Wartungen durchzuführen werden HUMS eingesetzt. Mit diesen Systemen werden Zustand und Nutzung verschiedener Komponenten im Hubschrauber überwacht und sich entwickelnde Schäden registriert. Dennoch stürzen auch mit HUMS ausgerüstete Hubschrauber aufgrund von Versagen von Systemkomponenten ab.

Ziel dieser Arbeit war die Formulierung von Anforderungen an HUMS, mit deren Erfüllung die Flugsicherheit von Hubschraubern erhöht werden kann. Um die Wissensgrundlage dafür zu schaffen, war zunächst eine umfangreiche Literaturrecherche notwendig. Begonnen wurde mit der Untersuchung von Statistiken zu Flugunfällen von Hubschraubern, um feststellen zu können, was die Hauptursachen für Hubschrauberabstürze sind. Die Statistiken verschiedener Organisationen sowie eigene Recherchen zeigten, dass menschliches Versagen die Hauptursache für Hubschrauberabstürze darstellt. Dennoch waren Versagen von Systemkomponenten wie zum Beispiel Triebwerken oder Antriebskomponenten über alle Statistiken hinweg für mehr als 20% aller Flugunfälle verantwortlich. Daraus wurde geschlossen, dass die Flugsicherheit von Hubschraubern durch Vorbeugung von Komponentenversagen erhöht werden kann.

Im Anschluss wurden Grundlagen zum Entwurf und Betrieb von Hubschraubern untersucht. Dafür wurden Grundlagen der Betriebsfestigkeit mit dem Verhalten der Werkstoffe unter dynamischen Lasten sowie Methoden zur Ermittlung der Betriebsfestigkeit erläutert. Es wurde festgestellt, dass bei der Auslegung von dynamischen Bauteilen große Unsicherheiten bestehen. Diese resultieren hauptsächlich aus unrealistischen Annahmen bezüglich der Betriebslasten, also der im Betrieb zu erwartenden Verläufe für Lastwechselzahlen und Lastamplituden. Weiterhin wurde untersucht, welche Komponenten eines Hubschraubers häufig durch Ermüdung versagen und welche Komponenten in verschiedenen Flugsegmenten besonderen Belastungen unterliegen. Außerdem wurden die Wartungskonzepte TBM und CBM verglichen und festgestellt, dass durch CBM in der Hubschrauberindustrie sowohl die Flugsicherheit erhöht werden kann, als auch Kosten für Betreiber reduziert werden können.

Bevor Anforderungen für HUMS hergeleitet wurden, musste erläutert werden, was ein HUMS ist, welche Vorschriften es zum Zeitpunkt der Bearbeitung dieser Thesis erfüllen muss und wie es technisch realisiert wird. Dafür wurden zunächst die Grundfunktionen erklärt und beschrieben, welche Daten ein HUMS ermitteln kann. Anschließend wurden die Vorschriften der EASA (CS29.1465) und der CAA (CAP753) vorgestellt. Zuletzt wurde das HUMS von Airbus Helicopters nähergebracht, welches in der aktuellen Helionix-Version des Musters H145 genutzt wird.

Anschließend wurde das bisher ungenutzte Potential von HUMS zur Erhöhung der Flugsicherheit von Hubschraubern bestimmt. Weiterhin wurde der technische Stand der Zulassungsvoraussetzungen beurteilt und festgestellt, dass die bisher gültigen Vorschriften auf Studien und HUMS basieren, die in den 1990er Jahren getestet wurden. Es wurde auch diskutiert, dass bisherige Systeme und Zulassungsvorschriften den Aspekt des UM nicht berücksichtigen und sich auf HM beschränken. Dabei ist UM notwendig, da Annahmen im Entwurf bezüglich der Betriebslasten stark von der Realität abweichen. Es wurde festgestellt, dass UM mit heutigen technischen Möglichkeiten realisierbar ist. Ein großer Vorteil von UM ist die Schadensprognose für die überwachten Bauteile unter Zuhilfenahme von Simulationsmodellen und davon ausgehend die Planbarkeit von Wartungsaktivitäten. Anschließend wurden die Schwächen im HM, darunter Einschränkungen im Umfang der überwachten Komponenten, den Überwachungsmethoden und dem Warnungsmanagement, dargestellt. Als letztes wurden zwei verschiedene Strategien zum Einsatz von HUMS beschrieben und verglichen. Während bei der „totalen Überwachung“ alle vorhandenen Sensoren den gesamten Missionsverlauf aufzeichnen, würde bei einer „partiellen Überwachung“ nur der stationäre Teil des Fluges für HM genutzt. Beim UM bestehen keine Unterschiede. Die totale Überwachung hat sich bei der Abwägung gegenüber der partiellen Überwachung durchgesetzt und wurde als Grundlage der Anforderungen im vierten Kapitel genutzt.

Als Ergebnis der Recherche und deren Auswertung wurden schließlich Anforderungen für HUMS formuliert. Dafür wurde zunächst ein ideales HUMS beschrieben, das in die Teilsysteme HM-System und UM-System unterteilt wurde und eine Referenz für die anschließend formulierten, realistischen Anforderungen darstellt. Die Strukturierung dieser Anforderungen ist angelehnt an die Vorschriften der CAA und EASA und wurde in allgemeine Anforderungen sowie spezielle Anforderungen für HM-Systeme und UM-Systeme aufgeteilt.

Zuletzt wurden die formulierten Anforderungen hinsichtlich ihrer Umsetzbarkeit diskutiert. Es wurde festgestellt, dass die meisten Anforderungen mit dem jetzigen technischen Stand und häufig mit geringem Aufwand realisierbar sind. Schwierig umzusetzen sind hauptsächlich die Überwachung von dynamischen Teilen wie Rotorblättern, wo Sensoren keine direkte Drahtverbindung zum Bordnetz haben. Um deren Nutzung zu ermöglichen, sind weitere Entwicklungsarbeiten nötig. Dafür wurde zum Beispiel das Konzept des Energy-Harvesting vorgestellt, welche nach aktuellem Stand allerdings nicht kommerziell eingesetzt wird und keine Zulassung besitzt. Eine weitere Herausforderung ist der Aufbau von Simulationsmodellen, um aus den Daten der Nutzungsüberwachung den Lebensdauerverbrauch einzelner Komponenten berechnen zu können.

Die Anforderungen in dieser Arbeit sind so formuliert, dass die technische Umsetzung auf verschiedene Arten erfolgen kann. Weitere Arbeit ist in der detaillierten Ausarbeitung der Anforderungen notwendig, um sie in Vorschriften übernehmen zu können und die Entwicklung zukünftiger HUMS damit zu regulieren. Dafür sind auch Analysen von Statistiken zu Komponentenversagen in Hubschraubern notwendig, die detaillierter sind als die für diese Arbeit verfügbaren Statistiken. Diese sind in der Regel bei OEMs vorhanden und nicht für die Öffentlichkeit erreichbar.

Für die Zukunft sind Bestrebungen der US Navy interessant, langfristig CBM anzuwenden und dafür flottenweite Strukturüberwachung einzuführen. Außerdem werden von verschiedenen Entwicklern wie Airbus Helicopters und Instituten wie der Universität Rom an Methoden für bessere Schadenserkenkung geforscht, um die Schadensdetektionsquote von HUMS zu erhöhen.

A. Anhang

A.1. Standard Problem Statements - Auszug

Standard Problem Statements - Auszug		
Ground Duties	Mission/Flight Planning	- Inadequate consideration of aircraft operational limits - Inadequate consideration of density altitude - Inadequate consideration of weather/wind
	Aircraft Preflight	- Performance of Aircraft Preflight procedures inadequate - Doors/cowlings not properly secured - Diverted attention, distracted during preflight
	Preflight Briefings	- Passenger safety briefing inadequate - Inadequate flightcrew briefing
	Post flight Duties	- Inlet covers not installed - Post flight Duties - Other
Safety Management	Management	- Management disregard of known safety risk - Lack of local supervision of remote operations - Inadequate provision of operational information
	Safety Program	- Safety program inadequate - Risk Management inadequate - Insufficient employee performance monitoring
	Equipment	- Helicopter inadequately equipped for mission - Protection Equipment inadequate / not provided
	Pilot	- Disregard of known safety risk - Pilot-In-Command self induced pressure
	Training Program Management	- Training vehicle too unforgiving for use - Inadequate flightcrew training due to cultural/economic - Inadequate crew-mission equipment training
	Flight Procedure Training	- Emergency training inadequate - Inadequate systems failure training - Autorotation Training Inadequate

Tabelle A.1.: Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 1 [51]

A. Anhang

Standard Problem Statements - Auszug		
Maintenance	Procedures/Management	- Failure of QA or supervisory oversight - Inadequate documentation of aircraft records - Aircraft released in unairworthy condition
	Performance of MX Duties	- Maintenance did not detect impending failure - Failure to perform proper maintenance procedure - Improper installation of equipment
	Maintenance Tools	- Lack of airborne equipment to detect impending part failure - Lack of ground equipment to detect impending part failure
Infrastructure	Oversight/Regulation	- Inadequate oversight/regulations - Inadequate tower/wire markings
	Equipment	- IFR system incompatible with helicopter missions - Lack of navigation/approach aids
Pilot Judgment & Actions	Human Factors Pilot's Decision	- Poor resource management - Disregarded cues that should have led to termination of current course of action or maneuver
	Human Factors Pilot-Aircraft Interface	- Diverted attention, distraction - Crew Disregard of crew aeromedical factors
	Procedure Implementation	- Pilot improper action due to misdiagnosis - Inappropriate Energy/power management
Pilot situation awareness	Visibility/Weather	- Flight into Icing conditions - Reduced visibility-whiteout, brownout
	External Environment Awareness	- Lack of knowledge of aircraft's aerodynamic state (envelope) - Low flight near wires
Part/system failure	Aircraft	- Airframe component failure - Main Rotor Blade failure
	Powerplant	- Engine Component failure - Failure of powerplant due to Improper Design
	Operational	- Part/system failure due to Operational FOD (not maintenance related) - Failure of part/system due to Bird strike
	Mission Specific Equipment	- Mission specific equipment - civil - Mission specific equipment - military
Mission Risk	Terrain/Obstacles	- Mission involves flying near hazards, obstacles, wires - Mission involves selection of remote landing sites
	Pilot Intensive	- Mission involved flying in inclement weather conditions - Mission requirements place pressure on crew to fly
	Environment	- Mission involves operations in high turbulence and/or temperature fluctuations - Mission involves operations at night or darkness

Tabelle A.2.: Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 2 [51]

Standard Problem Statements - Auszug		
Regulatory	Accident Prevention	- Failure to require data recording capability sufficient to understand accident sequence. - Insufficient analysis of previous incidents and lack of available incident information to the operators due to lack of oversight on the part of the regulator(s)
	Safety Culture	- Lack of a formalized system for threat free reporting of safetyrelated incidents from operators to manufacturers. - Lack of a formalized system for threat-free reporting of safetyrelated incidents from operators to the Authority
	Safety System	- Lack of a reliable process for reviewing/revising safety decisions, based on field data collected after certification - Failed to disseminate pertinent flight safety information
	Oversight and Regulations (Regulatory)	- Inadequate application of government/industry standards and regulations - Inadequate oversight by the Authority
Safety Systems and Equipment	Safety Systems and Equipment (level 2)	- Safety assessments did not adequately identify system failure consequences - Intolerance to wire strike
	Human Machine Interface (HMI)	- System failure indication - HMI - Other

Tabelle A.3.: Auszug aus der Tabelle für Standard Problem Statements des JHSAT - Teil 3 [51]

A.2. Vorteile von CBM in der Hubschrauberindustrie

Folgende Abbildungen belegen die Aufwandsreduktion in der Wartung von Hubschraubern, wenn CBM angewendet wird. Sie stammen aus der Untersuchung von Blechertas et al. Für VHM wird hier das Kürzel VMU für Vibration Monitoring Unit verwendet. [35]

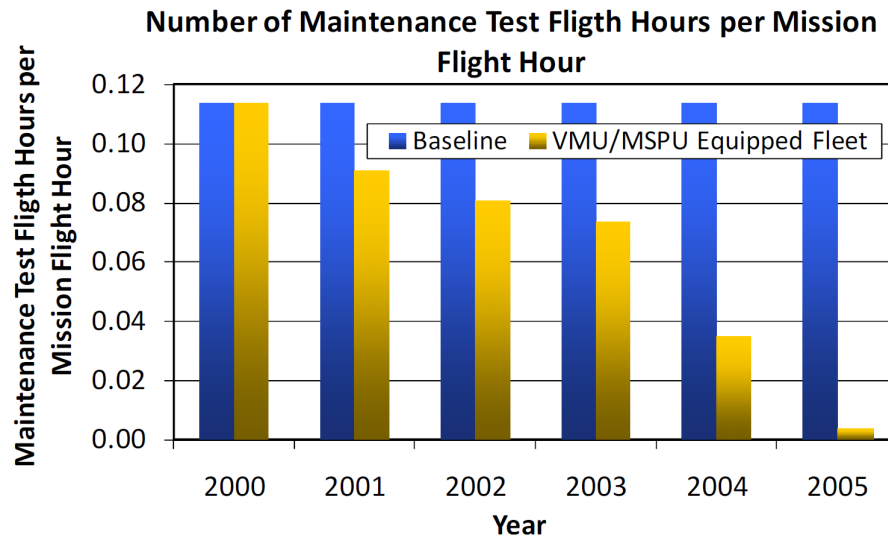


Abbildung A.1.: Anzahl der Testflugstunden für Wartung im Verhältnis zu Missionsflugstunden bei Hubschraubern mit VHM-System und ohne (Baseline)

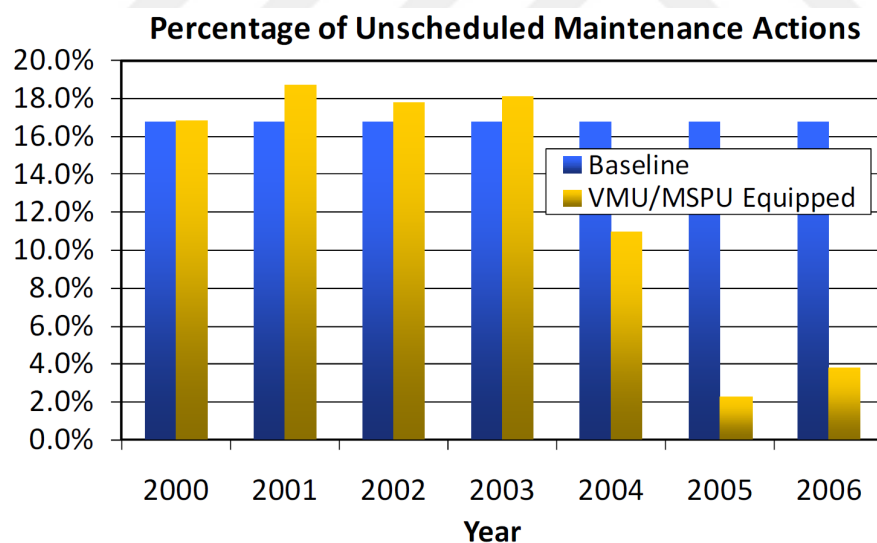


Abbildung A.2.: Anteil der ungeplanten Wartungsaktivitäten an allen Wartungsaktivitäten

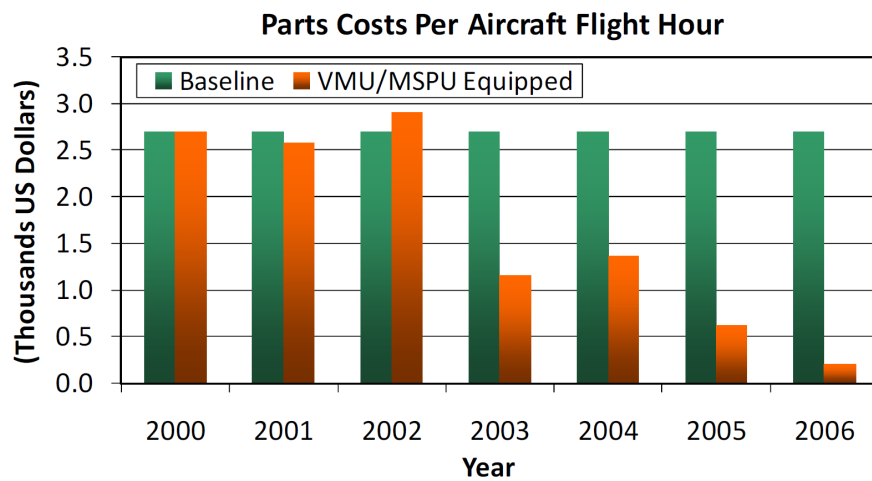


Abbildung A.3.: Teilekosten pro Luftfahrzeug pro Flugstunde in 1000 US Dollar

Literatur

- [1] Roskop L. *U.S. Rotorcraft Accident Data and Statistics*. Jan. 2012. URL: http://www.aea.net/events/rotorcraft/files/US_Rotorcraft_Accident_Data_And_Statistics.pdf (besucht am 07. 11. 2016).
- [2] *Review of US Civil Aviation Accidents Calendar Year 2011*. National Transportation Safety Board. Jan. 2014. URL: <http://www.nts.gov/investigations/data/Documents/ARA1401.pdf> (besucht am 07. 11. 2016).
- [3] *Comparative Report, Volume 2*. US Helicopter Safety Team. Aug. 2014. URL: <http://www.ihst.org/portals/54/Comparative%20Accident%20Report%20Vol%202.pdf> (besucht am 07. 11. 2016).
- [4] *HUMS Toolkit*. International Helicopter Safety Team. Feb. 2013. URL: http://www.ihst.org/portals/54/toolkit_hums.pdf (besucht am 07. 11. 2016).
- [5] Wiig J. „Optimization of Fault Diagnosis in Helicopter Health and Usage Monitoring Systems“. Dissertation. Paris: École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, 11. Dez. 2006.
- [6] *The Safety Analysis Methodology*. European Helicopter Safety Team. Okt. 2008. URL: <https://essi.easa.europa.eu/documents/EHESTConference2008-TheSafetyAnalysisMethodology.ppt> (besucht am 13. 11. 2016).
- [7] Shappell S., Wiegmann D. *The Human Factors Analysis and Classification System HFACS*. Feb. 2000. URL: https://www.nifc.gov/fireInfo/fireInfo_documents/humanfactors_classAnly.pdf (besucht am 01. 12. 2016).
- [8] *Analysis of 2006-2010 European Helicopter Accidents*. European Helicopter Safety Team. 11. Aug. 2015. URL: <http://essi.easa.europa.eu/ehst/wp-content/uploads/2015/08/EHSAT-2nd-Analysis-Report.pdf> (besucht am 16. 11. 2016).
- [9] *The Compendium Report: The U.S. JHSAT Baseline of Helicopter Accident Analysis*. Joint Helicopter Safety Analysis Team. Aug. 2011. URL: http://www.ihst.org/portals/54/us_jshat_compendium_report1.pdf (besucht am 03. 12. 2016).
- [10] *Helicopter Accidents*. 19. Dez. 2016. URL: <http://www.helis.com/database/accidents/> (besucht am 19. 12. 2016).
- [11] *Aviation Safety*. 19. Dez. 2016. URL: <https://aviation-safety.net/> (besucht am 19. 12. 2016).
- [12] *Helihub*. 19. Dez. 2016. URL: <http://helihub.com/> (besucht am 19. 12. 2016).
- [13] *NTSB Identification: CEN13FA174*. National Transportation Safety Board. 14. Jan. 2016. URL: http://www.nts.gov/investigations/_layouts/nts.gov/aviation/brief.aspx?ev_id=20130222X12624 (besucht am 18. 12. 2016).

- [14] Greaves M. „Towards the next generation of HUMS sensor“. In: *ISASI 2014*. Adelaide, Okt. 2014.
- [15] Davies D., Jenkins S., Belben F. „Survey of fatigue failures in helicopter components and some lessons learnt“. In: *Engineering Failure Analysis* 32 (16. März 2013), S. 134–151.
- [16] Pollak R. „Analysis of Methods for Determining High Cycle Fatigue Strength of a Material with Investigation of TI-6Al-4V Gigacycle Fatigue Behaviour“. Dissertation. Wright-Patterson Air Force Base: Air Force Institute of Technology, 12. Dez. 2005.
- [17] Läßle V. *Einführung in die Festigkeitslehre*. 2. Aufl. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 3. Juni 2008.
- [18] *Pedalarm Bruch*. 13. Juni 2007. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/File:Pedalarm_Bruch.jpg (besucht am 29. 12. 2016).
- [19] Lazzeri L., Mariani U. „Application of Damage Tolerance principles to the design of helicopters“. In: *International Journal of Fatigue* 31 (27. Mai 2008), S. 1039–1045.
- [20] Everett R. Jr. *A Comparison of Fatigue Life Prediction Methodologies for Rotorcraft*. Technical Report. Hampton: NASA Langley Research Center, 26. Aug. 1991.
- [21] Everett R. Jr. „Damage Tolerance Issues as Related to Metallic Rotorcraft Dynamic Components“. In: *NATO/RTO Spring Symposium on Aging Systems: Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft*. 21. Apr. 1999.
- [22] Schmerr L. Jr. *Palmgren-Miner Rule*. 2. Feb. 2004. URL: http://www.public.iastate.edu/~e_m.424/Palmgren-Miner.pdf (besucht am 31. 12. 2016).
- [23] Adams D. „Flaw Tolerant Safe-Life Methodology“. In: *Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft*. Stratford: Defense Technical Information Center, 22. Apr. 1999.
- [24] Brot A. „Probabilistic inspection strategies for minimizing service failures“. In: *NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance*. Hampton: NASA Technical Reports Server, 1. Sep. 1994, S. 99–109.
- [25] Forth S., Le D., Turnberg J. *An Evaluation of the Applicability of Damage Tolerance to Dynamic Systems*. Hampton, 3. Feb. 2005.
- [26] Chan S. et al. „Some factors influencing damage tolerance under helicopter spectra“. In: *Procedia Engineering* 2 (15. März 2010), S. 1497–1504.
- [27] Maley S., Plets J., Phan N. „US Navy Roadmap to Structural Health and Usage Monitoring – The Present and Future“. In: *American Helicopter Society 63rd Annual Forum*. Virginia Beach: American Helicopter Society International, Inc., 3. Mai 2007.
- [28] Polanco F. *Estimation of Structural Component Loads in Helicopters: A Review of Current Methodologies*. Melbourne: DSTO Aeronautical und Maritime Research Laboratory, 23. März 2000.
- [29] Zipay J., Modlin C., Larsen C. „The Ultimate Factor of Safety for Aircraft and Spacecraft - Its History, Applications and Misconceptions“. In: *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. San Diego: NASA Technical Reports Server, 8. Jan. 2016.

- [30] Lombardo D. *Helicopter Structures - A Review of Loads, Fatigue Design Techniques and Usage Monitoring*. Victoria: DSTO Aeronautical Research Laboratory, 23. Juli 1993.
- [31] Goulos I. et al. „Mission Performance Simulation of Integrated Helicopter–Engine Systems Using an Aeroelastic Rotor Model“. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 135 (31. Juli 2013).
- [32] Mosher M., Pryor H., Huff M. „Evaluation of Standard Gear Metrics in Helicopter Flight Operation“. In: *56th Mechanical failure Prevention Technology Conference*. Virginia: NASA Technical Reports Server, 19. Apr. 2002.
- [33] Kufeld R., Bousman W. „High Load Conditions Measured on a UH-60A in Maneuvering Flight“. In: *American Helicopter Society 51th Annual Forum*. Fort Worth: American Helicopter Society, 11. Mai 1995.
- [34] Rosmaini A., Shahrul K. „An overview of time-based and condition-based maintenance in industrial application“. In: *Computers and Industrial Engineering* 63 (18. Feb. 2012), S. 135–149.
- [35] Blechertas V. et al. „CBM Fundamental Research at the University of South Carolina: A Systematic Approach to U.S. Army Rotorcraft CBM and the Resulting Tangible Benefits“. In: *American Helicopter Society Technical Specialists' Meeting on Condition Based Maintenance*. Huntsville: American Helicopter Society International, Inc, 11. Feb. 2009.
- [36] Delgado I., Dempsey P., Simon D. *A Survey of Current Rotorcraft Propulsion Health Monitoring Technologies*. Cleveland: NASA Technical Reports Server, 1. Jan. 2012.
- [37] Iyyer N. et al. „Architecture for dynamic component life tracking in an advanced HUMS, RFID, and direct load sensor environment“. In: *6th DSTO International Conference on Health and Usage Monitoring*. Victoria: DSTO Aeronautical und Maritime Research Laboratory, 10. März 2009.
- [38] Civil Aviation Authority. *CAP 693 - Acceptable Means of Compliance Helicopter Health Monitoring*. London: Civil Aviation Authority, 7. Juni 1999.
- [39] Civil Aviation Authority. *CAP 753 - Helicopter Vibration Health Monitoring (VHM)*. London: Civil Aviation Authority, 16. Aug. 2012.
- [40] European Aviation Safety Agency Certification. *Certification Specifications for Large Rotorcraft CS-29*. Köln: European Aviation Safety Agency Certification, 11. Dez. 2012.
- [41] Airbus Helicopters. „Health and Usage Monitoring System“. Donauwörth, 20. Dez. 2016.
- [42] Brian D.Larder. „Assessing the Benefit of Helicopter Health and Usage Monitoring Systems“. In: *Aircraft Airborne Condition Monitoring, IEE Seminar on (Ref. No. 2003/10203)*. Stevenage: IET, 14. Mai 2003.
- [43] Zakrajsek J. et al. „Rotorcraft Health Management Issues and Challenges“. In: *First International Forum on Integrated System Health Engineering and Management in Aerospace*. Napa: NASA Technical Reports Server, 10. Nov. 2005.
- [44] Golem.de. *Festplattenkrise durch Flut in Thailand 2011*. 10. Mai 2012. URL: <https://www.golem.de/specials/festplattenkrise/> (besucht am 31. 03. 2017).
- [45] *Average Cost of Hard Drive Storage*. 2. Sep. 2016. URL: <http://www.statisticbrain.com/average-cost-of-hard-drive-storage/> (besucht am 18.03.2017).

- [46] *Bus IF Speed Standards for Large Size Data Transfer*. 2017. URL: https://www.sdcard.org/consumers/choices/bus_interface/index.html (besucht am 18.03.2017).
- [47] *Report on the accident to Sikorsky S-76A+, G-BJVB near the Leman 49/26 Foxtrot platform in the North Sea 16 July 2002*. Air Accidents Investigation Branch. 2. Feb. 2005. URL: https://assets.digital.cabinet-office.gov.uk/media/5422fe4240f0b6134200089f/G-BJVB_Pub_version_inc_annexes.pdf (besucht am 29.04.2017).
- [48] Farrar C., Lieven N. „Damage prognosis: the future of structural health monitoring“. In: *Philosophical Transactions of the Royal Society* 365 (12. Dez. 2006), S. 623–632.
- [49] *Report in the Accident to Aerospatiale (Eurocopter) AS332 L2 Super Puma, registration G-REDL 11 nm NE of Peterhead, Scotland on 1 April 2009*. Air Accidents Investigation Branch. 3. Nov. 2011. URL: https://assets.digital.cabinet-office.gov.uk/media/5422f86aed915d13710006cb/2-2011_G-REDL.pdf (besucht am 29.04.2017).
- [50] *Preliminary Report 28 June 2016 - Accident at Turoy*. Accident Investigation Board Norway. 28. Juni 2016. URL: <https://www.aibn.no/Aviation/Investigations/16-286?iid=20112&pid=SHT-Report-Attachments.Native-InnerFile-File&attach=1> (besucht am 03.04.2017).
- [51] *Accident Analysis Process for a Joint Helicopter Safety Analysis Team*. Joint Helicopter Safety Analysis Team. 15. Mai 2012. URL: http://www.ihst.org/portals/54/JHSAT_Process_Guide.pdf (besucht am 16.11.2016).