

Schlussbericht

KOKOS

| | |
|-----------------------|---|
| Vorhabenbezeichnung: | Kostenoptimiertes Gesamtkonzept eines dynamischen Hubschraubersystems |
| Förderkennzeichen: | 20H1505A |
| Zuwendungsempfänger: | Airbus Helicopters Deutschland GmbH |
| Laufzeit des Vorhaben | 01.10.2015 – 31.07.2020 |

Erstellt: J. Steger
P. Meierling
J. Fiek

Donauwörth, den 27.11.2020

AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH


T. Koenemann


J. Plaum

Schlussbericht

KOKOS

Kostenoptimiertes Gesamtkonzept eines dynamischen Hubschraubersystems

Förderkennzeichen 20H1505A

AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH

Der Inhalt dieser Unterlage ist geistiges Eigentum von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördert. Außerhalb der Regelung des Zuwendungsbescheides ist eine Weitergabe an Dritte, sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung des Inhaltes an Dritte nicht gestattet, soweit nicht vorher schriftlich von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmustereintragung vorbehalten.

The content of this document is the intellectual property of AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. The responsibility for the content of this publication rests with the author.

The project which forms the basis for this report is endorsed and funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Energy (BMWi). Apart from the user rights contained in the notification concerning the allocation of funds, copying of this document to third parties and the use of the contents thereof, are forbidden without prior written consent by AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. Offenders are liable to the payment of damages. All rights are reserved in the event of the grant of a patent or the registration of a utility model or design.

Inhalt

| | | |
|---------|--|----|
| A. | Übersicht | 6 |
| A.1 | Zweck | 6 |
| A.2 | Schutzrechte..... | 6 |
| B. | Aufgabenstellung..... | 7 |
| B.1 | Voraussetzungen der Durchführung..... | 7 |
| B.2 | Planung und Ablauf des Vorhabens | 8 |
| B.3 | Wissenschaftlicher und technischer Stand | 12 |
| B.4 | Zusammenarbeit mit anderen Stellen..... | 13 |
| B.4.1 | Rolle von Airbus Helicopters Deutschland GmbH im Verbund..... | 13 |
| B.4.2 | Rolle von Airbus Group Innovations (Airbus Defence and Space GmbH) im Verbund | 14 |
| B.4.3 | Rolle von Fraunhofer Gesellschaft zur Förderung der angewandten Forschung e.V. im Verbund | 14 |
| B.4.4 | Rolle von ZF Luftfahrttechnik GmbH im Verbund | 15 |
| C. | Wissenschaftlich-technische Ergebnisse | 16 |
| C.1 | AP1 Anforderungen und Randbedingungen..... | 16 |
| C.1.1 | AP1.1 Gesamtsystemarchitektur | 16 |
| C.1.2 | AP1.2 Schnittstellen | 18 |
| C.2 | AP2 Technologische Gesamtprozesskette für Rotorblätter und Steuertüten in neuer Bauweise | 19 |
| C.2.1 | Definition der Steuertüte..... | 19 |
| C.2.1.1 | Spezifikation Steuertüte KOKOS | 19 |
| C.2.2 | Festlegung der Randbedingungen von Rotorblatt und Fertigungstechnologie..... | 20 |
| C.2.2.1 | Optimierung der Harzangussstrategie | 20 |
| C.2.2.2 | Optimierter Härtezyklus | 21 |
| C.2.2.3 | Übergangsbereich Blatt / Steuertüte..... | 21 |
| C.2.2.4 | Bleiummantelung mit Trockenfaser-Geflechschlauch | 21 |
| C.2.2.5 | Hinterkantenroving | 22 |
| C.2.3 | Entwicklung eines stabilen Gesamtfertigungsprozesses für Steuertüten | 22 |
| C.2.3.1 | Erstellung der Prozesskette Fertigung Steuertüte..... | 23 |
| C.2.4 | Komponententests Rotorblatt und Steuertüte | 23 |
| C.2.4.1 | NDT Untersuchungen an den Bauteilen | 23 |
| C.3 | AP3 Kosteneffiziente Leistungssteigerung im Antriebssystem | 25 |

| | | |
|----------|--|----|
| C.3.1 | Systemübersicht und Status Quo | 25 |
| C.3.2 | Analyse der Herstellkosten..... | 25 |
| C.3.3 | Analyse der Wartungskosten..... | 26 |
| C.3.4 | Analyse der Bauteilschäden | 26 |
| C.3.5 | Maßnahmen zur Kostenreduktion und Leistungssteigerung am Antriebssystem | 27 |
| C.3.6 | Hauptgetriebe..... | 28 |
| C.3.6.1 | Erhöhung der Inspektionsintervalle..... | 28 |
| C.3.6.2 | Erhöhung der Lebensdauer | 28 |
| C.3.6.3 | Gehäuse-Topologieoptimierung | 28 |
| C.3.7 | Heckrotorgetriebe..... | 29 |
| C.3.7.1 | Produktionsverbesserung..... | 29 |
| C.3.7.2 | Erhöhung der Lebensdauer | 29 |
| C.3.8 | Antriebswellen..... | 29 |
| C.3.9 | Getriebeaufhängung..... | 30 |
| C.3.9.1 | Gehäusemodifikation Getriebeaufhängung..... | 30 |
| C.3.9.2 | Verbesserung Aufhängungssystem | 30 |
| C.3.10 | Maßnahmen Verbesserung Rotormast..... | 31 |
| C.3.10.1 | Verbesserung Zahnwelle | 31 |
| C.3.11 | Verbesserung Material | 33 |
| C.3.11.1 | Statischer Zugversuch..... | 34 |
| C.3.11.2 | Biegeumlauf und Biegeumlauf mit Kerbe..... | 34 |
| C.3.11.3 | Rissfortschritt..... | 35 |
| C.3.11.4 | Fazit Verbessertes Material | 36 |
| C.3.12 | Maßnahmen Verbesserung Distanzrohr | 36 |
| C.3.12.1 | Vermeidung Distanzrohr | 38 |
| C.3.12.2 | Verbesserung Distanzrohr | 40 |
| C.3.13 | Validierung | 41 |
| D. | Nutzen und Verwertbarkeit | 44 |
| E. | Fortschritte bei anderen Stellen | 45 |
| F. | Veröffentlichungen..... | 45 |

Abbildungsverzeichnis

| | |
|--|----|
| Abbildung 1: Arbeitsteilung AP 2 „Technologische Gesamtprozesskette für Rotorblätter und Steuertüten in neuer Bauweise“ | 8 |
| Abbildung 2: Arbeitsteilung AP 3“ Kosteneffiziente Leistungssteigerung im Antriebssystem.. | 9 |
| Abbildung 3: Projektstrukturplan | 10 |
| Abbildung 4: Balkenplan..... | 11 |
| Abbildung 5: IKOROZ Drillsteuerelement mit GRC1-Rotorblatt | 19 |
| Abbildung 6: Zeitlicher Verlauf der Fließfronten | 20 |
| Abbildung 7: Bleiummantelung mit Trockenfaser-Geflechschlauch..... | 22 |
| Abbildung 8: Rotorblattanschlussbereich..... | 24 |
| Abbildung 9: Hauptrotormast, Silberring (Pos. 110) und Distanzrohr (Pos. 130)..... | 27 |
| Abbildung 10: Antriebswelle | 29 |
| Abbildung 11: EC135 Getriebeaufhängung | 30 |
| Abbildung 12: Flächenpressung (oben) und Spannungen (unten) an der Zahnwelle | 32 |
| Abbildung 13: Analyse der Belastungen auf die Zahnwelle | 32 |
| Abbildung 14: Geometrie der Zugprobe nach DIN 50125 | 34 |
| Abbildung 15: Geometrie der rotierenden Biegeprobe nach DIN50113 1982-03 | 34 |
| Abbildung 16: Geometrie der rotierenden Biegeprobe nach DIN50113 1982-03 mit eingebrachter Kerbe..... | 35 |
| Abbildung 17: Probenkörperdimensionen..... | 35 |
| Abbildung 18: Distanzrohr und Distanzrohr-Nasen (Pos. 9)..... | 36 |
| Abbildung 19: Oszillierende Reibbewegung durch Rotormastbiegung..... | 37 |
| Abbildung 20: Verdrehung von Rotormast und Distanzrohr | 37 |
| Abbildung 21: Wandereffekt durch lokale Deformation (Quelle: FVA Forschungsvorhaben Nr. 479 I, Dipl.-Ing. Eduard Aul, Dipl.-Ing. Volkhard Walther) | 38 |
| Abbildung 22: Prinzipielle Geometrie des Biege-/Torsionsweichen Distanzrohres..... | 40 |
| Abbildung 23: Geometrie des Torsionsweichen Distanzrohres | 41 |
| Abbildung 24: Referenzbauteil: Nasen nach finalem Testabschluss | 42 |
| Abbildung 25: Variante 1: Nasen nach Prüflauf 2 | 42 |
| Abbildung 26: Variante 2: Nasen Lastflanke | 43 |

Tabellenverzeichnis

| | |
|---|----|
| Tabelle 1: Identifizierte Verbesserungsmaßnahmen..... | 27 |
| Tabelle 2: Sicherheitsfaktor für verschiedene Rotormastmaterialien..... | 33 |
| Tabelle 3: Werkstoffe und Werkstoffdaten..... | 33 |
| Tabelle 4: Prüfläufe | 42 |

Abkürzungsverzeichnis

| | |
|---------|--|
| AGI | Airbus Group Innovations |
| AHD | Airbus Helicopters Deutschland |
| BMR | Bearingless Main Rotor (Lagerloser Hauptrotor) |
| DMC | Direct Maintenance Cost (Wartungskosten) |
| CAD | Computer-aided design |
| CPD | Composite part design |
| CRT | Airbus Central Research & Technology |
| CT | Computer Tomographie |
| FEMI | Fertigungsmittel (z.B. Werkzeuge) |
| FhG-FIL | Fraunhofer Gesellschaft Institutsteil »Funktionsintegrierter Leichtbau« FIL des ICT |
| GHD | Green Helicopter Demonstrator |
| GRC | Green Rotorcraft |
| LM | Lagenmontage |
| IR | Infrarot |
| MI | Manufacturing Instruction / Fertigungsvorschrift |
| NDT | Non Destructive Testing (zerstörungsfreie Prüfung) |
| NRC | Non Recuring Costs (einmalige Kosten) |
| RC | Recuring Costs (wiederkehrende Kosten) |
| RTM | Resin Transfer Moulding |
| ZFL | ZF Luftfahrttechnik |

A. Übersicht

A.1 Zweck

Das vorliegende Dokument beinhaltet für die Airbus Helicopters Deutschland GmbH den offiziellen Schlussbericht des Fördervorhabens KOKOS. Er enthält die Berichterstattung über die im Rahmen des Projekts durchgeführten Aktivitäten und deren Ergebnisse.

A.2 Schutzrechte

Der Inhalt dieser Unterlage ist geistiges Eigentum von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor. Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördert. Außerhalb der Regelung des Zuwendungsbescheides ist eine Weitergabe an Dritte, sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung des Inhaltes an Dritte nicht gestattet, soweit nicht vorher schriftlich von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmustereintragung vorbehalten.

B. Aufgabenstellung

Zur Steigerung der Wettbewerbsfähigkeit von Airbus Helicopters Deutschland wird das dynamische System eines Hubschraubers betrachtet und hinsichtlich Leistung und Kosten optimiert. Hierbei sollen auf Vergleichsbasis einer H135 innovative Technologien und Konzepte zur Herstellung der Rotor- und Getriebekomponenten erarbeitet werden mit dem Ziel die Kosten zu reduzieren.

Um dies zu ermöglichen werden im Getriebe und dessen Schnittstellen verschiedene Konzepte erarbeitet die zu einer Kostenersparnis führen. Neben Designanpassungen und neuen Materialien im Rotormast wird hierfür auch die Topologie des Getriebegehäuses untersucht um ein kostenoptimiertes Getriebegehäuse mit verbesserter Kraftübertragung zu erhalten.

Für die Komponenten Rotorblatt und Steuertüte des BMR werden Preform/Injektions- und Infusionverfahren untersucht und zu einem hohen Reifegrad gebracht. Insbesondere die versuchstechnische Festlegung von Prozessfenstern führen dabei zu stabilen industrietauglichen Prozessketten. Abschließend werden die einzelnen Schritte hierfür kostentechnisch analysiert und bewertet.

Das Vorhaben ist in drei Hauptarbeitspakete unterteilt.

Übergeordnet werden in AP 1 Untersuchungen zur Gesamtarchitektur des dynamischen Systems angestellt. Neben einer Gesamtsystembeschreibung werden die Schnittstellen zum Gesamthubschrauber definiert.

AP2 befasst sich mit der Weiterentwicklung und Reifmachung der Preform/ Injektionstechnologie zur Herstellung von kostenoptimierten Rotorelementen. Hierbei wird an einem stabilen Prozess für die Herstellung von Rotorblättern und Steuertüten in Injektionsbauweise gearbeitet.

AP3 behandelt in Zusammenarbeit mit ZFL die Generierung von Konzepten zur Reduzierung der Herstellkosten eines Getriebes. Hierfür werden neue Designkonzepte erarbeitet und neue Technologien untersucht die bisher noch nicht in Luftfahrtgetrieben Anwendung gefunden haben.

B.1 Voraussetzungen der Durchführung

Airbus Helicopters ist der führende Hersteller von Hubschraubern in Europa mit weltweitem Einsatz der Hubschrauber.

Die im Rahmen der verschiedenen Forschungsprojekte gewonnenen Erfahrungen über die Komplexität und teilweise schwierigen Randbedingungen im dynamischen System von Hubschraubern sind gute Voraussetzung, Anforderungen unter der Berücksichtigung verschiedenster Aspekte zu definieren oder auch zu adjustieren. Schlüsselkompetenzen in angrenzenden Fachbereichen wie z.B. der Hubschrauber-aerodynamik, oder der Zulassung tragen entscheidend dazu bei weitere Anforderungsakzente zu setzen, um ein Projekt erfolgreich umzusetzen. Durch den direkten Kontakt zum Hubschrauberendkunden können außerdem bei Bedarf Kundenanforderungen direkt in das Projekt mit einfließen.

Airbus Helicopters hat in den letzten Jahren verstärkt in einzelnen Bereichen des dynamischen Systems geforscht, um sich auf die härter werdende Situation auf dem Weltmarkt vorzubereiten. Im Besonderen wurde am Rotor intensiv gearbeitet um den Stand der BMR (bearingless main rotor) Technologie zu festigen. Hierbei hat Airbus Helicopters sich ein Alleinstellungsmerkmal im Wettbewerb und innerhalb des Konzerns erarbeitet, welches mit Projekten wie IKOROZ, LoCAR, LIMA, GeKo und GRC weiter ausgebaut wurde.

B.2 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Vorhaben ist in drei Hauptarbeitspakete unterteilt.

Im Rahmen des Arbeitspaketes 1 sollen die Anforderungen und Randbedingungen für die Gesamtsystemarchitektur und die Schnittstellen zu den einzelnen, bauteilspezifischen Technologieentwicklungen von AHD definiert werden, um die zukünftige Integrationsfähigkeit der Komponentenentwicklungen, der neuen Bauweisenkonzepte für Rotorblätter, Steuertüten und Getriebe zu einem harmonisiertem und effizienten Gesamtkonzept für ein dynamisches Hubschraubersystem sicherzustellen. Hierdurch wird für das Verbundvorhaben Kokos die klare Ausrichtung aller partnerspezifischen Arbeitsinhalte ermöglicht, wodurch die bestmöglichen Chancen für eine zukünftige wirtschaftliche und technische Verwertung der Projektergebnisse geschaffen werden.

Im Arbeitspaket AP2 (siehe Abbildung 1) werden die Technologieuntersuchungen zur Kostensenkung einer Steuertüte des BMR Rotors von AGI durchgeführt. Es werden mehrere technologische Lösungsansätze zur kostengünstigen Herstellung des Faserverbundbauteils untersucht. Die Auslegung und Umsetzung in einem industrienahen Umfeld wird hierbei in enger Zusammenarbeit mit AHD, teilweise im Werk Donauwörth, durchgeführt.

Zur nachhaltigen Produktion von Rotorblättern wird die Preform-/ Injektionstechnologie als aussichtsreiche Prozesskette von AHD in Zusammenarbeit mit FhG-FIL untersucht. Basierend auf den Ergebnissen der LuFo Projekte LoKost-NeRoBa und LOCAR sollen die Prozessschritte im Detail analysiert und verbessert werden, da die Nacharbeitungsquote bereits gebauter RTM-Rotorblätter bisher in einem nicht akzeptablen Bereich ist.

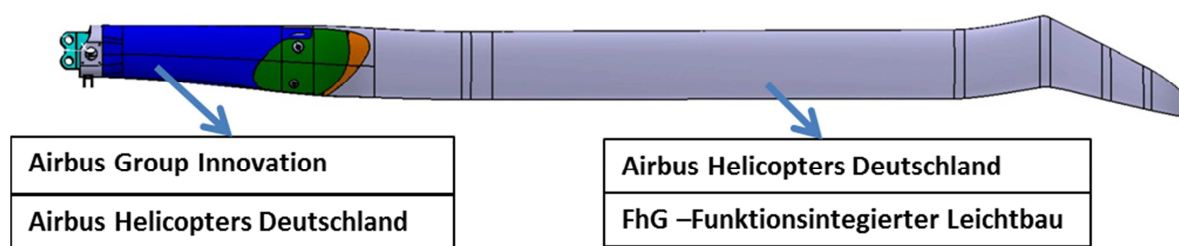


Abbildung 1: Arbeitsteilung AP 2 „Technologische Gesamtprozesskette für Rotorblätter und Steuertüten in neuer Bauweise“

Eine Arbeitsteilung findet auch im AP3 zwischen ZFL und AHD statt. Die Aufteilung in Abbildung 2 zeigt, dass hierbei die ZFL die Untersuchungen der leistungsübertragenden Elemente (Zahnräder, Übersetzung) und AHD für die fluglastübertragenden Elemente (Rotormast, Lagerung, Streben) übernimmt. Konzepte zur Verbesserung des Getriebegehäuses sowie zum Gesamtgetriebe werden von beiden Partnern in enger Zusammenarbeit durchgeführt.

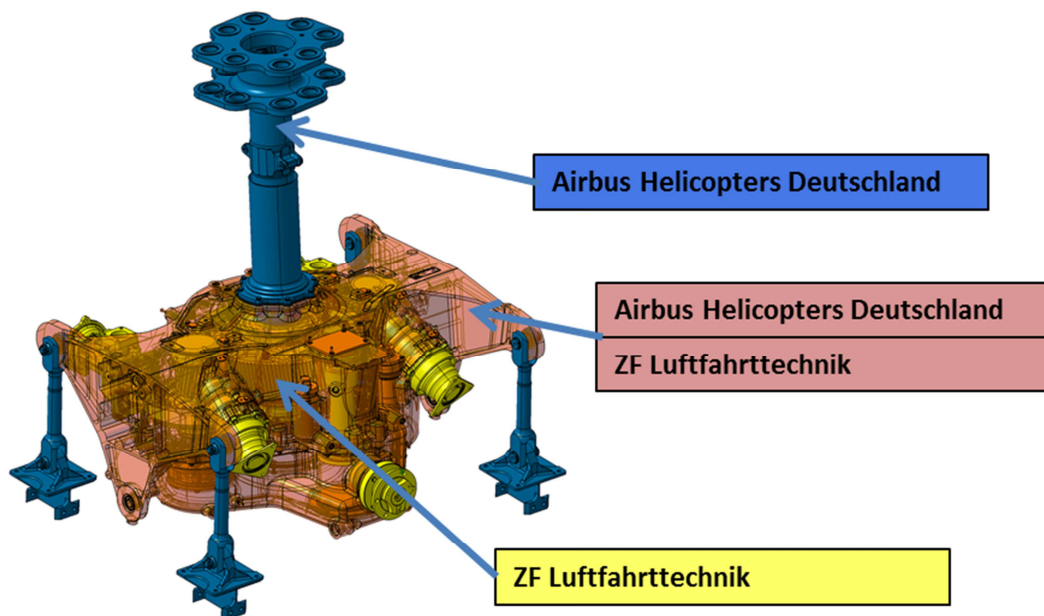


Abbildung 2: Arbeitsteilung AP 3“ Kosteneffiziente Leistungssteigerung im Antriebssystem

Abbildung 3 zeigt den Gesamtprojektstrukturplan mit den beteiligten Verbundpartnern wohin gegen Abbildung 4 den Gesamtbalkenplan mit den verschiedenen Meilensteinen zeigt.

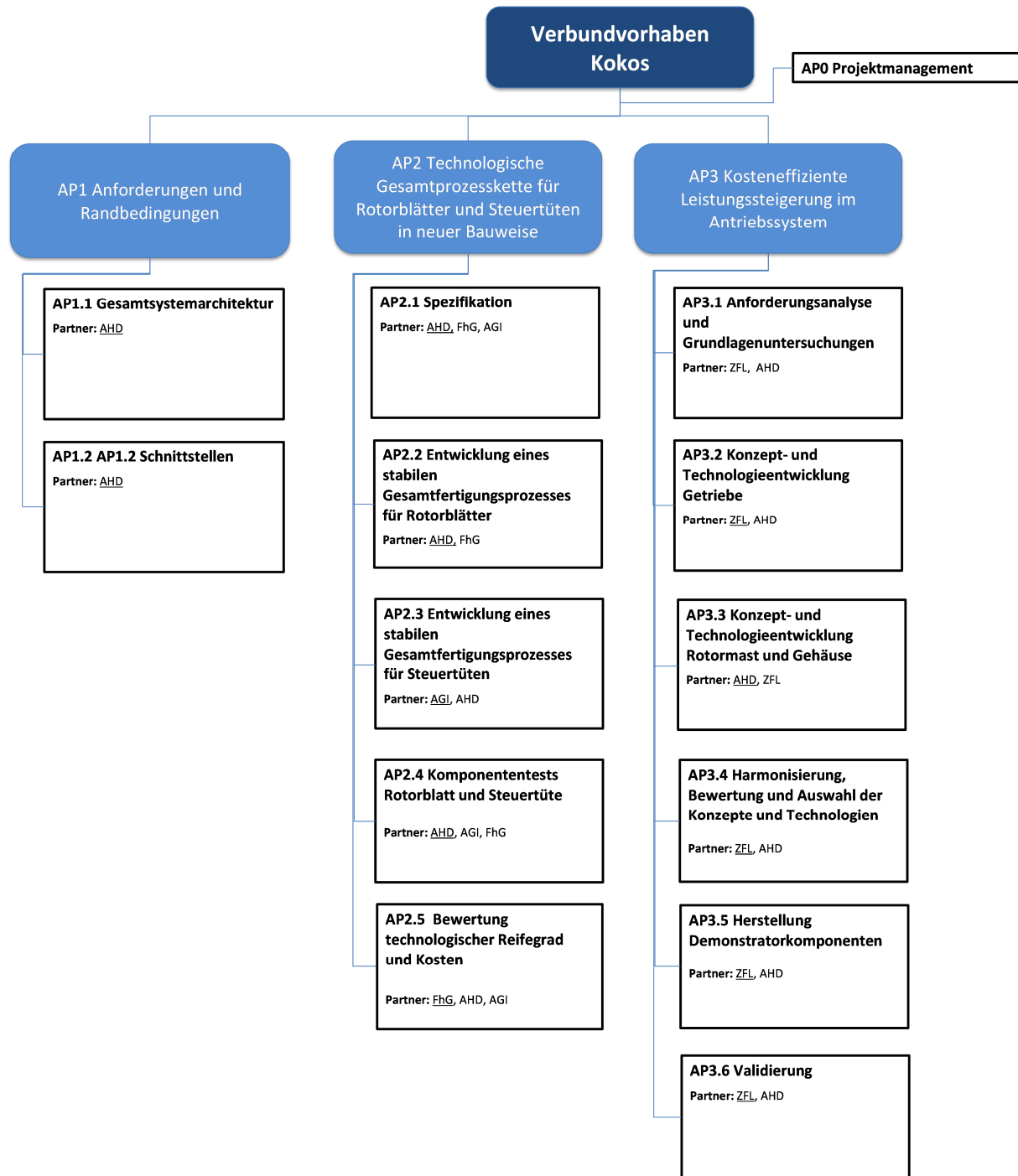
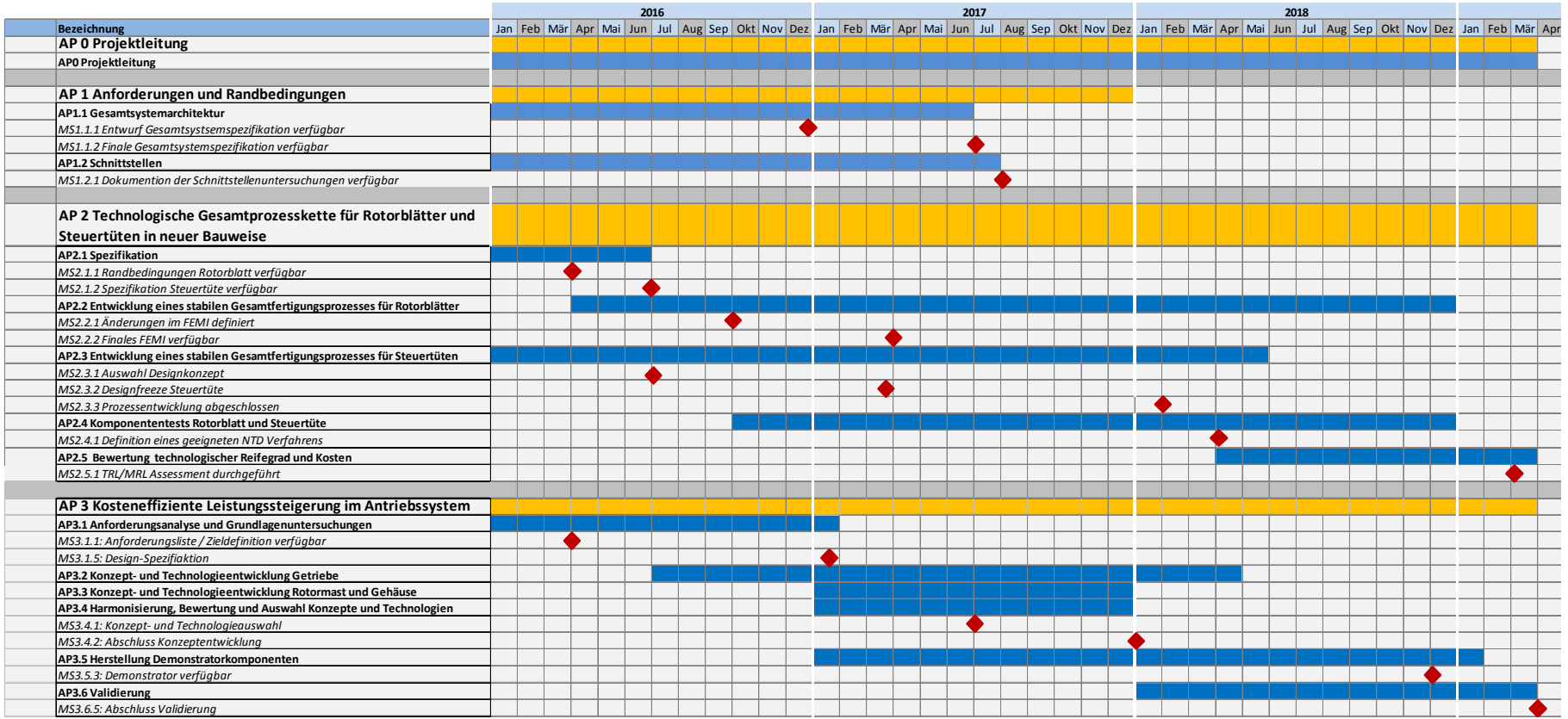


Abbildung 3: Projektstrukturplan

| Bezeichnungen: | |
|----------------|-------------------------------------|
| AHD | Airbus Helicopters Deutschland GmbH |
| AGI | Airbus Group Innovations |
| FhG | Fraunhofer-Gesellschaft |
| ZFL | ZF Luftfahrttechnik |

Abbildung 4: Balkenplan



B.3 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Nach dem Stand der Technik in der Serienfertigung von Rotorblättern werden alle Komponenten auf Basis von vorimprägnierten Halbzeugen, sogenannten Prepregs, gefertigt. Diese Halbzeuge liegen in Form von breiten aufgerollten Spulen vor. Für alle im Inneren des Blattes liegenden Holmbestandteile aus vorimprägnierten unidirektionalen Glasfasern werden diese Halbzeuge bei AHD zu schmalen Bändchen geschnitten, welche anschließend in aufwändiger Handarbeit in die Rotorblattform gelegt und mit Hilfe eines Spatels angepresst werden. Die außen liegenden Hautlagen werden aus vorimprägnierten Kohlefasergeweben auf Endkontur geschnitten und anschließend in das Rotorblattwerkzeug eingelegt. Dieser Stand-der-Technik wurde im Verlauf der vergangenen Jahrzehnte kontinuierlich optimiert und hat nun einen technischen Reifegrad entwickelt, welcher nur noch sehr kleine Optimierungsschritte ermöglicht.

Als Konsequenz müsste eine grundlegende Änderung des Fertigungsverfahrens stattfinden. Hierfür kann der Automatisierungsgrad erhöht, oder die Fertigungstechnologie angepasst werden. Der beschriebene aktuelle Fertigungsprozess ist durch die manuelle Tätigkeit sehr zeitintensiv und zudem stark abhängig von den handwerklichen Fähigkeiten jedes einzelnen Werkers. Aufgrund der Komplexität beim Ablegen der Lagen in dreidimensional gekrümmte Formen ist eine Automatisierung aus wirtschaftlichen Gesichtspunkten nur schwer umsetzbar.

Zusammenfassend ergeben die aufgeführten weiterhin bestehenden Nachteile der Prepregverarbeitung und die Randbedingungen aus der Hubschrauberindustrie, dass für weitere Kosteneinsparungen, neben gesundheitlichen und weiteren sekundären Effekten, die Fertigungs- und Materialstrategie verändert werden muss. Aus diesem Grund und da die Weiterentwicklung der Rotorblattarchitektur in jedem Fall eine Anpassung der Fertigung notwendig gemacht hat, wurde in vorangegangenen Forschungsprojekten bereits die Preform-/RTM-Technologie ausgewählt und ein entsprechendes Potenzial identifiziert. In diesen Projekten wurden Rotorblätter und weitere Rotorkomponenten auf Demonstratorlevel entwickelt und deren grundsätzliche Fertigbarkeit sowie Leistungsfähigkeit nachgewiesen. Aspekte zur Erreichung einer höheren Reife, wie zum Beispiel stabile, fehlertolerante Prozesse, kostenoptimierte Abläufe und zulassbare Qualitätsabläufe, wurden bislang ebenso wenig betrachtet wie die Entwicklung und Planung einer Gesamtprozesskette inkl. allen Teiltechnologien, welche für eine ökonomisch sinnvolle Einführung einer neuen Technologie jedoch essentielle Entscheidungsgrundlagen darstellen.

Die Grundlagen beim Getriebe stammen wie auch ein Teil der Rotortechnologie aus den 80er Jahren. Das Getriebe stellt das Kernelement des dynamischen Systems, in dem sämtliche weiteren Komponenten zusammen kommen, dar. Dabei muss das Hauptgetriebe nicht nur das Antriebsmoment der Triebwerke, sondern auch sämtliche Kräfte und -momente des Hauptrotors an die Hubschrauberzelle übertragen.

Das Hauptgetriebe der H135 auf dem die Untersuchungen in dem Projekt basieren sollen wurde zusammen mit der ZF Luftfahrt GmbH in den 80er- und 90er-Jahren entwickelt und 1996 zugelassen. Das maximale Abfluggewicht des Hubschraubers und damit sowohl An-

triebsleistung als auch Rotorlasten haben sich seitdem in mehreren Stufen ohne signifikante Änderungen an der Getriebeauslegung stetig erhöht.

B.4 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Der Forschungsverbund setzt sich zusammen aus der Airbus Helicopters Deutschland GmbH, der Airbus Group Innovations, der Fraunhofer Gesellschaft zur Förderung der angewandten Forschung e.V. und der ZF Luftfahrttechnik GmbH.

B.4.1 Rolle von Airbus Helicopters Deutschland GmbH im Verbund

Airbus Helicopters wird als Hubschrauberhersteller den Verbund koordinieren und leiten. Hierdurch soll sichergestellt werden, dass durch die langjährige Erfahrung in Entwicklung, Herstellung und Zulassung von neuen Hubschrauberprogrammen und Weiterentwicklungen von bestehenden Hubschraubermustern die Ergebnisse aus den einzelnen Forschungsvorhaben zielgerichtet verwertet werden können.

In Arbeitspaket 1 werden unter Berücksichtigung der geplanten Arbeiten Untersuchungen zur Gesamtarchitektur durchgeführt und Hinweise zu den Randbedingungen der einzelnen Arbeitspakete für die Projektpartner erarbeitet.

AHD übernimmt die Federführung in den Arbeiten zur kosteneffizienten Fertigung von Rotor-komponenten in AP2. In gemeinsamer Anstrengung werden die von AGI erarbeiteten Bauweisen und Fertigungskonzepte für die Steuertüte bewertet. Hierbei sind neben der Funktion und dem Leichtbau besonders die Kosteneffizienz und der Reifegrad des Fertigungsprozesses entscheidend. Die Realisierung einer testfähigen Steuertütenstruktur wird gemeinsam mit AGI teilweise am Standort in Donauwörth durchgeführt. Intensive Arbeiten werden von AHD zur Weiterentwicklung der Preform / RTM Prozesskette für Rotorblätter durchgeführt. Durch die Integration von FhG-FIL in die Prozessentwicklung können neue Erfahrungen und Erkenntnisse eingebracht werden. Gleichzeitig steuert AHD die Forschungsarbeiten zur technologischen Reifmachung der Rotorblatt-Prozesskette.

Um den größtmöglichen Erfolg des Arbeitspaketes 3 zur kosteneffizienten Leistungssteigerung im Antriebssystem zu erzielen, ist die enge Abstimmung von AHD und ZFL zwingende Voraussetzung. Die Vorgaben von AHD zu den globalen Leistungsdaten und Kostenzielen des Hauptgetriebes bilden die Grundlage für die Festlegung der Randbedingungen des AP 3. Hierbei fließen die Erfahrungen aus Kundenwünschen und die Abschätzungen für zukünftig notwendige Produkte mit ein. In enger Zusammenarbeit mit ZFL werden dann grobe Gesamtgetriebekonzepte erarbeitet. Aufgabenbereich von AHD ist dabei die Auslegung und Entwicklung kosteneffizienter Prozesse für alle Fluglastübertragenden Elemente. Gemeinsam mit ZFL wird das Getriebegehäuse untersucht. Nach gemeinsamer Bewertung und Auswahl des zu realisierenden Demonstrators, folgen die Detailauslegung und Herstellung der genannten Komponenten und deren Validierung.

B.4.2 Rolle von Airbus Group Innovations (Airbus Defence and Space GmbH) im Verbund

Airbus Group Innovations ist die zentrale Forschungs- und Entwicklungseinrichtung des Airbus Group Konzerns. Es werden Projekte und Entwicklungen für alle Airbus Group Geschäftsbereiche durchgeführt oder diese bei technologischen Fragestellungen beraten und unterstützt. Die aufgebauten Kompetenzen stehen somit allen Bereichen zur Verfügung. Für dieses Projekt sind die Kompetenzen auf den Gebiet der CFK-Fertigung, Prozessentwicklung sowie Bauteilauslegung und Konstruktion von Bedeutung. Airbus Group Innovations setzt sich seit Jahren mit Aufgabenstellungen im Bereich der Preform- und LCM-Technik, sowie der Automatisierung und Robotik auseinander. Dadurch konnten breite Kenntnisse und Fähigkeiten in der Fertigungstechnik aufgebaut und stetig erweitert werden. Darüber hinaus verfügt Airbus Group Innovations über langjährige Erfahrung und entsprechende Laborausstattungen im Hinblick auf Werkstoffanalyse und -charakterisierung.

Im Projekt KOKOS liegt der Schwerpunkt bei AGI auf der Entwicklung eines kostengünstigen Design- und Fertigungskonzept für eine Steuertüte. Dabei sollen die Erfahrungen bei AGI im Bereich Konstruktion und Auslegung sowie im Bereich Preform-, Infiltrationstechnik und Materialien genutzt werden. AGI wird deshalb in enger Abstimmung mit AHD die Anforderungen an ein kostengünstiges Fertigungskonzept für die Steuertüte eines BMR Rotors erarbeiten und in einer Spezifikation festhalten. Das ausgewählte und favorisierte Konzept wird dann bei AGI im Detail auslegt und konstruiert. Das Fertigungskonzept und seine einzelnen Prozessschritte sollen dann definiert und untersucht werden. Dabei spielt es eine essentielle Rolle, schon im Entwicklungsprozess das Design auf die spätere Fertigung abzustimmen, denn nur so ist das Projektziel einer Kosteneinsparung erreichbar

B.4.3 Rolle von Fraunhofer Gesellschaft zur Förderung der angewandten Forschung e.V. im Verbund

Das Fraunhofer ICT-FIL wird als anwendungsorientierte Forschungseinrichtung einen wissenschaftlichen Beitrag zur Weiterentwicklung innovativer, potenzialträchtiger Composite-Produktionsverfahren, respektive der technologischen Optimierung des Preforming- und Härtingsprozesses für eine ganzheitliche robuste und wirtschaftliche Hubschrauber-Rotorblattfertigung leisten. Die entsprechenden Arbeiten, die aufgrund der anwendungsnahen Verwertung einen sehr starken Bezug zum Gesamtvorhabenziel haben, sind in dem übergeordneten Arbeitspaket 2 »Technologische Gesamtprozesskette für Rotorblätter und Steuertüten« eingebettet. Zur Erreichung des Gesamtvorhabenziels und der technologischen Meilensteine wird das ICT-FIL in enger Zusammenarbeit mit AHD im Rahmen einer Spezifikationsphase die relevanten bauteilspezifischen und technologischen Anforderungen sowie die anvisierten, übergeordneten Kostenvorgaben für die neue Rotorblattfertigung aufnehmen. Darauf aufbauend werden unterschiedliche technologische Entwicklungsarbeiten durchgeführt, die von der Ausarbeitung eines serienfähigen Preformingkonzeptes, der Definition eines kontrollierten und reproduzierbaren Injektions- und Aushärteprozesses über die Realisierung geeigneter QS-Maßnahmen reichen. Dabei erfolgt die Bewertung der einzelnen Konzepte einerseits hinsichtlich der erzielbaren strukturmechanischen Performance und der Verarbeitbarkeit in den weiteren Prozessschritten im Labormaßstab, andererseits wird die Fähigkeit zur Prozessintegration in einer industrienahen Produktionsumgebung in Zusam-

menarbeit mit AHD überprüft. Neben der Optimierung des technologischen Reifegrads werden fortlaufend wirtschaftliche Kennzahlen erhoben, konsolidiert und in das im Rahmen dieses Vorhabens zu entwickelnde Kostenmodell eingepflegt sowie analysiert. Weiterhin ist die Durchführung einer Produktionsablaufplanung geplant, um die Einzelprozesse, die Interaktion untereinander sowie den Anlagenauslastungsgrad konzeptionell in einer Fertigungsstraße abbilden zu können. Alle generierten Ergebnisse werden für die Festlegung einer Musterprozesskette herangezogen, welche anhand von Baustudien von AHD serien-nah erprobt und validiert wird.

B.4.4 Rolle von ZF Luftfahrttechnik GmbH im Verbund

ZF Luftfahrttechnik wird bei dem geplanten Forschungsvorhaben auf umfangreiche Erfahrungen im Rahmen der Entwicklung von Getrieben, Antriebs- und Rotorsystem für Luftfahrzeuge aufbauen. Diese lange Tradition der Entwicklung beinhaltet verschiedenste Getriebe und Antriebssysteme für Hubschrauber und Flächenflugzeuge. Daraus begründet sich eine hohe Motivation die vorhandene technische Kompetenz in diesem Tätigkeitsfeld aufrecht zu erhalten und weiter auszubauen.

Der Beitrag der ZF Luftfahrttechnik GmbH (ZFL) für den Hubschrauber besteht in der Entwicklung eines wirkungsgrad-, leistungs- und gewichtsoptimierten Hauptgetriebes. Hierbei werden neue Technologien in Design und Fertigung entwickelt und umgesetzt. Entsprechend werden die hieraus resultierenden Getriebebauteile nicht nur gewichts- oder leistungsoptimiert, sondern auch deren Ausfallsicherheit erhöht. Einen Beitrag zur Wirtschaftlichkeit leisten verlängerte Wartungsintervalle.

Aufbauend auf bestehenden Erfahrungen und Kenntnissen sollen neue, zum Teil im Rahmen früherer Grundlagenforschung entwickelte Technologien hinsichtlich der Anwendbarkeit am realen Produkt weiterentwickelt werden. Diese Innovationen umfassen unter anderem die Analyse verschiedener zeit- und kostensparender Fertigungsverfahren, so dass Komponenten des Hubschrauberhauptgetriebes auch mit diesen alternativen Verfahren prozesssicher gefertigt werden können. Geplant ist die Umsetzung von innovativen Grundlagentechnologien und die Verifikation mit analytischen und theoretischen Untersuchungen. Alle notwendigen Komponenten des Demonstrators, sowie die Komponenten für die Technologievalidierung im Grundlagenversuch werden in dem Vorhaben unter Berücksichtigung der geltenden Luftfahrtvorschriften gefertigt.

Die Validierung der neuen Technologien erfolgt auf Komponentenprüfvorrichtungen oder, unter Nutzung des Demonstrators, auf Getriebeprüfständen der ZFL.

Durch ihre Kernkompetenz als Getriebeentwickler, Getriebehersteller sowie die Betreuung von dynamischen Hubschrauberkomponenten (Getriebe, Rotorköpfe, Hydrauliksteller) auch fremder Hersteller hat ZFL beste Voraussetzungen für die Bearbeitung der beschriebenen Aufgaben.

C. Wissenschaftlich-technische Ergebnisse

C.1 AP1 Anforderungen und Randbedingungen

Das Arbeitspaket 1 hat die Komponenten der dynamischen Systeme und deren zwischen geschalteten Schnittstellen als Ganzes betrachtet. Ziel war es die Kompromisse zwischen den Systemen so auszubalancieren, dass auf der Hubschrauberebene ein Optimum entstand. Die hieraus gewonnenen Erkenntnisse flossen in die Entwicklung der im AP2 und AP3 bearbeiteten Systeme als Anforderungen ein.

In der Gesamtbetrachtung der Systeme eines Hubschraubers ist eine strikte Trennung zwischen Systemen und Schnittstellen aufgrund der gegenseitigen Einflussnahme nicht vollständig möglich. In diesem Bericht erfolgt deshalb die Beschreibung der Systeme und deren Anordnung in Kapitel AP1.1 während die systemübergreifenden Zusammenhänge (über die Schnittstellen) im Kapitel AP1.2 erfolgt.

Die Untersuchungen wurden ausgehend von der Hubschrauberarchitektur der EC135 in ihrer bisher letzten Ausführung EC135 P3 / T3 durchgeführt. Die EC135 basiert in ihrer grundsätzlichen Auslegung auf dem Versuchsträger Bo108 der in den 80er Jahren entwickelt wurde. Zu dieser Zeit waren einige der heute selbstverständlichen Anforderungen (z.B. Autopilot, Vibrationskomfort, Klimaanlage, etc.) an einen Hubschrauber dieser Klasse noch nicht vorhanden bzw. deutlich niedriger. Zwar wurde die EC135 immer wieder auf neusten Stand gebracht, es ist aber ersichtlich, dass eine kontinuierliche Nachrüstung in eine bestehende Architektur immer mehr zu größeren Kompromissen und Nachteilen führt.

Im Rahmen des Forschungsprojekts KOKOS wurden deshalb alternative Konzepte für die Systeme und betroffenen Schnittstellen entwickelt und mit der bestehenden Architektur verglichen. Innovation in der Architektur wurde hier weniger als einfache Einführung von neuem, sondern vielmehr als ausgewogene Kombination von bewährten und neuen Technologien mit Augenmerk auf den Anwendernutzen gesehen.

Vollständigkeitshalber wird im Folgenden auch kurz auf die Systeme eingegangen, welche nicht detailliert im Rahmen von KOKOS untersucht wurden, da keine Indikation für die Sinnhaftigkeit einer Änderung des Systems vorlag oder eine Untersuchung im Rahmen von KOKOS nicht vorgesehen war.

Im Nachfolgenden werden die Ergebnisse summarisch zusammengefasst und im Gesamtkontext dargestellt.

C.1.1 AP1.1 Gesamtsystemarchitektur

Eine Untersuchung zu alternativen Hubschrauberarchitekturen abweichend von der gängigen Praxis eines Haupt- und Heckrotors wurde nicht durchgeführt, da es nicht sinnvoll erschien sofern keine Änderung der Hauptcharakteristika des Antriebsmittels (d.h. z.B. von Getriebeturbine zu Elektromotor) erfolgt. Eine Änderung der Triebwerksanzahl auf eins ist im Hinblick auf die weiterhin notwendige Einhaltung der PC1 Leistungsklasse nicht möglich, eine Erhöhung weder leistungs- noch kostentechnisch sinnvoll.

Heckrotorflugsteuerung:

Bei der Heckrotorsteuerung wurde Verbesserungspotential bei der Integration der seriellen Autopilotenaktuatoren identifiziert. Hierzu wurde eine alternative Lösung erarbeitet, welche durch eine verbesserte Aufhängung der AP-Aktuatoren den Verschleiß reduziert.

Heckrotor-Servoaktuator:

Für den Heckrotor kann weiterhin ein Simplex-Servoaktuator verwendet werden, da von der Möglichkeit einer manuellen Notsteuerung mit Pilotenkraft ausgegangen werden kann. Eine Abkehr vom bewährten Konzept der EC135 ist deshalb nicht notwendig.

Hydraulik:

Die Hydraulik wird wie bei der EC135 mit zwei unabhängigen Kreisläufen ausgestattet, welche jeweils einen Zylinder pro Hauptrotor-Servoaktuator versorgen. Der Heckrotor wird nur von einem Kreislauf versorgt, da dieser Aktuator nicht redundant ist.

Hauptrotorflugsteuerung:

Eine Änderung des Architekturkonzepts erscheint nicht sinnvoll, da die bei der EC135 implementierte Lösung weiterhin als kosteneffizient, leicht und gut zu warten eingestuft wird.

Hauptrotorgetriebe:

Das Hauptrotorgetriebe bleibt in seiner grundsätzlichen Architektur unverändert. Bisherige Untersuchungen haben keine Anhaltspunkte für ein besseres Konzept für einen Hubschrauber dieser Klasse ergeben. Im Detail wurden diverse Verbesserungsmöglichkeiten identifiziert welche im AP3 näher beschrieben werden.

Ölkühlsystem:

Für das Ölkühlarrangement wurde eine detaillierte Untersuchung dieses Themas im Rahmen von KOKOS nicht durchgeführt.

Antriebswellen:

Für die Triebwerkswellen wurde im Rahmen der Untersuchung keine Änderungsnotwendigkeit festgestellt. Eine detaillierte Untersuchung dieses Themas wurde im Rahmen von KOKOS nicht durchgeführt.

Heckrotor:

Für den Heckrotor mit dem gekapselten Heckrotor (Fenestron®), bietet den besten Kompromiss aus Leistungsaufnahme, akustischen Emissionen und Sicherheit. Eine detaillierte Untersuchung dieses Themas wurde im Rahmen von KOKOS nicht durchgeführt.

Heckrotorwelle:

Für die Heckrotorwelle wurde ein Vergleich zwischen einer überkritischen (d.h. die Betriebsdrehzahl liegt mindestens über der ersten Resonanzfrequenz) und einer unterkritischen Auslegung durchgeführt. Während erstere leichte Kosten und Gewichtsvorteile versprach, führte der für die größere zu erreichende Steifigkeit notwendige Durchmesser im Heckrotortunnel zu einer größeren Abschattung und damit einem Schubleistungsverlust.

Heckrotorgetriebe:

Für das Heckrotorgetriebe wurden keine Verbesserungsmöglichkeiten hinsichtlich Architektur identifiziert. Eine detaillierte Untersuchung dieses Themas wurde im Rahmen von KOKOS nicht durchgeführt.

Triebwerke:

Triebwerksintegration war nicht Bestandteil des Forschungsprojekts KOKOS.

C.1.2 AP1.2 Schnittstellen

In diesem Kapitel wird auf die gegenseitige Anpassung von Systemen zum Erzielen eines optimierten Gesamtsystems eingegangen.

Integration der Heckrotorsteuerung im Heckausleger:

Bei der Heckrotorsteuerung ergab sich die Notwendigkeit zwischen Strukturgewicht/komplexität in Form einer zusätzlichen Zugangsöffnung in der Heckrotortunnelverkleidung und Verbesserung der SEMA-Integration abzuwägen. Untersuchung alternativer Positionierung der SEMAs weiter vorne in der Zelle ergaben keine sinnvolle Lösung, sowohl aus Kosten-, Gewichts- und Wartungsperspektive. Eine Abwägung der Untersuchungsergebnisse führt zur Empfehlung die SEMAs im Inneren der Heckrotortunnelverkleidung unterzubringen und eine Zugangsöffnung vorzusehen. Durch die verbesserte Abstützung der SEMA-Stange wird eine Reduktion der Abstimm- und Versteifungsmasse erreicht, welche die Verstärkungen um die Zugangsöffnung annähernd kompensiert.

Hauptgetriebeaufhängung

Die Untersuchung der Getriebeaufhängung hinsichtlich des Platzes für ein Anti-Vibrationssystem zeigte keine signifikanten sich ergebenden Nachteile in Gewicht und Kosten auf.

Zulassbarkeit

Für die im Rahmen von KOKOS näher untersuchten Systeme ist aus Architektursicht die Zulassbarkeit gegeben. Auf Detailebene sind jedoch inzwischen erhöhte Anforderungen z.B. hinsichtlich Feuerbeständigkeit, Dauerfestigkeit, etc., vorhanden. Diese wären bei einer Neukonstruktion dieser Systeme entsprechend zu berücksichtigen.

Schwachstellen und Weiterentwicklungsbedarf

Im Laufe der Untersuchung zeigte sich, dass die Abteilung im Fußboden unter der Pilotenkabine hinsichtlich einpassen zusätzlicher Avioniksysteme deutliche Schwierigkeiten bereitet. Zum Ende der Untersuchungen ist es noch unklar ob hier zusätzlicher Bauraum durch eine Verdichtung bestehender Systeme geschaffen werden könnte.

C.2 AP2 Technologische Gesamtprozesskette für Rotorblätter und Steuertüten in neuer Bauweise

Ziel dieses Forschungsprojektes unter Arbeitspaket 2 war es, den vorhandenen Hauptrotor, ausgeführt als „Bearingless Main Rotor“ (BMR), der aus den Forschungsprojekten IKOROZ und GRC1 entstand, weiterzuentwickeln. Dies beinhaltete die Entwicklung und Auslegung einer neuen Steuertüte, hergestellt in einem preiswerten und stabilen Fertigungsprozess. CRT (**C**entral **R**esearch & **T**echnology, ehemals AGI) war hierfür hauptverantwortlich und wurde dabei von AHD (**A**irbus **H**elicopters **D**eutschland) unterstützt.

Neben der Steuertüte wurde das bestehende Rotorblatt bezüglich Fertigungstechnologie und einer kostengünstigen Herstellung weiterentwickelt. Hierbei wurde die gesamte Prozesskette beleuchtet. Dies wurde hauptverantwortlich von AHD (**A**irbus **H**elicopters **D**eutschland) durchgeführt.

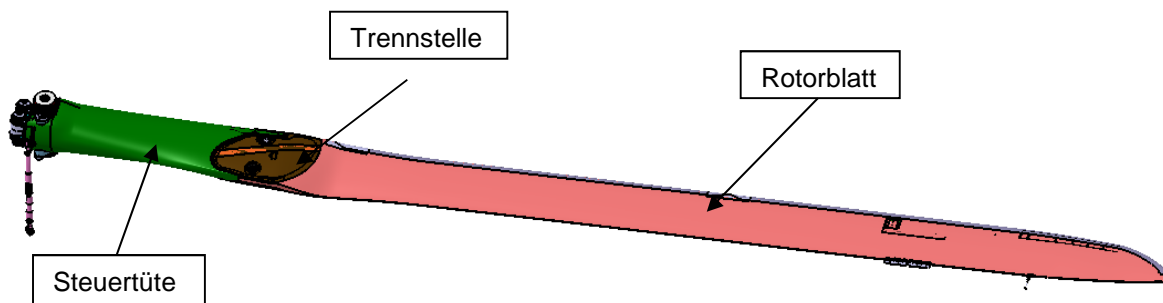


Abbildung 5: IKOROZ Drillsteuerelement mit GRC1-Rotorblatt

C.2.1 Definition der Steuertüte

Für die Arbeiten bei dem Verbundpartner **C**entral **R**esearch & **T**echnology (CRT, ehemals AGI), wurde basierend auf den Ergebnissen aus den Forschungsprojekten IKOROZ, eine Spezifikation für die Steuertüte erstellt. Die vorhandene Steuertüte aus dem IKOROZ-Projekt diente als Basis. Der innenliegende Flexbeam sollte unverändert übernommen werden.

C.2.1.1 Spezifikation Steuertüte KOKOS

Mit den Erfahrungen aus der IKOROZ-Steuertüte ergaben sich die Anforderungen an das neu auszulegende Bauteil. Im Folgenden sind die wichtigsten Punkte, als Auszug aus der Bauteil-Spezifikation, aufgeführt.

- Temperaturbereich:
 - Im Flug: -45°C bis 75°C
- Lebensdauer:
 - Mindestens 30 Jahre
- Die aerodynamischen Kappen werden in die Tütingeometrie integriert
- Festigkeitsanforderungen:
Die Auslegung der Steuertüte soll in dieser Reihenfolge priorisiert werden:

Steifigkeit → Festigkeit → Fatigue

- 100% rotation speed (Nenn Drehzahl)
- Limit Loads for load introduction at the Blade attachment:
- Steifigkeitsanforderungen gem. Spezifikation für Torsion, Schwenken und Schlagen

Mit diesen Grundlagen hat CRT mit der Auslegung der Steuertüte begonnen.

Im Vorfeld liefen AHD intern Untersuchungen zur Ansteuerung der Steuertüte. Hier wurde betrachtet ob eine Ansteuerung vorne Vorzüge hätte. Aufgrund der positiven Erfahrungen durch das Projekt GRC1 wurde letztendlich die hintere Ansteuerung beibehalten.

C.2.2 Festlegung der Randbedingungen von Rotorblatt und Fertigungstechnologie

Bevor die Definitionen der Baustudien für das Rotorblatt festgelegt werden konnte, wurde eine genaue Analyse der bisher gebauten Rotorblätter aus dem GRC1-Projekt durchgeführt.

C.2.2.1 Optimierung der Harzangussstrategie

Ausgangspunkt für eine Optimierung der Harzangussstrategie war der Herstellungsprozess aus dem GRC1 Forschungsprojektes. Aufbauend darauf, wurde bei zwei Baustudien eine Fließfrontüberwachung im Blattanschlussbereich integriert. Die gewonnenen Erkenntnisse über den Verlauf der Harzfronten innerhalb des Werkzeuges, führten zu einer Optimierung der Öffnungssequenz der Harzzuläufe. Hier hat sich gezeigt, dass ein späteres öffnen des Harzzulaufes Nr. 3 einen gleichmäßigeren Gesamtfluss zur Folge hat.

In der Abbildung 6 ist der zeitliche Verlauf der Harzfließfronten im Blattanschlussbereich dargestellt.

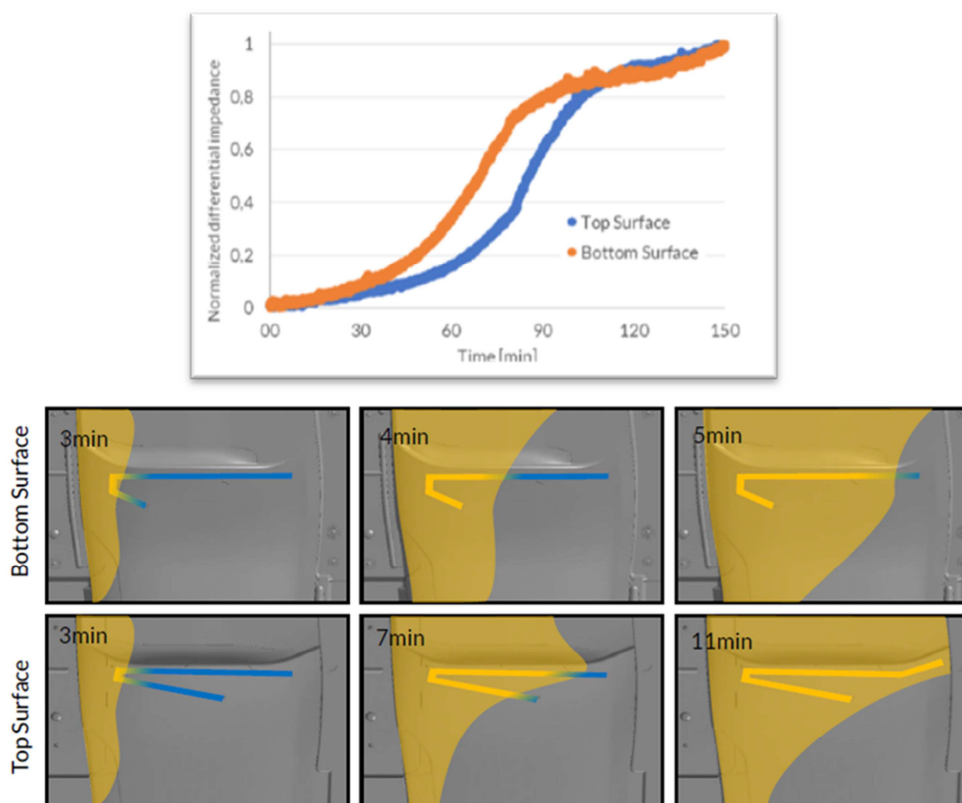


Abbildung 6: Zeitlicher Verlauf der Fließfronten

C.2.2.2 Optimierter Härtezyklus

Neben der Optimierung der Harzzuflüsse, wurde auch der Härtezyklus untersucht und optimiert. Bei dem bisher verwendeten Härtezyklus, gab es immer wieder Schrumpfungsdelaminationen. Aus diesem Grund, wurde hier ein besonderes Augenmerk darauf gelegt, so wurden 6 differenzierte Aushärtezyklen vom Projektpartner Fraunhofer ICT auf deren Auswirkung auf den Harzschrumpf analysiert.

C.2.2.3 Übergangsbereich Blatt / Steuertüte

Der BMR-Hauptrotor besteht aus mehreren Einzelkomponenten. Der Übergang zwischen Rotorblatt und Steuertüte ist in den Vorgängerprojekten IKOROZ und GRC1 durch eine separate aerodynamische Verkleidungskappe auf der Steuertüte realisiert worden. Damit es möglich ist, die Kappen in die Steuertüengeometrie zu integrieren (Kostenoptimierung), musste die Anformung auf dem Rotorblatt angepasst werden. Die Folge davon, war eine Modifikation des Injektions-Werkzeugs in diesem Bereich.

Außerdem wurden zur Prozessstabilisierung bei der Herstellung des Rotorblattes zusätzliche Absaugpunkte im Injektions-Werkzeug definiert.

C.2.2.4 Bleiummantelung mit Trockenfaser-Geflechtschlauch

Bei den vorherigen Forschungsprojekten IKOROZ und GRC1 wurde der Bleistrang, der aus Gründen der Schwerpunktverteilung zusätzlich im Bereich der Rotorblatt Nase im Glasfaser-Roving-Paket eingebettet ist, mit einem zeitaufwendigen Prozess vorbehandelt. Dieser sah wie folgt aus:

- Bleistrang primern
- Prepreg-Fasermaterial zuschneiden
- Bleistrang mit Prepreg-Fasermaterial ummanteln
- Prepreg-Fasermaterial auf Bleistrang aushärten
- Bleistrang mit Prepreg-Fasermaterial aktivieren (anschleifen)
- Ummantelten Bleistrang in die Trockenfaser-Preform einbetten

Unter dem Forschungsprojekt KOKOS ist dieser Prozess optimiert worden und sieht nun folgendermaßen aus:

- Bleistrang primern
- Bleistrang mit Trockenfaser-Geflechtschlauch ummanteln
- Ummantelten Bleistrang in die Trockenfaser-Preforms einbetten

Da der gesamte Aushärteprozess des Prepregmaterials, als auch die Aktivierung wegfällt, ist hier eine erhebliche Vereinfachung erzielt worden.



Abbildung 7: Bleiummantelung mit Trockenfaser-Geflechtschlauch

C.2.2.5 Hinterkantenroving

Aufgrund der Analyse aus der Bewertungsmatrix von dem GRC1 Projekt wurde im Blattfahnenbereich der Hinterkantenroving geändert. Der Hinterkantenroving hat im Rotorblatt die Aufgabe, gemeinsam mit den UD-Lagen aus dem Holm im Nasenbereich, die Schwenksteifigkeit zu definieren. Des Weiteren wird durch den Hinterkantenroving die Fügezone an der Hinterkante (Blattfahne) des Blattes vergrößert. – Diese ist mit Bestandteil des Torsionslastpfads. Betrachtet man einen Profilquerschnitt im Rotorblatt, so ist die geometrische Form des Hinterkantenrovings nicht ausschlaggebend, sondern die Größe des Querschnitts, die Lagenorientierung des Faser-Materials und die Lage im Blattquerschnitt.

Bei den, im Rahmen des vorhergehenden Projekts gefertigten Blättern wurde der Hinterkantenroving als Kordel mit UD Seele ausgeführt.

Aufgrund der, durch die Ummantelung gegebenen Restriktionen, kam es nicht zu der gewünschten Verteilung des UD-Materials in der Hinterkante. Die lokale Akkumulation des Hinterkantenrovings hat auf die globalen Steifigkeiten im Blatt keinen Einfluss, sie führte jedoch zu einer höheren Sensitivität der Konstruktion gegenüber von Fertigungsabweichungen und zu einer lokalen Überpressung im Bereich der Hinterkante.

Maßnahmen bzw. Alternativen für das Gestalten des Hinterkantenrovings

Durch Maßnahmen, wie einer präziseren Positionierung der Kordel, kürzen der Schaumkerne und Positionierschablonen, kann man die hellen Stellen in der Fertigung größtenteils vermeiden, dies stellt allerdings keinen robusten Fertigungsprozess dar.

C.2.3 Entwicklung eines stabilen Gesamtfertigungsprozesses für Steuertüten

Parallel zu den Arbeiten am Rotorblatt, wurde gemeinsam mit dem Projektpartner CRT an der Entwicklung der Prozesskette und Auslegung der Steuertüte gearbeitet.

Ausgehend von der Auslegung des Lagenaufbaus aus Festigkeitssicht, erfolgte die Erstellung des CPD/CAD-Modells. Als Input hierfür diente ein, mit Hilfe der Auslegungs- und Berechnungssoftware erstelltes Modell, das jede einzelne Lagen als separate, jedoch etwas

rudimentäre Flächen enthielt, sowie eine Tabelle, die Legereihenfolge, Material, Dicke und Faserorientierung der einzelnen Lagen enthielt.

Um anhand dieses Ausgangsmodells das CPD-Modell erstellen zu können, mussten zunächst verschiedene Anpassungen vorgenommen werden:

- Zusammenfassen oder Aufteilen von Lagen
- Anpassung der Schäftungen im Überlappungsbereich der Halbschalen-Preforms
- Geringfügige Änderungen an der Legereihenfolge im Hinblick auf Schäftungen und Fertigbarkeit
- Überführen der rudimentären Inputflächen in saubere, gleichmäßig geschäftete Lagenkonturen

Im Anschluss konnte aus den Inputflächen ein vollständiges CPD-Modell generiert werden, das selbst wieder als Input für weitere Schritte in Konstruktion und Fertigung dient:

- Ableiten der Innenflächen (IML) aus dem Laminataufbau als Input für die Konstruktion von Schaumkernen und sonstigen Einlegeteilen und der Preformstempel
- Abwicklungen der einzelnen Lagen zum Schneiden am Cutter
- Erzeugung von Laserprojektionsdaten für das lasergestützte Legen der Preforms und das Einlegen der Preforms in das Steuertüten-Femi

C.2.3.1 Erstellung der Prozesskette Fertigung Steuertüte

Ausgehend von der Steuertüte die im Forschungsprojekt IKOROZ entwickelt wurde, sind innerhalb von KOKOS wesentliche Vereinfachungen und Optimierungen an dem Bauteil bzw. der Prozesskette durchgeführt worden.

Die wesentlichen Änderungen und Optimierungen liegen hierbei bei folgenden Themen:

- Vereinfachung des Preformkonzeptes
- Integration der aerodynamischen Kappen
- Optimierung der Auslegung
- Anpassung des Angusskonzeptes
- Optimierung der Verbindungsstelle mit dem Flexbeam

Gemeinsam mit dem Projektpartner CRT wurde die Prozesskette zur Erstellung der Steuertüte ausgearbeitet.

C.2.4 Komponententests Rotorblatt und Steuertüte

C.2.4.1 NDT Untersuchungen an den Bauteilen

CT Untersuchungen an der Steuertüten

Alle gefertigten Baustudien der Steuertüten wurden mittels Computer Tomographie (CT) untersucht. Durch die CT Aufnahmen, konnte an den Baustudien sehr schön gezeigt werden, wie gut die Prozesskette funktioniert und das Laminat getränkt ist.

US Untersuchungen am Rotorblatt

Auch am Rotorblatt wurden NDT Methoden untersucht und getestet.

Speziell der Bereich des Lochleibungslaminat um die Bolzen herum wurde detailliert betrachtet. Der Bereich des Blattanschlusses kann mit Hilfe der CT-Bewertung nicht ausreichend begutachtet werden (Detektierbarkeit von Delaminationen). Aus diesem Grund wurde der Bereich mit Hilfe einer US-Untersuchung bewertet.

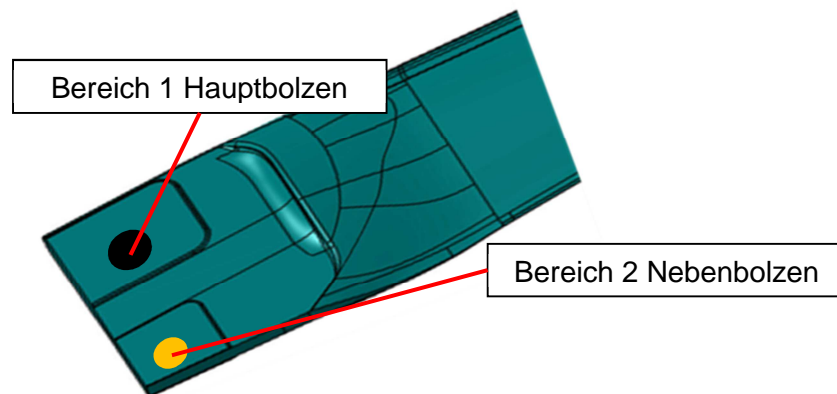


Abbildung 8: Rotorblattanschlussbereich

Zur Sicherung der Qualität wurden Schliffbilder und Faservolumenanteile an mehreren Positionen der Steuertüte entnommen.

Schliffbilderstellung

Zu Überprüfung der Positionierung der einzelnen Preforms bzw. Einzellagen, wurde eine Steuertüte zerschnitten und Schliffbilder an ausgewählten Stellen erstellt. Neben der Lagenposition, waren hier auch Porosität, eventuell auftretende Delaminationen und Welligkeit des Laminates, zu untersuchende Merkmale.

Neben den Mikroskopie Bildern wurden Faservolumenanteile an allen Schnitten erstellt um sicherzustellen, dass der Füllgrad des Bauteils den rechnerischen Vorgaben entspricht. Auch bei dieser Untersuchung waren die erreichten Werte im Vorhersagebereich.

Alle erzielten Erkenntnisse, die bei der Fertigung der jeweiligen Baustudien für Rotorblatt und Steuertüte erlangt wurden, sind in die Erstellung der Musterprozesskette des jeweiligen Bauteils geflossen. So konnten sowohl für das Rotorblatt als auch für die Steuertüte eine Dokumentation für die einzelnen Prozessschritten erstellt werden, welche in die nächst folgende Baustudie übernommen werden konnten. Wichtige Erkenntnisse über Halbzeuge und Rohmaterialien, gewonnen durch Untersuchungen bei AHD und den Projektpartnern, sind ebenfalls in die jeweiligen Prozesse zur Herstellung der Bauteile eingeflossen.

C.3 AP3 Kosteneffiziente Leistungssteigerung im Antriebssystem

Ziel des Forschungsprojektes war es, das Antriebssystem eines Hubschraubers hinsichtlich Leistung und Kosten zu optimieren. Hierbei sollten auf Vergleichsbasis einer EC135 innovative Technologien und Konzepte zur Herstellung der Rotor- und Getriebekomponenten erarbeitet werden, mit dem Ziel die Kosten zu reduzieren.

Um dies zu ermöglichen wurde folgendermaßen vorgegangen:

- Analyse der Herstell- und Wartungskosten im Antriebssystem
- Analyse zur Kostenreduktion und Leistungssteigerung im Antriebssystem
- Definition von Anforderungen an Bauteile im Antriebssystem, basierend auf den Untersuchungen zur Gesamtarchitektur des Antriebssystems
- Detailuntersuchung Kostenreduktion/Leistungsoptimierung zu vielversprechenden Bauteilen
- Validierung der Ergebnisse

Diese Vorgehensweise spiegelt sich in den folgenden Kapiteln wieder.

C.3.1 Systemübersicht und Status Quo

Ziel der Analyse war die Ermittlung der Bauteile des Antriebssystems der EC135 mit einem hohen Anteil an Herstell- und Wartungskosten. Die dabei betrachteten Systeme sind:

1. Hauptgetriebe und Rotormast
2. Ölkühlsystem
3. Getriebeaufhängung
4. Antriebswellen
5. Heckrotorwelle
6. Heckrotorgetriebe

Im Detail wird im Laufe des Berichts auch insbesondere auf das Distanzrohr und den Hauptrotormasten eingegangen.

C.3.2 Analyse der Herstellkosten

Je nach Bauteil können die Herstellkosten den tatsächlichen Bauteilwert repräsentieren (im Falle eigener Herstellung), oder aber zusätzlich Gewinnmargen für den Hersteller enthalten (im Falle zugelieferter Bauteile). Da sich die Kostenmodelle auch über Wartung und Instandhaltung erstrecken, kann gerade bei Zulieferbauteilen nicht zwischen realem Herstellpreis und Verkaufspreis unterschieden werden. Insbesondere die Komponenten Hauptgetriebe, Getriebeaufhängung und Heckrotorgetriebe zeigten Potential für eine Kostenreduzierung. Dennoch wurden auch die anderen genannten Komponenten im Detail auf ihre Kostenstruktur analysiert. Aus den so gewonnenen Daten wurden teure und damit vielversprechende Bauteile für eine Kostenreduktionsanalyse ermittelt.

C.3.3 Analyse der Wartungskosten

Die Wartungskosten (Engl.: Direct Maintenance Costs – DMC) stellen eine wichtige Kennzahl beim Kauf eines Hubschraubers dar. Die hier betrachteten Wartungskosten enthalten keine Arbeitsstunden für angefallene Aufgaben am Hubschrauber, sondern spiegeln rein die Kosten in Bezug auf die Lebensdauer des Bauteils wider. Muss ein Bauteil z.B. nach 10000 Fh geplant gewechselt werden (z.B. aufgrund erreichen der Lebensdauer oder aufgrund eines definierten Überholungsintervalls), fallen dafür die Kosten des Ersatzteilpreises an, z.B. 5000 €. die Wartungskosten berechnen sich dann zu

$$(geplante) DMC = \frac{\text{Ersatzteilpreis}}{\text{geplante Lebensdauer}}$$

in dem Beispielfall also $DMC = \frac{5000 \text{ €}}{10000 \text{ Fh}} = 0,5 \frac{\text{€}}{\text{Fh}}$. Somit kostet der Betrieb des Hubschraubers aufgrund der Ersatzteilbeschaffung durch dieses Bauteils $0,5 \frac{\text{€}}{\text{Fh}}$. Zusätzlich können ungeplante DMC entstehen, sollte ein Bauteil vorzeitig ausgetauscht werden. Diese Kosten werden anhand der MTBUR (Mean Time Between Unscheduled Removal) berechnet

$$(ungeplante) DMC = \frac{\text{Ersatzteilpreis}}{MTBUR}$$

Die Summe aus geplanten und ungeplanten DMC ergeben die gesamten DMC.

$$DMC = (ungeplante)DMC + (geplante)DMC.$$

Insbesondere das Hauptgetriebe zeigt hohe DMC, welche sich durch die Überholung des Getriebes erklärt. Da dabei das gesamte Getriebe zerlegt und inspiziert wird, geht eine solche Überholung mit entsprechend hohen Kosten einher. Zu den durch Überholung entstehenden Kosten fallen zusätzliche Ersatzteilkosten an, wenn Bauteile des Hauptgetriebes ihre Lebensdauer erreichen.

Eine Erhöhung der Lebensdauer führt über den Lebenszyklus eines Hubschraubers zu einer Verringerung der Kosten. Daher sollten die Lebensdauern entsprechend maximiert werden.

C.3.4 Analyse der Bauteilschäden

Wie in Kapitel C.3.3 beschrieben führen ungeplante Bauteilausfälle zu einer Erhöhung der Wartungskosten (DMC). Zusätzlich entstehen hier auch häufig zusätzliche Kosten aufgrund von Stillstand des Hubschraubers während Ein-/Ausbau der Komponenten sowie aufgrund von Lieferzeiten der Ersatzteile.

Eine Analyse im Bereich des Hauptgetriebes hat gezeigt, dass sich ggf. Verbesserungspotenzial an den Bauteilen Silberring, Rotormast und Distanzrohr ergeben könnte (siehe Abbildung 9).

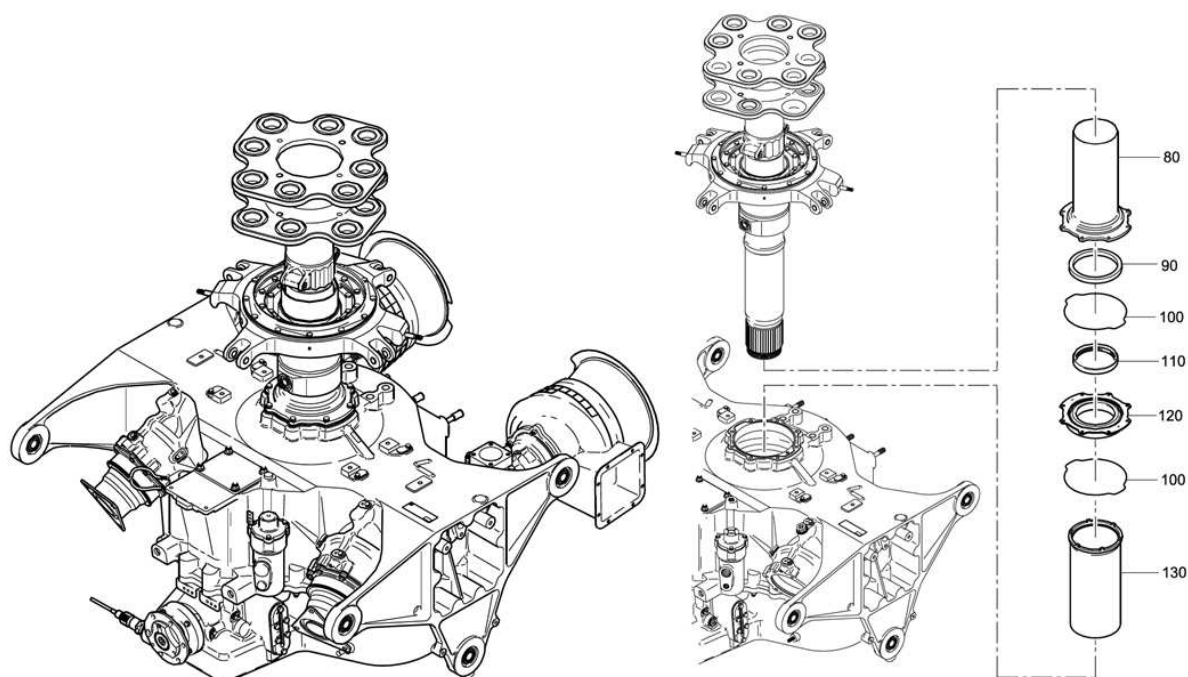


Abbildung 9: Hauptrotormast, Silberring (Pos. 110) und Distanzrohr (Pos. 130)

C.3.5 Maßnahmen zur Kostenreduktion und Leistungssteigerung am Antriebssystem

Aufbauend auf den durchgeführten Analysen wurden folgende Verbesserungsmaßnahmen erarbeitet:

| System | Maßnahme |
|-------------------------------|---|
| Hauptgetriebe | Erhöhung der Inspektionsintervalle |
| | Erhöhung der Lebensdauer |
| | Weitere Verbesserungen bearbeitet von Verbundpartner ZFL |
| Heckrotorgetriebe | Produktionsverbesserung |
| | Erhöhung der Lebensdauer |
| Antriebswelle | Reduktion der Anzahl an Diaphragmen |
| Rotormast und Silber- ring | Verbesserung Verschleißverhalten des Rotormastes durch Kontakt mit Silberring |
| | Verbesserung des Verschleißverhaltens der Zahnwelle des Rotormastes |
| | Entfernen der Nickelbeschichtung |
| Distanzrohr | Entfernung Distanzrohr |
| | Verbesserung Verschleißverhalten des Distanzrohres |
| Getriebeaufhängung | Ersatz des Anti-Vibrationssystems durch starre Streben |

Tabelle 1: Identifizierte Verbesserungsmaßnahmen

Diese Maßnahmen werden in den folgenden Kapiteln detaillierter erläutert.

C.3.6 Hauptgetriebe

C.3.6.1 Erhöhung der Inspektionsintervalle

Eine Erhöhung des Getriebe-Überholungsintervalls von 4000 Fh auf 5000 Fh bedeutet gleichermaßen eine Reduktion der Wartungskosten um 20%. Auf Basis einer Auswertung der Inspektionsberichte der Getriebe bei 4000 Fh konnte das Potential für die genannte Erhöhung bestätigt werden. Die Analyse gibt weiterhin wertvolle Informationen über weiterzuverwendende Bauteile innerhalb KOKOS. Die hier gefundene Verbesserung kann insbesondere für das derzeitige Hauptgetriebe der EC135 verwendet werden.

C.3.6.2 Erhöhung der Lebensdauer

Wie in Kapitel C.3.3 gezeigt, wurden bei der Status Quo Ermittlung des Hauptgetriebes niedrige Lebensdauern ermittelt, welche zu hohen Wartungskosten führen (da diese Teile bei Erreichen ihrer Lebensdauer getauscht werden müssen und so Ersatzteilkosten anfallen). Zusätzlich können die Bauteile nur bei einer Getriebe-Inspektion getauscht werden, weshalb die Lebensdauern ein Vielfaches der TBO aufweisen sollten (z.B. muss ein Bauteil mit 11000 Fh Lebensdauer spätestens bei der zweiten Inspektion - bei 8000 Fh - getauscht werden).

Basierend auf der durchgeführten Lebensdaueranalyse konnten bereits bei mehreren Bauteilen des Hauptgetriebes die Lebensdauer ohne weitere Tests erhöht werden. Für weitere Bauteile könnte eine Verbesserung durch einen zusätzlichen Lebensdauer-Test erzielt werden.

C.3.6.3 Gehäuse-Topologieoptimierung

Vom Verbundpartner ZFL wurde eine Topologieoptimierung des Getriebegehäuses durchgeführt. Seitens AHD wurden dabei folgende Aktionen durchgeführt:

- Definition der Lastfälle
- Vorgabe des Bauraums
- Analyse der Ergebnisse von ZFL
- Integrationsuntersuchung im Gesamthubschrauber.

Das Hauptgetriebegehäuse unterliegt einer komplexen Belastung von Rotormast, An- und Abtriebs-Drehmomenten, Steuerlasten sowie inneren Belastungen durch die Verzahnungen. Um den Aufwand während der Berechnung gering zu halten, wurden daher in einer ersten Voruntersuchung die Anzahl der Lastfälle von 70 auf ca. 20 reduziert. Dazu wurde anhand einer FE-Analyse am Modell des Getriebegehäuses der EC135 ermittelt, welche Lastfälle in welchen Bereichen dimensionierend sind. Die gewählten Lastfälle beinhalten auch Lasten für die Steuerung sowie An- und Abtriebsdrehmomente.

Diese Lastfälle wurden daraufhin für die Topologie-Optimierung des Gehäuses verwendet. Vom Verbundpartner ZFL wurde anhand des bestehenden Hauptgetriebes ein neuer Bauraum definiert. Dieser wurde von AHD unter Berücksichtigung der angrenzenden Systeme modifiziert. Die Ergebnisse wurden ausführlich mit ZFL analysiert und auf Plausibilität überprüft. Anschließend wurde eine verfeinerte Optimierung mit eingeschränktem Bauraum durchgeführt, basierend auf den Ergebnissen der ersten Optimierung.

Im Weiteren wurden von ZFL basierend auf der Topologieoptimierung detaillierte 3D Modelle erstellt und Festigkeitsberechnungen durchgeführt, welche ebenfalls durch AHD geprüft wurden. Gemeinsam wurden Maßnahmen definiert um die erforderlichen Spannungsniveaus zu erreichen. Das 3D Modell des Getriebes wurde im Gesamthubschrauber integriert und auf mögliche Diskrepanzen zum umgebenden Bauteilen untersucht.

C.3.7 Heckrotorgetriebe

C.3.7.1 Produktionsverbesserung

Bei der Analyse der Lebensdauerbauteile des Heckrotorgetriebes wurden die Kegelräder detaillierter untersucht. In Zusammenarbeit mit dem Hersteller (Airbus Helicopters Frankreich), konnte eine Kostenreduktion von ca. 5,6% errechnet werden. Diese bezieht sich auf eine Vergrößerung der Fertigungsgröße sowie ein verbessertes Herstellwerkzeug, welches den Schruppvorgang beschleunigt. Da hiervon die finale Oberfläche des (als kritisch eingestuft) Bauteils nicht betroffen ist, kann diese Änderung ohne größeren Zulassungsaufwand und Tests durchgeführt werden.

C.3.7.2 Erhöhung der Lebensdauer

Die Untersuchungen wurden vergleichbar zur Reduktion der Wartungskosten durch Erhöhung der Lebensdauer am Hauptgetriebe durchgeführt. Durch einen neuen Ermüdungs-Test kann die Lebensdauer erhöht werden. Dem gegenüber stehen jedoch die einmaligen Kosten für die Durchführung des Tests.

C.3.8 Antriebswellen

Die Antriebswelle (siehe Abbildung 10) befindet sich zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe und dient zum Ausgleich von Achsabweichungen in axialer Richtung und zum Ausgleich von Winkelfehlern. Die Abweichungen können z.B. durch Wärmeunterschiede und Toleranzen bei Zusammenbau der Hubschrauberzelle entstehen. Durch die weiche Getriebeaufhängung des Anti-Vibrationssystems ARIS entstehen zudem hohe Relativbewegungen zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe. Die Welle enthält vier Diaphragmen, welche eine Verformung in axialer Richtung und zudem eine Winkelabweichung erlauben.

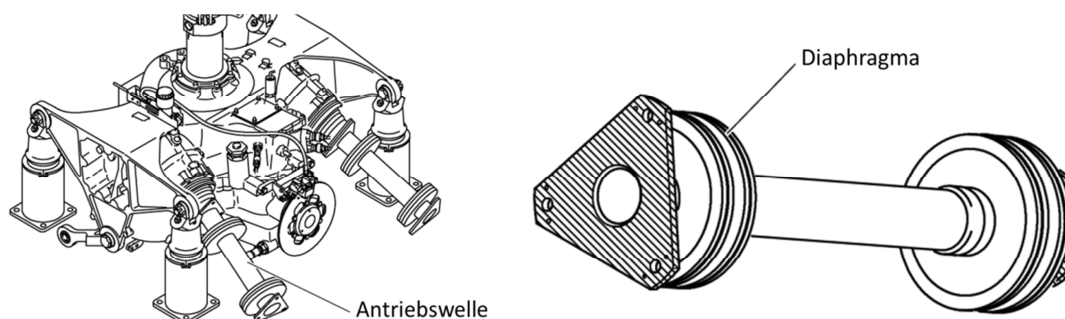


Abbildung 10: Antriebswelle

Da die Herstellung eines Diaphragmas teuer ist und unter Annahme das das ARIS im Rahmen der Untersuchungen zur Gesamtarchitektur entfallen könnte, könnte die Anzahl der derzeit vier Diaphragmen auf zwei reduziert werden. Da die Wellen jedoch einen eher geringe-

ren Teil der gesamten Beschaffungskosten ausmachen und Tests mit der neuen Welle durchgeführt werden müssten, wurde diese Änderung nicht weiter verfolgt.

C.3.9 Getriebeaufhängung

Die Getriebeaufhängung der EC135 besteht aus vier z-ARIS (Schwingungstilger welche Lasten in vertikale Richtung aufnehmen), zwei x-Streben (welche Lasten in Flugrichtung aufnehmen) und einer y-Strebe, welche Lasten Quer zur Flugrichtung aufnimmt (siehe Abbildung 11).

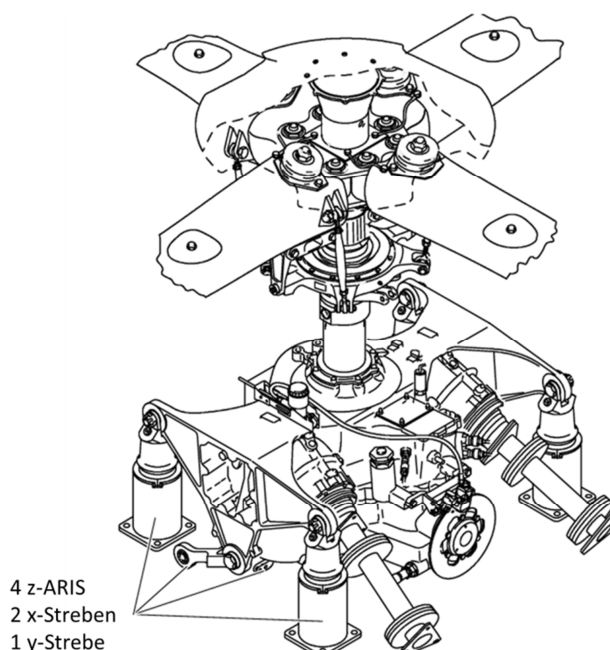


Abbildung 11: EC135 Getriebeaufhängung

C.3.9.1 Gehäusemodifikation Getriebeaufhängung

Es wurde die Möglichkeit untersucht, das Gewicht des Getriebegehäuses durch Verwendung von Kohlefaser zu reduzieren. Die Anbindung des ARIS und der x-Streben am Hauptgetriebe erfolgt über im Gehäuse integrierte Arme. Aufgrund des Herstellverfahrens (Sandguss), muss das Gehäuse mit großen Sicherheitsfaktoren ausgelegt und nachgewiesen werden. Die Arme als Kohlefaserbauteil auszuführen, welche an das Getriebegehäuse angeflanscht werden, könnte daher eine Gewichtsverbesserung erzielen.

Das Konzept wurde jedoch nicht weiter verfolgt da weitere umfassende Untersuchungen bzgl. Wärmeentwicklung während des Getriebe-Trockenlaufs und deren Einfluss auf das Kohlefaserbauteil notwendig geworden wären.

C.3.9.2 Verbesserung Aufhängungssystem

Mehrere Alternativen für die x- und y-Streben wurden innerhalb von KOKOS erarbeitet, wobei insbesondere eine Materialänderung auf Aluminium Potenzial zeigte. Da jedoch die x- und y-Streben der EC135 auch für KOKOS verwendet werden können und die absolute Kosteneinsparung gering ist, wurde diese Änderung vorerst nicht umgesetzt.

C.3.10 Maßnahmen Verbesserung Rotormast

Wie in Kapitel C.3.4 einleitend erläutert, wurden folgende Verbesserungsmaßnahmen identifiziert:

- Verbesserung Zahnwelle aufgrund von Verschleiß / Grübchen
- Verbesserung Schnittstelle Rotormast zu Silberring aufgrund von Grübchen
- Verbesserung Abzugsfurchen
- Verbesserung Nickelbeschichtung
- Verbesserung Material
- Geometrieoptimierung

Die Untersuchungen und umgesetzten Maßnahmen werden im Folgenden beschrieben.

C.3.10.1 Verbesserung Zahnwelle

Mehrere Möglichkeiten zur Verbesserung der Resistenz gegen Grübchenbildung wurden ermittelt, wobei sich insbesondere die beiden folgenden Maßnahmen als geeignet herausstellten und im Folgenden genauer beschrieben werden:

- Reduzierung der Querkräfte auf die Zahnwelle
- Verwendung höherfesten / härteren Materials

C.3.10.1.1 Reduzierung der Querkräfte

Die Zahnwelle überträgt neben dem Torsionsmoment auch Radialkräfte aufgrund der Rotormastlasten. Diese Querkräfte führen zu einer Exzentrizität beider Wellen und ungleicher Lastverteilung auf die Zähne. Aufgrund der Exzentrizität entstehen Relativbewegungen pro Rotormastumdrehung, welche die Zahnwelle verschleifen. Daher wurde die Verwendung von radialen Absätzen ober- und unterhalb der Zahnwelle untersucht.

Hierfür wurde eine Methodik erarbeitet, die die genaue Analyse von Zahnwellen unter Berücksichtigung der umgebenden Geometrie ermöglicht. Dabei wird unter anderem eine automatisierte Vernetzung der Zahnwelle unter Vorgabe der standardisierten Geometrie durchgeführt, wodurch viele unterschiedliche Varianten (insbesondere bzgl. der Verteilung der hertzschen Pressung über die Zahnlänge) mit großer Zeitersparnis detailliert untersucht werden konnten (siehe Abbildung 12 rechts oben). Diese Daten dienen als Grundlage zum Vergleich mit verbesserten Varianten.

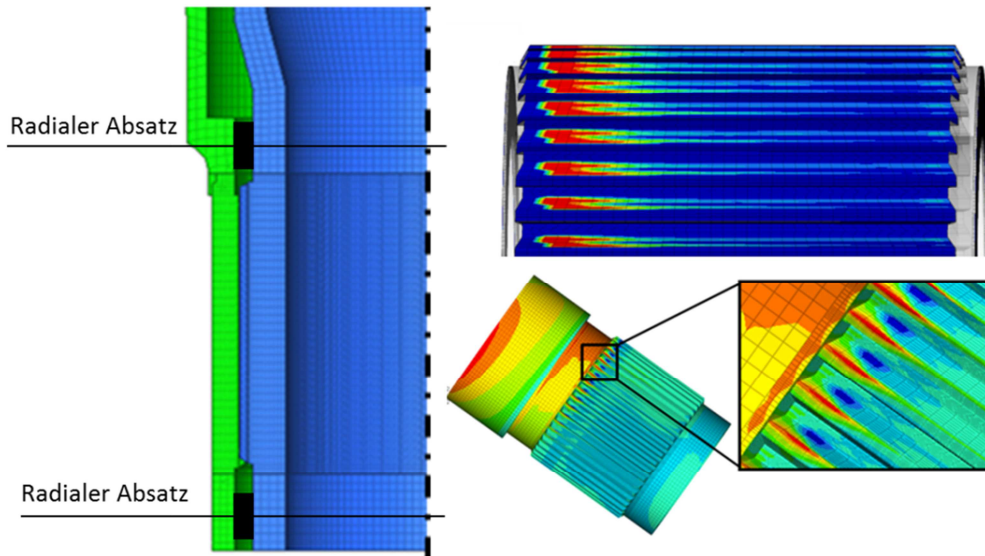


Abbildung 12: Flächenpressung (oben) und Spannungen (unten) an der Zahnwelle

Abbildung 13 zeigt den Pressungsverlauf für verschiedene Varianten von Zahnwellen im Vergleich zur EC135 Zahnwelle (Dargestellt sind Zahnwellen mit zwei verschiedenen Zähnezahlen (41 und 44 Zähne), jeweils mit und ohne radialen Absätzen). Hier zeigt sich der Vorteil der radialen Absätze, welche zu einer Reduktion der maximalen Pressung führen und zusätzlich die Variation der Pressung auf die Zahnflanke pro Rotorumdrehung reduziert, was zu einer verringerten Relativbewegung führt.

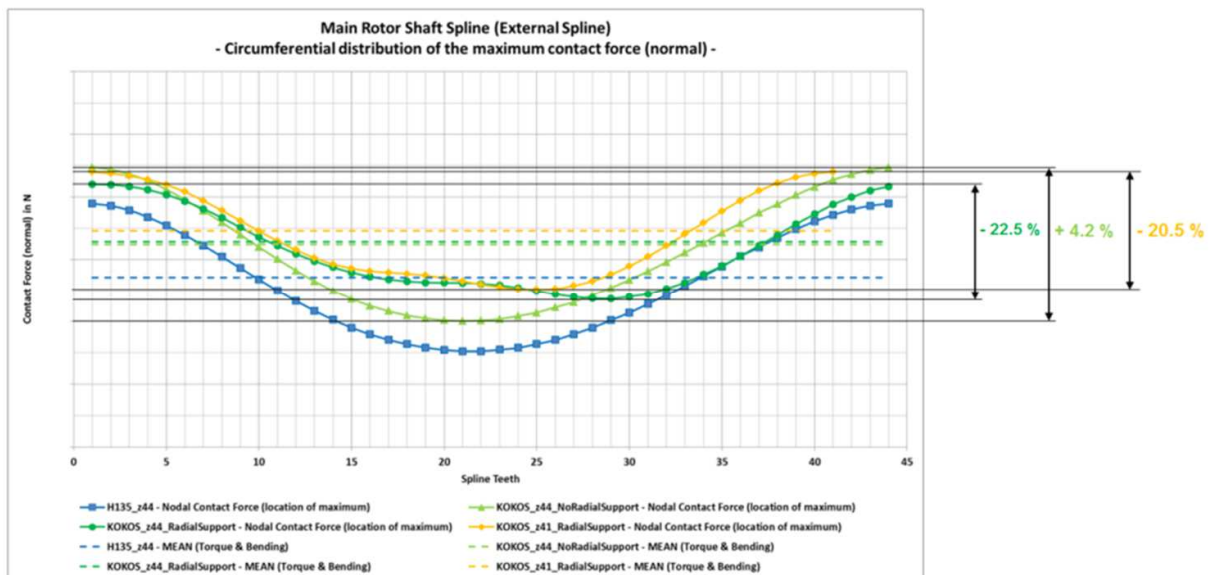


Abbildung 13: Analyse der Belastungen auf die Zahnwelle

C.3.10.1.2 Höherfestes Material / Höhere Härte

Fünf Materialien wurden im Rahmen von KOKOS als vielversprechende Rotormastmaterialien ausgewählt und einem Kleinproben-Testprogramm unterzogen (siehe Kapitel C.3.11). Eine Verbesserung der Zahnwelle ist dabei durch ein höherfestes oder gehärtetes Material möglich. Eine Berechnung des Sicherheitsfaktors bzgl. zulässiger Zahnwellenpressung zeigt, dass mit Material M.3 höhere Sicherheiten erzielt werden können als mit Nitrokarburiertem Material M.2 (siehe Tabelle 2). Diese Sicherheiten wären mit Material M.4 und Material M.5 noch höher. Unter anderem aufgrund der höheren Materialkosten von M.4 und M.5 wurde letztendlich dennoch das Material M.3 als neues Rotormastmaterial ausgewählt.

| | M.1 | M.2 (gehärtet) | M.3 |
|--|-------------|----------------|------------|
| Zugfestigkeit R_m [MPa] | 960 | 1030 | 1200 |
| Streckgrenze $R_{p0.2}$ [MPa] | 790 | 885 | 1100 |
| Oberflächenhärte [HRC] | 30-38 | ~50 (gehärtet) | 40-45 |
| P_{lim} | 100% | 134% | 139% |
| Qualitativer Sicherheitsfaktor im Vergleich zu EC135 bei Limitlasten | -- schlecht | + gut | ++ sehrgut |

Tabelle 2: Sicherheitsfaktor für verschiedene Rotormastmaterialien

C.3.11 Verbesserung Material

Im Rahmen des Forschungsvorhabens wurden verschiedene Werkstoffe ausgewählt (siehe Tabelle 3).

| Material: | M.1 | M.2 | M.3 | M.4 | M.5 |
|------------------|---------------|----------------|---------------|------|---------------|
| R_m [MPa] | 960 | 1030 | 1200 | 1930 | 1655 |
| $R_{p0.2}$ [MPa] | 790 | 885 | 1100 | 1450 | 1517 |
| Härte [HRC] | 30..38 | 30..38 | 40..45 | 53 | 47 |
| Dehnung [%] | L 12% T 9% | L 12% T 10% | L 10% T 7% | 11% | L 10% T 8% |

Tabelle 3: Werkstoffe und Werkstoffdaten

Ziel der Untersuchung war es, die Eignung der genannten Materialien als Rotormastmaterial zu ermitteln. Dafür wurden folgende Kleinproben tests durchgeführt:

- Statischer Zugversuch: 2 Proben pro Material
- Biegeumlauf: 6 Proben pro Material
- Biegeumlauf mit Kerbe: 6 Proben pro Material
- Rissfortschritt: 4 Proben pro Material

C.3.11.1 Statischer Zugversuch

Im Zugversuch wurden die Prüflinge mit definierter Querschnittsfläche auf einer Prüfmaschine bis zum Bruch getestet. Die statischen Zugproben wurden nach DIN 50125 – A 8 x 40 gefertigt. Der Aufbau der Probe ist in Abbildung 14 dargestellt.

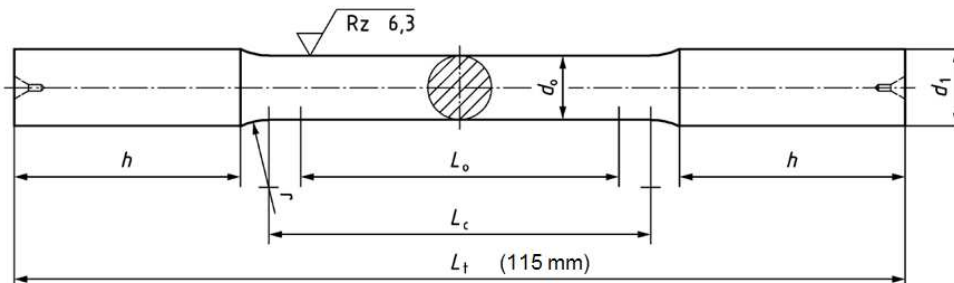


Abbildung 14: Geometrie der Zugprobe nach DIN 50125

M.4 zeigt dabei die höchste Zugfestigkeit und die höchste Streckgrenze, im Gegensatz dazu auch die kleinste Bruchdehnung in Bezug auf alle getesteten Materialien. Der Stahl M.1 zeigt die höchste Bruchdehnung.

C.3.11.2 Biegeumlauf und Biegeumlauf mit Kerbe

Die rotierenden Biegeproben wurden nach DIN50113 1982-03 gefertigt. Die Geometrie ist in Abbildung 15 dargestellt.

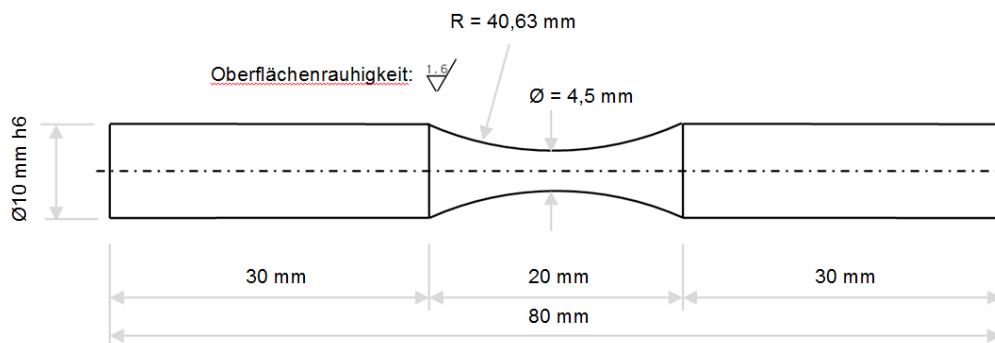


Abbildung 15: Geometrie der rotierenden Biegeprobe nach DIN50113 1982-03

Die Prüflinge wurden auf einer Prüfmaschine für rotierende Biegeumlaufproben mit jeweils unterschiedlichen zyklischen Lasten beaufschlagt und bis zum Bruch getestet, um eine Wöhlerlinie zu generieren.

Die Biegeproben mit Kerbe wurden ebenfalls nach DIN50113 1982-03 gefertigt. Zusätzlich wurde im Bereich des kleinsten Querschnittes ein umlaufender simulierter „Kratzer“ eingebracht. Die Geometrie des simulierten Schadens ist in Abbildung 16 dargestellt.

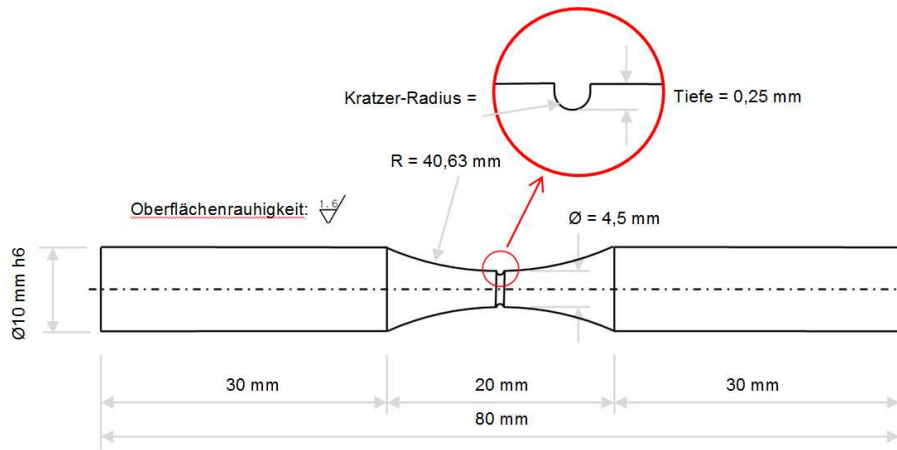


Abbildung 16: Geometrie der rotierenden Biegeprobe nach DIN50113 1982-03 mit eingebrachter Kerbe

C.3.11.3 Rissfortschritt

Die Größe der Testkörper ist in Abbildung 17 definiert. Jeder Testkörper hat einen gezielt eingebrachten Riss, der unter zyklischen Belastungen wächst. Die Tests wurden unter zyklischer Beanspruchung mit einem Spannungsverhältnis $R = -1$ durchgeführt.

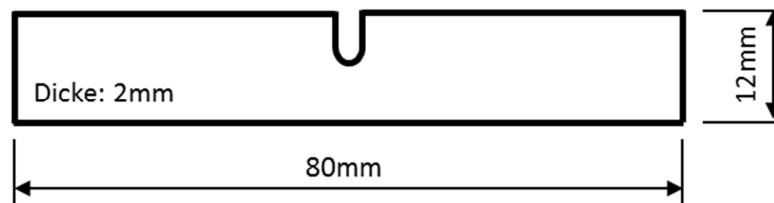


Abbildung 17: Probenkörperdimensionen

Die Rissausbreitung wurde über die Dauer des Tests überwacht und die Versuchsdaten in einem entsprechenden Risswachstumsdiagramm dargestellt, in dem die Risswachstumsgeschwindigkeit da/dN als Funktion der Schwingbreite des Spannungsintensitätsfaktors ΔK gezeigt wird. Unterhalb eines Schwellwertes ist keine Rissausbreitung messbar. Oberhalb dieses Wertes steigt die Rissgeschwindigkeit stetig an, in diesem Bereich kann der Zusammenhang zwischen Risswachstumsgeschwindigkeit da/dN und Spannungsintensitätsfaktors ΔK mit dem Paris Gesetz beschrieben werden.

Die Ergebnisse der Tests zeigen, dass Material M.3 die höchste Risswachstumsgeschwindigkeit und den kleinsten Schwellwert der Rissausbreitung ΔK_{th} in Bezug auf alle getesteten Materialien besitzt. Ziel des gezeigten Vergleichs der getesteten Materialien und der angepassten Risswachstumskurven an die NASGRO Funktion ist, die Auswahl des Rotormast Materials für zukünftige Programme zu unterstützen. Die Materialinformationen sollen als Basis für Rissfortschrittsuntersuchungen an bestehenden Bauteilen genutzt werden, um Vorhersagen zum Risswachstum bei detektierten Rissen in der Flotte treffen zu können.

C.3.11.4 Fazit Verbessertes Material

Für den Einsatz im Rotormast werden vielfältige Anforderungen an die Materialien gestellt. Neben der statischen Festigkeit des Materials sind gute Ermüdungseigenschaften bei gleichzeitig guten Rissfortschrittseigenschaften notwendig.

Die Untersuchungen haben gezeigt, dass vor allem die Materialien M.5 und M.4 ausgezeichnete statische Kennwerte besitzen. Auf der anderen Seite zeigen die Rissfortschrittsuntersuchungen jedoch, dass diese Materialien vergleichsweise schlechte Eigenschaften im Bereich Risswachstum besitzen. Die Ergebnisse für das Material M.1 / M.3 zeigen gute Ermüdungseigenschaften in Kombination mit sehr guten Rissfortschrittseigenschaften. Daher sind insbesondere diese Materialien gut für den Einsatz bei Rotormasten geeignet, da ggf. Risse frühzeitig bei Inspektionen erkannt werden können. Der Unterschied zwischen den Wärmebehandlungszuständen M.1 und M.3 zeigt sich hauptsächlich in den statischen Kennwerten und der Härte des Materials. Die Werte für die Streckgrenze liegt dabei für das Material M.3 ca. 20% höher als für das Material M.1. Aufgrund der Ausgewogenheit der Festigkeitseigenschaften sowie der geringeren Kosten im Vergleich zu M.4 und M.5 wurde daher das Material M.3 für den KOKOS Rotormasten gewählt.

C.3.12 Maßnahmen Verbesserung Distanzrohr

Das Distanzrohr (siehe Abbildung 18) ist ein Titan-Bauteil, welches Primär die folgenden Funktionen erfüllt:

- Axiale Kraftübertragung (Kräfte kommend von Rotormast, Sammelrad und Vorspannung durch die Rotormastmutter)
- Verdrehsicherung des inneren Lagerrings des oberen Mastlagers (z.B. durch Wälzlagerwandern)
- Axiale Fixierung des inneren Lagerrings (z.B. aufgrund axialer Kräfte durch Verformung des Rotormastes)

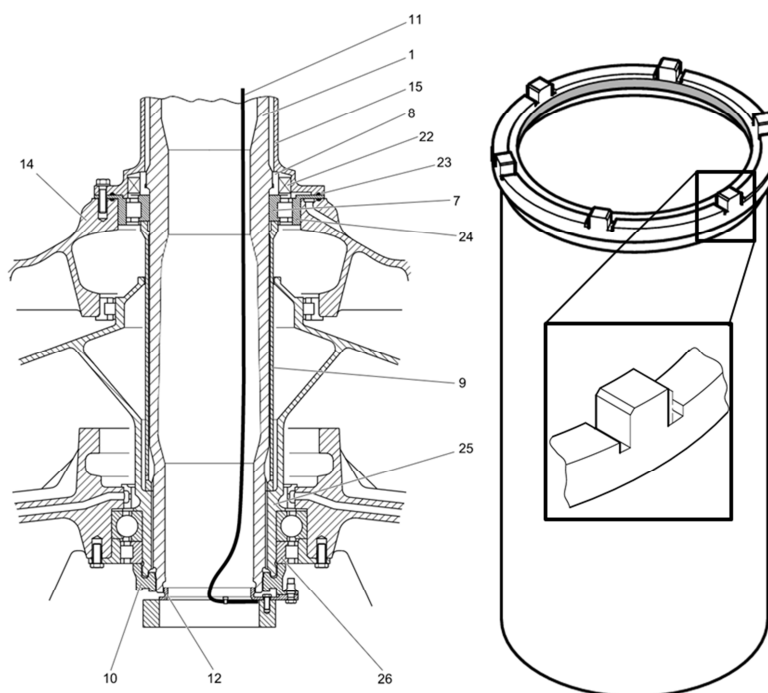


Abbildung 18: Distanzrohr und Distanzrohr-Nasen (Pos. 9)

Das Bauteil unterliegt einem Verschleiß, weswegen Inspektionen nötig sind und das Bauteil ersetzt werden muss.

Der Nasenverschleiß ergibt sich insbesondere aus den folgenden Gründen:

1. Relativbewegung des Rotormastlagers gegenüber dem Distanzrohr aufgrund von Rotormast-Durchbiegung (siehe Abbildung 19).
2. Anpressen der Nasen an das Rotormastlager aufgrund der Torsion des Rotormastes und der dadurch erzwungenen Torsion des Distanzrohres, sowie aufgrund Wälzlagewanderns
3. Verlust an Vorspannung und dadurch erhöhte Relativbewegung
4. Materialeigenschaften (weiches Titan vs. gehärteten Stahl)

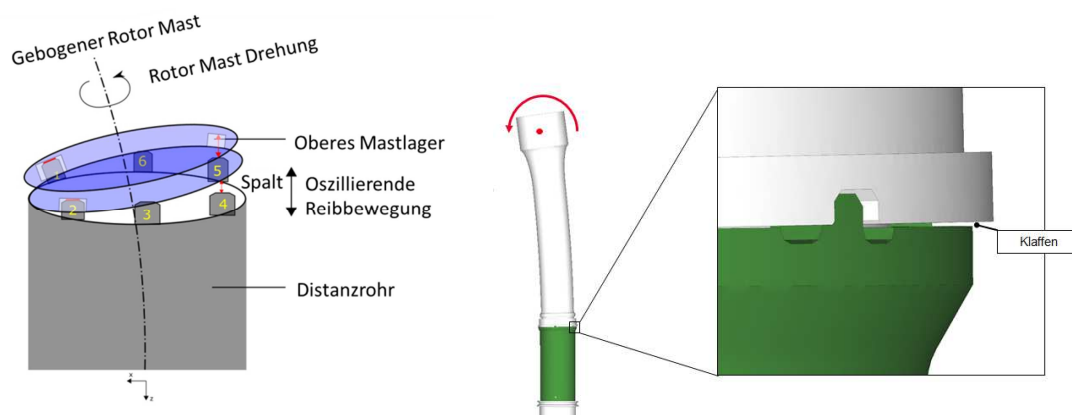


Abbildung 19: Oszillierende Reibbewegung durch Rotormastbiegung

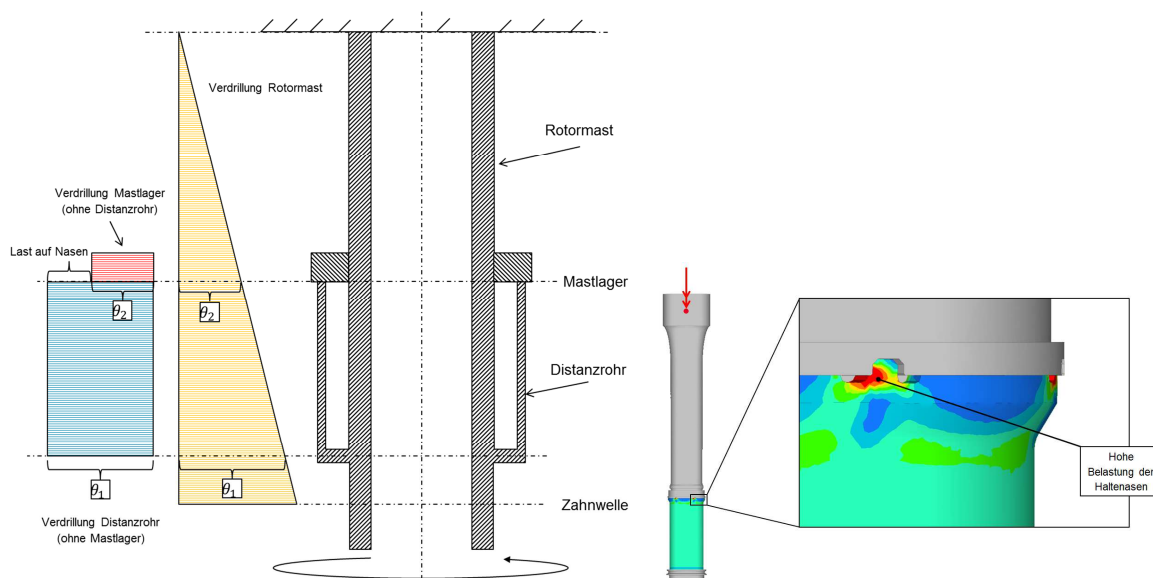


Abbildung 20: Verdrehung von Rotormast und Distanzrohr

Die untersuchten Maßnahmen werden in zwei Kategorien unterteilt (Vermeidung Distanzrohr und Verbesserung Distanzrohr), deren Ergebnisse im Folgenden genauer gezeigt werden:

C.3.12.1 Vermeidung Distanzrohr

Die Komponenten zur Lagerung des Rotormasts im Hauptgetriebe wurden einer grundlegenden Systemanalyse bestehend aus Kräften, Lastflüssen und Funktionen unterzogen und ein Lastenheft erstellt. Eine Vielzahl an Varianten zur Vermeidung des Distanzrohres wurden aufgestellt und eine erste Bewertungsmatrix erzeugt. Von insgesamt 22 Konzepten wurden im weiteren Verlauf insbesondere drei Konzepte untersucht.

1. Lagerlauf auf Hülse (aufgepresst auf Rotormast)
2. Lager und Rotormast mit Oktaeder Profil
3. Lager und Rotormast mit Zahnwelle

C.3.12.1.1 Lagerlauf auf Hülse

Bei dieser Maßnahme wird die innere Lauffläche des Lagers durch einen größeren aufgepressten Ring ersetzt. Die axiale Kraftausleitung der Vorspannung oder negativen Rotorpushs erfolgt über einen neuen axialen Absatz zwischen Rotormast und Sammelwelle. Um ein axiales verrutschen der Hülse zu vermeiden bleibt der obere Absatz am Rotormast bestehen und die Hülse wird daran mittels eines Sicherungsrings gesichert.

Zur Geometriebestimmung der Hülse wurde die Wanderneigung bzw. deren Unterbindung anhand Forschungsvorhaben Nr. 479 I, II und IV der FVA (Forschungsvereinigung für Antriebssysteme) abgeschätzt. Das Wandern tritt demnach bereits bei relativ niedrigen Lasten auf, was durch eine raupenförmige Verformung des Lagerringes erklärt werden kann. Diese Raupen wandern ähnlich einer Welle in einem Teppich (siehe Abbildung 21).

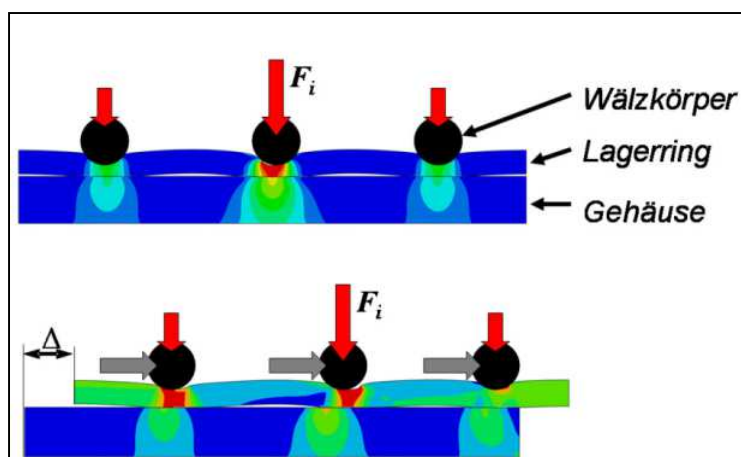


Abbildung 21: Wandereffekt durch lokale Deformation (Quelle: FVA Forschungsvorhaben Nr. 479 I, Dipl.-Ing. Eduard Aul, Dipl.-Ing. Volkhard Walther)

Die Bestimmung der Geometrie der Hülse wurde unter Berücksichtigung der folgenden Parameter durchgeführt

- Wälzlager und -Körpergeometrie
- Wälzkörperlasten
- Rotormastgeometrie am Lager
- Hülsen-Wandstärke und Breite
- Übermaß und Reibung zwischen Rotormast / Hülse
- Elastizitätsmodul Rotormast und Hülse
- Lastspektrum KOKOS (Abdeckung von 95% aller Lastfälle)

Anhand einer erstellten Excel-Berechnungsvorschrift konnte die Grobgeometrie der Hülse berechnet und anschließend über das Programm SimWag 2.1Z88 überprüft werden (Das Programm entstand innerhalb der Forschungsarbeiten der FVA und erlaubt eine parametrisierte FE-Berechnung von Lagerringen auf Wandern).

Allerdings zeigten sich folgende Nachteile des Konzeptes:

- Sehr hohes Gewicht
- Starke Presspassung, gefügt mit hohen Temperaturen und dadurch Gefahr für Verlust der Härte der Lagerlaufbahn
- Inspektion erfordert Abziehen der Hülse, dadurch werden starke Beschädigungen im kritischen Rotormastbereich erwartet, alternativ könnte die Hülse abgefräst/abgedreht werden, was sich aufgrund der darüber befindenden Baugruppen (Taumelscheibe) als unpraktikabel erweist (die Taumelscheibe könnte erst nach entfernen der Hülse demontiert werden).

C.3.12.1.2 Lager und Rotormast mit Oktaeder Profil

Bei dieser Maßnahme wurde eine Möglichkeit untersucht, den Lager-Innenring mittels Formschluss zum Rotormast am Verdrehen zu hindern. Aufgrund des begrenzten Bauraums wurde ein Oktaeder als radiale Sicherung gegen Verdrehen gewählt. Als axiale Sicherung wird ein geteilter Ring verwendet, der mit dem Lager verschraubt wird. Die Oktaeder-Geometrie hat vergleichsweise geringen Einfluss auf die Bauteilspannungen und erlaubt das axiale Verschrauben des geteilten Ringes mit dem Lager-Innenring.

Nachteilig der Lösung per Oktaederprofil ist, dass die Dichtlippe für die Dichtung aufgrund der Innensechskantschraubenköpfe sehr schmal ausfällt und der Bauraum nicht ausreicht, einen Radius bzw. eine Fase zum aufschieben des Dichtringes vorzusehen. Zudem muss beim Verschleiß der Dichtringlauffläche das komplette Lager getauscht werden. Gegen Korrosion sollte zudem ein Dichtmittel über die Schrauben und den geteilten Ring aufgebracht werden, sodass sich keine Flüssigkeit sammeln kann. Dieses müsste vor Demontage wieder entfernt werden, was tendenziell zu Kratzern bzw. Schadstellen führen könnte.

C.3.12.1.3 Lager und Rotormast mit Zahnwelle

Bei dieser Lösung wird anstatt eines Oktaeders eine Zahnwelle zur radialen Festlegung des Lagerinnenringes verwendet. Das Design wird mithilfe eines Gewindes axial an einem Absatz mit Zahnwelle am Rotormast verspannt und axiales Spiel verhindert. Die Sicherung des Gewindes erfolgt durch ein Sicherungsblech mit Formschluss zwischen Mutter und Lagerinnenring. Die Räumung der Zahnwelle im Lagerinnenring wirkt sich hierbei negativ auf die Kosten aus. Auch die Herstellung der Mutter zeigt sich als herausfordernd, da trotz geringer Wandstärke deren Außenfläche gehärtet werden muss (Laufbahn des Dichtringes), das Gewinde aber nicht. Aufgrund des beengten Bauraumes ist zudem ein Feingewinde notwendig, das aufgrund der hohen Selbsthemmung mit einem hohen Moment angezogen werden müsste. Das Anziehmoment muss aufgrund des beengten Bauraumes wiederum mit einem Spezialwerkzeug aufgebracht werden.

Aufgrund der Schwierigkeit der Fertigung der Zahnwelle mit dem verwendeten Material hat sich dieses Konzept allerdings als nicht wirtschaftlich herausgestellt.

C.3.12.2 Verbesserung Distanzrohr

Zur Verbesserung des Distanzrohres wurden mehrere Konzepte erarbeitet von denen schließlich zwei Varianten hier vorgestellt werden.

- Variante 1: Flexibles Distanzrohr
- Variante 2: Torsionsweiches Distanzrohr

C.3.12.2.1 Variante 1: Flexibles Distanzrohr

Bei dieser Variante ist das gesamte Distanzrohr biegeweich. Über FE-Berechnungen wurde ein optimales Design iteriert, bei dem die Endpunkte der Aussparungen als möglichst große Ellipsen ausgeführt werden, da dort die höchsten Spannungen auftreten. Aufgrund der Biegeweichheit kann die Vorspannung durch die Mastmutter jedoch nicht über die flexiblen Elemente übertragen werden. Daher wurde ein axialer Absatz eingeführt, über den die Axiallasten schon vor der flexiblen Geometrie in den Rotormast ausgeleitet werden können.

Beim Einbau des Distanzrohres wird die Sicherung gegen axiales Verrutschen des oberen Mastlagers durch den Federeffekt der elastischen Elemente des Distanzrohres erzeugt. Hierbei wird das Distanzrohr um ca. 2,5 mm gestaucht, muss aber zusätzlich eine weitere Verformung um bis zu +/- 0.4mm ertragen können. Diese ergibt sich aus den Fertigungstoleranzen der Bauteile, welche die geometrische Vorspannung des Distanzrohres bestimmen. Dadurch war entweder die Verwendung von Titan, oder aber die Einführung einer Shim-Scheibe nötig. Da die Shim-Scheibe als zweigeteilter Ring ausgeführt werden müsste, wurde Titan als Material verwendet.

Mittels FE-Analyse wurde gezeigt, dass auch bei hoher Biegebelastung kein Klaffen mehr entstehen kann, da sich das Distanzrohr aufgrund der Biegeweichheit mit dem Rotormasten mitbewegt. Bei hoher Torsionsbelastung zeigt sich zudem, dass die Belastung an den Haltenasen gering bleibt. Aufgrund der niedrigen Torsionssteifigkeit werden anstatt ca. 18% beim bisherigen Design nur <1% der Torsionslasten über das Distanzrohr übertragen.

Die prinzipielle Geometrie ist in Abbildung 22 dargestellt.

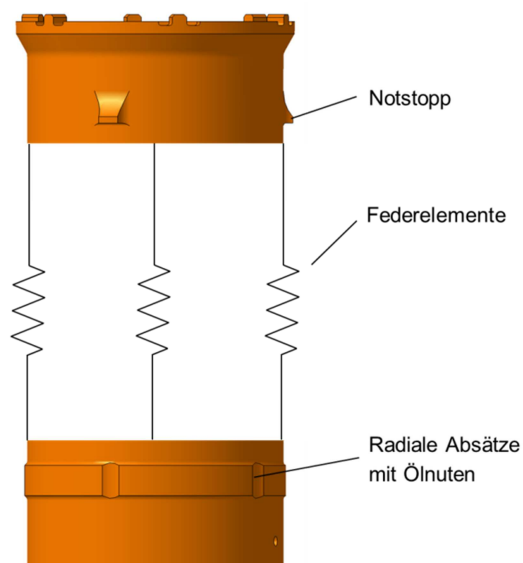


Abbildung 22: Prinzipielle Geometrie des Biege-/Torsionsweichen Distanzrohres

C.3.12.2.2 Variante 2: Torsionsweiches Distanzrohr

Anhand Variante 2 sollte der Einfluss der Torsionsweichheit auf den Nasenverschleiß untersucht werden. Verschiedene Ausschnitte zur Reduktion der Torsionssteifigkeit des Distanzrohres wurden erarbeitet, wobei die in Abbildung 23 gezeigte Ausschnittform gewählt wurde. Auch für diese Variante wurde als Material Titan anstatt Stahl verwendet, um die Torsionssteifigkeit weiter zu reduzieren. Durch diese Maßnahme wurde eine um ca. 70% geringere Torsionssteifigkeit im Vergleich zum derzeitigen Design erreicht. Aufgrund der zusätzlich vergrößerten Nasenflächen ergibt sich insgesamt eine Reduktion der Flächenpressung auf die Nasen um insgesamt ca. 80% im Vergleich zum derzeitigen Design. Zusätzlich ergibt sich eine Gewichtsreduktion von ca. 100g (ca. 9% Reduktion). Der Vorteil dieser Variante besteht darin, dass weiterhin die Vorspannung durch die Mastmutter durch das gesamte Bauteil übertragen werden kann, und somit kein zusätzlicher axialer Absatz am Rotormast notwendig ist.

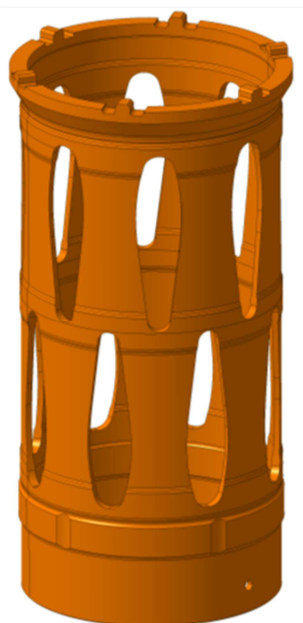


Abbildung 23: Geometrie des Torsionsweichen Distanzrohres

C.3.13 Validierung

Zur Validierung der Untersuchungsergebnisse wurden mehrere Prüfstandläufe mit folgender Konfiguration durchgeführt:

| Prüflauf | Komponenten |
|-------------------|---|
| 1. (Referenztest) | <ul style="list-style-type: none"> • EC135 Hauptgetriebe • EC135 Rotormast • EC135 Distanzrohr • EC135 Silber Ring |
| 2. | <ul style="list-style-type: none"> • EC135 Hauptgetriebe • KOKOS Rotormast • KOKOS Distanzrohr (Variante 1) • KOKOS Silber Ring |

-
- 3.
- EC135 Hauptgetriebe
 - KOKOS Rotormast (aus Prüflauf 2)
 - KOKOS Distanzrohr (Variante 2)
 - KOKOS Silber Ring
-

Tabelle 4: Prüfläufe

Jeder Prüflauf bestand aus drei Testabschnitten, welche unterschiedliche Belastungssituationen simulierten. Die theoretische Gesamtdauer jedes Prüflaufs war 37 h 48 min, die tatsächliche Testzeit lag bei ca. 60 h mit ca. 1,6 mio Rotor-Umdrehungen. Die Belastung der Bauteile entsprach dabei mehr als 2400 Flugstunden.

Im Referenztest konnte ein Schaden an den Distanzrohrnasen repliziert werden (siehe Abbildung 24).

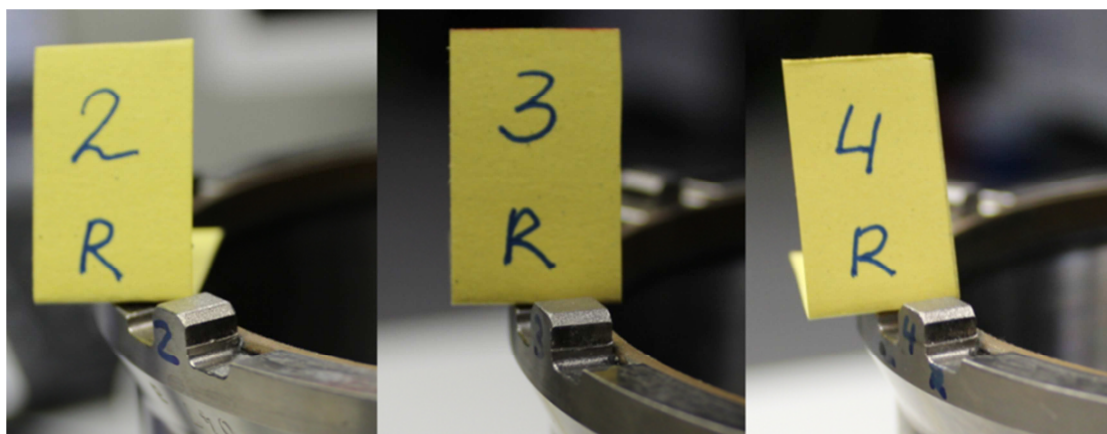


Abbildung 24: Referenzbauteil: Nasen nach finalem Testabschluss

Distanzrohr Variante 1 zeigte nach dem Test keinen Verschleiß bzw. nur sehr leichte Kontaktsuren an den Nasen (siehe Abbildung 25).

Insgesamt waren Distanzrohr, Silbering und Rotormast nach Prüflauf 2 in sehr gutem Zustand, wodurch die getroffenen Annahmen und die korrekte Funktionsweise bestätigt wurden.

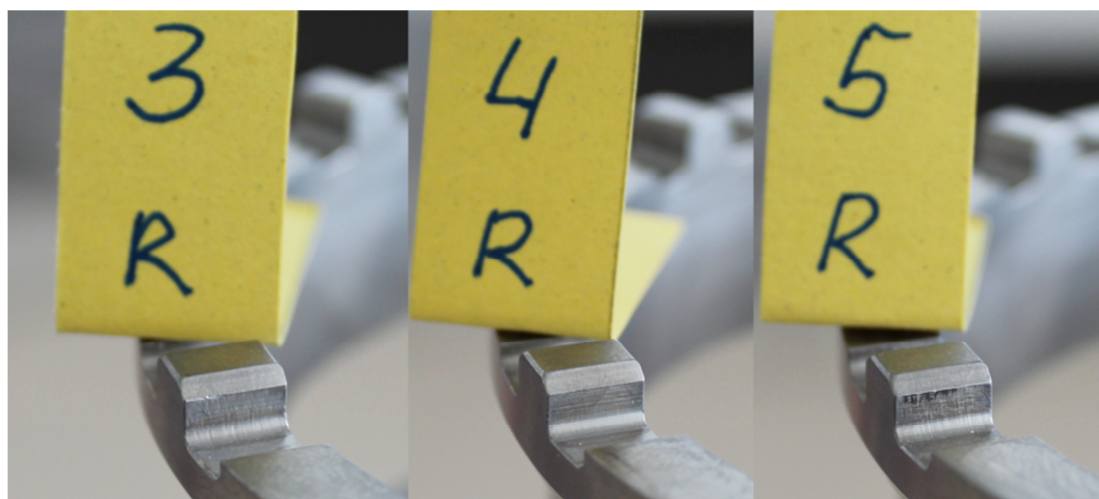


Abbildung 25: Variante 1: Nasen nach Prüflauf 2

Distanzrohr Variante 2 zeigte nach dem Test entgegen den Erwartungen ähnlichen Verschleiß der Nasen wie der Referenztest (siehe Abbildung 26). Die Flächenpressung auf die Nasen (die im Falle von Variante 2 durch Reduzierung der Torsionssteifigkeit sowie Vergrößerung der Nasenflächen reduziert wurde) konnte damit als Hauptursache für den beobachteten Verschleiß nicht bestätigt werden.

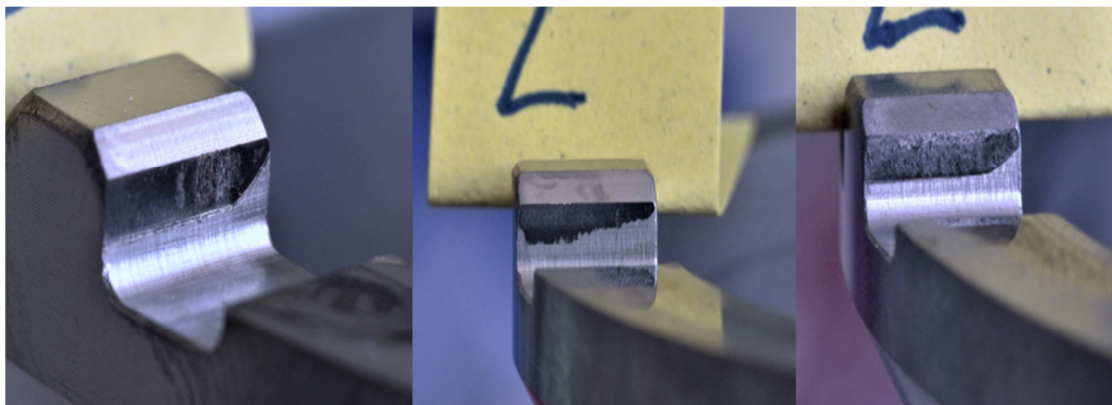


Abbildung 26: Variante 2: Nasen Lastflanke

D. Nutzen und Verwertbarkeit

Im Segment der leichten und mittelschweren Hubschrauber mit zwei Motoren, hat sich in den vergangenen Jahren die Marktsituation deutlich verändert. Der Kostendruck und die Leistungsanforderungen an die Produkte von AIRBUS Helicopters steigen kontinuierlich. Für die zukünftige Wettbewerbsfähigkeit von neuen Hubschrauberprogrammen und Weiterentwicklungen bestehender Muster, konnte das Forschungsprojekt KOKOS einen entscheidenden Beitrag leisten.

Mit dem AP 1 ist es gelungen die Systeme eines leichten zweimotorigen Hubschraubers und deren Schnittstellen neu auszutarieren und den gestiegenen Anforderungen anzupassen. Durch Nutzung des digitalen Modells konnten neue Konzepte entwickelt, vorhandene Ansätze überprüft und bestehende Systeme adaptiert werden. Weiterhin wurden die Systemkomponenten bzw. deren Anordnung auf Übereinstimmung mit den neusten Zulassungsanforderungen bzw. deren neuester Auslegungsrichtlinie überprüft und bei Bedarf angepasst. Hieraus entstand ein Architekturkonzept für ein fortschrittliches dynamisches System, welches als Basis für die Entwicklung eines neuen Hubschraubermusters dienen kann.

Im Rahmen des AP 2 führten die technologischen Untersuchungen bzw. die iterative Vorgehensweise zum einen zu einer kosteneffizienten Fertigung der Rotorblätter und zum anderen zu einer systematischen Erarbeitung eines sicheren Prozessfensters. Aufgrund der Tatsache, dass in dem Forschungsvorhaben neben dem Rotorblatt und der Steuertüte auch Teilsysteme betrachtet wurden, konnte hier ein Gesamtsystemansatz verfolgt werden. So konnten auch Herausforderungen an den verschiedenen Interfaceschnittstellen (z.B. Rotorblatt zum Drillsteuerelement) identifiziert werden. Insgesamt gesehen konnte damit erreicht werden, dass die Forschungsergebnisse sehr zielorientiert und somit einen klaren Bezug zu einer Anwendungsplattform aufweisen.

Die im Rahmen des AP3 erarbeiteten Maßnahmen erlauben zum einen eine Reduktion der Wartungskosten der H135, zum anderen eine weitere Reduktion der Wartungs- und Herstellkosten für ein zukünftiges Antriebssystem. So konnte z.B. auf Basis der erarbeiteten Ergebnisse bereits ein Serienprojekt zur Kostenreduktion durch Erhöhung der Überholungsintervalle und Erhöhung der Lebensdauern gestartet werden.

Eine der Grundvoraussetzungen für die positiven Ergebnisse aus den drei Arbeitspaketen war das erweiterte Verständnis für die entstehenden Wechselwirkungen der verschiedenen Architekturen und Komponenten untereinander, so dass letztendlich das Vorhaben mit zum Erhalt und Ausbau der Gesamtsystemfähigkeit im dynamischen System eines Hubschraubers beitragen konnte.

Durch das Vorhaben konnte außerdem die Ausbildung und Förderung des wissenschaftlichen Nachwuchses durch die direkte Zusammenarbeit zwischen Forschungsinstituten und der Industrie realisiert werden.

Damit wurde das gesetzte Ziel des Forschungsprojektes erreicht. Insgesamt hat das Forschungsvorhaben KOKOS die Firma Airbus Helicopters wesentlich dabei unterstützt, in einem anspruchsvollen Wettbewerbsumfeld die Position als Entwickler und Integrator im dynamischen System zu stärken.

E. Fortschritte bei anderen Stellen

Während der Durchführung des Projektes gab es auch von anderen Hubschrauberherstellern und Forschungseinrichtungen Bestrebungen zu den im Projekt behandelten Themen.

F. Veröffentlichungen

Im Projektzeitraum fanden keine öffentliche Vorträge bzw. Veröffentlichungen durch Airbus Helicopters statt

Berichtsblatt

| | | |
|--|---|--|
| 1. ISBN oder ISSN --- | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht | |
| 3. Titel KOKOS Kostenoptimiertes Gesamtkonzept eines dynamischen Hubschraubersystems | | |
| 4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Steger, Justus Meierling, Philipp Fiek, Johannes Koenemann, Thorsten | 5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.07.2020 | 6. Veröffentlichungsdatum --- |
| | 7. Form der Publikation --- | |
| | 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Airbus Helicopters Deutschland GmbH Industriestr. 4 86609 Donauwörth | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) 53107 Bonn | | 9. Ber. Nr. Durchführende Institution --- |
| | | 10. Förderkennzeichen 20H1505A |
| | | 11. Seitenzahl 45 |
| 16. Zusätzliche Angaben --- | | 13. Literaturangaben --- |
| | | 14. Tabellen 4 |
| | | 15. Abbildungen 26 |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) --- | | |
| 18. Kurzfassung Das Forschungsprojekt KOKOS hatte zum Ziel das dynamische System eines Hubschraubers hinsichtlich Leistung und Kosten zu optimieren. Hierzu wurden auf Vergleichsbasis einer H135 innovative Technologien und Konzepte zur Herstellung der Rotor- und Getriebekomponenten erarbeitet. Zunächst wurden Untersuchungen zur Gesamtarchitektur des dynamischen Systems angestellt, um die zukünftige Integrationsfähigkeit der Komponentenentwicklungen, der Rotorblätter, der Steuertüten und Getriebe zu einem harmonisierten und effizienten Gesamtkonzept für ein dynamisches Hubschraubersystem sicherzustellen. Für die Komponenten Rotorblatt und Steuertüte des BMR-Rotors wurden Preform/Injektions- und Infusionsverfahren untersucht und zu einem hohen Reifegrad gebracht. Insbesondere für die versuchstechnische Festlegung von Prozessfenstern konnten stabilen Prozessketten definiert werden. Ein weiterer Schwerpunkt bildete die Generierung von Konzepten zur Reduzierung der Herstellkosten eines Getriebes. Neben Designanpassungen für eine verbesserte Kraftübertragung bei den fluglastübertragenden Elementen (Rotormast, Lagerung, Streben), wurden auch neuen Materialien für den Rotormast untersucht. Abgeschlossen wurden die Aktivitäten mit einem Versuch auf einem Prüfstand. | | |
| 19. Schlagwörter Hubschrauber, dynamische System, Getriebe, Rotorblatt, Steuertüte, Preform/Injektions-Verfahren, Infusionsverfahren, Herstellungskosten, Lager, Streben, Rotormast | | |
| 20. Verlag --- | 21. Preis --- | |

Document Control Sheet

| | |
|--|--|
| 1. ISBN or ISSN --- | 2. type of document (e.g. report, publication) Final Report |
| 3. title KOKOS Cost-optimized overall concept of a dynamic helicopter system (Kostenoptimiertes Gesamtkonzept eines dynamischen Hubschraubersystems) | |
| 4. author(s) (family name, first name(s)) Steger, Justus Meierling, Philipp Fiek, Johannes Koenemann, Thorsten | 5. end of project 31.07.2020 6. publication date --- 7. form of publication --- |
| 8. performing organization(s) (name, address) Airbus Helicopters Deutschland GmbH Industriestr. 4 86609 Donauwörth | 9. originator's report no. --- 10. reference no. 20H1505A 11. no. of pages 45 |
| 12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) 53107 Bonn | 13. no. of references --- 14. no. of tables 4 15. no. of figures 26 |
| 16. supplementary notes --- | |
| 17. presented at (title, place, date) --- | |
| 18. abstract <p>The aim of the KOKOS research project was to optimize the dynamic system of a helicopter in terms of performance and costs. For this purpose, innovative technologies and concepts for manufacturing the rotor and gear components were developed based on a comparison with the H135 helicopter. First of all, investigations were carried out on the overall architecture of the dynamic system in order to ensure the future integration capability of component developments, the rotor blades, the control cuffs and gears into a harmonized and efficient overall concept for a dynamic helicopter system. For the rotor blade and control cuff of the BMR rotor, preform / injection and infusion processes were examined and brought to a high level of maturity. In particular, a stable method could be defined for the experimental production process. Another focus was the development of concepts to reduce the manufacturing costs of the main gearbox. Design adjustments and new materials were investigated in order to improve all elements (rotor mast, bearings, struts), which transfer the flight loads within a gearbox. The activities were concluded with an experiment on a test bench.</p> | |
| 19. keywords helicopter, dynamic system, gearbox, rotor blades, control cuff, preform / injection process, manufacturing cost, infusion process, bearings, struts, rotor mast | |
| 20. publisher --- | 21. price --- |