

# Landewerkskonstruktion für die Integration von Brennstoffzellen in ein UAV

Landing gear design for integration of fuel cells into a UAV

Wissenschaftliche Arbeit zur Erlangung des Grades Bachelor of Science (B.Sc.) an der  
Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München

**Themensteller**

Prof. Ilkay Yavrucuk  
Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie

**Betreut von**

Victor Zappek, M.Sc.

**Eingereicht von**

Leon Greiner

**Immatrikulations-Nr.**

03730199

**Dokumenten-Nr.**

HT-BA 272/2023

**Eingereicht am**

Garching, den 20. Dezember 2023

# **Erklärung**

Hiermit erkläre ich, Leon Greiner, gegenüber dem Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie der Technischen Universität München, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit 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 20. Dezember 2023

A handwritten signature in black ink that reads "Leon Greiner". The signature is fluid and cursive, with "Leon" on the top line and "Greiner" on the bottom line, slightly overlapping.

## Kurzfassung

Die vorliegende Bachelorarbeit befasst sich mit der Konstruktion eines Landewerks zur Integration eines [Batterie-Wasserstoff-Hybridsystems](#) in die unbemannte eVTOL Flugdrohne [AREA](#). Die Arbeit beginnt, nachdem der Stand der Technik und die theoretischen Grundlagen erörtert wurden, mit einer umfassenden Anforderungsanalyse, die alle notwendigen technischen und funktionalen Anforderungen abdeckt. Anschließend wurde die Konstruktion unter Verwendung der [CAD](#)-Software [CATIA](#) V5 durchgeführt. Die Entwurfsphase umfasste zunächst die Erstellung von drei verschiedenen Konzepten, von denen das beste für die detaillierte Ausarbeitung ausgewählt wurde. Die Konstruktion wurde stets im Hinblick auf die festgelegten Anforderungen durchgeführt. Um die Lastfestigkeit und das Resonanzverhalten zu überprüfen, wurden umfangreiche Simulationen und Analysen mittels der [Finite-Elemente-Methode](#) in [CATIA](#) durchgeführt. Das resultierende Landewerk erfüllt alle gestellten Anforderungen und zeichnet sich durch seine Kompaktheit, Leichtigkeit und Wirtschaftlichkeit aus. Dadurch bildet diese Arbeit die Grundlage für eine wasserstoffbetriebene [AREA](#) und leistet somit einen bedeutenden Beitrag zur Erforschung alternativer Antriebssysteme und Konzepte in der Luftfahrt.

# Abstract

The present bachelor thesis focuses on the design of a landing gear for the integration of a Battery-Hydrogen Hybrid System into the unmanned eVTOL drone [AREA](#). After discussing the state of the art and theoretical foundations, the study commences with a comprehensive requirement analysis that covers all necessary technical and functional demands. The design was then constructed using the [CAD](#) software [CATIA](#) V5. The design phase began with the development of three distinct concepts, from which the best was chosen for detailed elaboration. The design process consistently considered the predefined requirements. To verify load-bearing capacity and resonance behavior, extensive simulations and analyses were conducted using the Finite element method within [CATIA](#). The resulting landing gear meets all set requirements and is distinguished by its compactness, lightness, and cost-efficiency. Consequently, this thesis lays the foundation for a hydrogen-operated [AREA](#), contributing significantly to the exploration of alternative propulsion systems and concepts in aviation.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abkürzungen und Symbole</b>	<b>III</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>V</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>VII</b>
<b>1. Einleitung und Motivation</b>	<b>1</b>
<b>2. Stand der Technik</b>	<b>2</b>
2.1. eVTOL Luftfahrt . . . . .	2
2.1.1. Geschichte . . . . .	2
2.1.2. Gegenwart und Zukunft . . . . .	3
2.1.3. Vergleich zu gewöhnlichen Helikoptern . . . . .	4
2.1.4. Energieversorgungssysteme . . . . .	6
2.1.5. Anforderungen an eVTOL Landewerke . . . . .	8
2.2. Leichtbau in der Luftfahrt . . . . .	8
2.2.1. Materialien . . . . .	9
2.2.2. Konstruktive Leichtbauprinzipien . . . . .	10
2.3. Grundlagen der AREA . . . . .	11
2.3.1. Antrieb- und Rotorsystem . . . . .	11
2.3.2. Energieversorgungssystem . . . . .	13
2.3.3. Avionik . . . . .	14
2.3.4. Landewerk . . . . .	15
<b>3. Theoretische Grundlagen</b>	<b>16</b>
3.1. Leistungsrechnung im Schwebeflug . . . . .	16
3.1.1. Strahltheorie . . . . .	16
3.1.2. Blattelementenmethode . . . . .	18
3.2. Resonanzphänomene . . . . .	19
3.3. Finite-Elementen-Methode . . . . .	21
<b>4. Methodik</b>	<b>23</b>
4.1. Anforderungsanalyse . . . . .	25
4.2. CAD-Konstruktion . . . . .	25
4.3. Simulation und Analyse . . . . .	26
<b>5. Anforderungsanalyse</b>	<b>29</b>
5.1. Integration des Batterie-Wasserstoff-Hybridsystems . . . . .	29
5.2. Masse und Schwerpunktlage . . . . .	30

## Inhaltsverzeichnis

5.3. Lasten . . . . .	35
5.4. Vibrationen und Resonanzen . . . . .	35
5.5. Zusammenfassung . . . . .	36
<b>6. Entwurf und Konstruktion</b>	<b>37</b>
6.1. Verifizierung des bestehenden AREA CAD-Modells . . . . .	37
6.2. Konzeptionierung . . . . .	39
6.2.1. Konzept 1: Vertikale Brennstoffzellen & untenliegende Tanks . . . . .	39
6.2.2. Konzept 2: Vertikale Brennstoffzellen & seitliche Tanks . . . . .	40
6.2.3. Konzept 3: Horizontale Brennstoffzellen & obenliegende Tanks . . . . .	40
6.2.4. Technische Konzeptbewertung . . . . .	41
6.3. Detailentwurf . . . . .	42
6.3.1. Tankfixierung . . . . .	43
6.3.2. LiPo-Fixierung . . . . .	44
6.3.3. Montageplatte . . . . .	44
6.4. Fertigung . . . . .	47
6.5. Baugruppen- und Ordnerstruktur . . . . .	47
<b>7. Simulationen und Analysen</b>	<b>49</b>
7.1. Festigkeitsanalyse des Landegestells . . . . .	49
7.2. Festigkeitsanalyse der Aluminium- und CFK-Platte . . . . .	50
7.3. Festigkeitsanalyse und Optimierung der Montageplatte . . . . .	52
7.4. Frequenzanalyse . . . . .	52
<b>8. Schlussfolgerung und Ausblick</b>	<b>54</b>
<b>A. Anhang</b>	<b>55</b>
A.1. Fertigungszeichnungen . . . . .	55
A.2. Schwerpunktlagenberechnung . . . . .	62
A.3. Bilder . . . . .	63
<b>Literatur</b>	<b>64</b>

# Abkürzungen und Symbole

## Akronyme

AREA	Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes (Autonomer Drehflügler für extreme Flughöhen)
BW-HS	Batterie-Wasserstoff-Hybridsystem
CAD	Computer Aided Design (Computerunterstütztes Konstruieren)
CATIA	Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application (CAD-Software)
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
eVTOL	Electric Vertical Take-Off and Landing aircraft (Elektrisch senkrecht startendes/landendes Luftfahrzeug)
FCC	Flight control computer (Flugsteuerungsrechner)
FCPM	Fuel-Cell-Power-Module (Brennstoffzellenmodul)
FEM	Finite-Elemente-Methode
FML	Faser-Metall-Laminate
FPGA	Field programmable gate array (feldprogrammierbare Gatter-Anordnung)
GLARE	Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy (Glasfaserverstärktes Aluminium)
GPS	Global positioning system (globales Positionsbestimmungssystem)
LiPo	Lithium-Polymer-Akkumulator
MTOW	Maximum Takeoff Weight (Maximales Abfluggewicht)
NC	Numerical Control (Numerische Steuerung)
POM	Power output module (Leistungsmodul)
PVC	Polyvinylchlorid
SoC	State of charge (Ladezustand)
SoH	State of health (Gesundheitszustand)
UAM	Urban air mobility (Urbane Luftmobilität)
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (Unbemanntes Luftfahrzeug)
V/STOL	Vertical and/or short take-off and landing aircraft (Senkrecht und/oder kurz startendes/landendes Luftfahrzeug)
VTOL	Vertical Take-Off and Landing aircraft (Senkrecht startendes/landendes Luftfahrzeug)

## Symbole

$A$	Rotorfläche
$B$	Blattspitzenverlustfaktor
$CG_x$	Schwerpunktlage in x-Richtung
$C_d$	Widerstandsbeiwert
$C_{d0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$D$	Luftwiderstand
$E$	Elastizitätsmodul
$F$	Kraft
$M_T$	Rotordrehmoment
$M_y$	Nickmoment
$N_R$	Rotoranzahl
$N_b$	Blattanzahl je Rotor
$P_0$	Profilnullleistung
$P_i$	induzierte Leistung
$P_{i,ideal}$	ideale induzierte Leistung
$R$	Rotorradius
$S$	Sicherheitsfaktor
$T$	Schub
$U$	Spannung
$\Omega$	Rotordrehzahl
$\Omega_{cr}$	kritische Rotordrehzahl
$\alpha$	Wärmeausdehnungskoeffizient
$\alpha_R$	Öffnungswinkel der Rotorwellen
$\kappa_{Int}$	Interferenz Korrekturfaktor
$\lambda_i$	induzierter Durchflussgrad
$g$	Fallbeschleunigung
$\nu$	Poissonzahl
$\omega_\zeta$	Schwenkeigenfrequenz
$\omega_x$	Längseigenfrequenz der Hubschrauberstruktur
$\omega_y$	Quereigenfrequenz der Hubschrauberstruktur
$\rho$	Dichte
$\rho_{msl}$	Luftdichte bei 0 m ISA
$\sigma$	Flächendichte
$\underline{K}_g$	Gesamtsteifigkeitsmatrix
$\vec{u}$	Verschiebung
$c$	Blatttiefe
$f_1$	hochfrequente Schwingungsform
$f_2$	niederfrequente Schwingungsform
$m$	Masse
$m_{ges}$	Gesamtmasse
$r_\perp$	Senkrechter Abstand zur Rotationsachse
$v$	Geschwindigkeit
$v_i$	induzierte Geschwindigkeit

# Abbildungsverzeichnis

2.1. Prominente eVTOL Projekte . . . . .	3
2.2. Investitionen in den Markt für eVTOLs von 2015 bis 2021 (in Millionen U.S. Dollar) . . . . .	4
2.3. Prognostizierte in Betrieb befindliche UAM Drohnen (in Tausend) . . . . .	4
2.4. Beispielhafte eVTOL Typen . . . . .	6
2.5. In der Industrie akzeptierter Mehraufwand für Leichtbau in € pro Kilogramm (nicht maßstabsgetreu) . . . . .	9
2.6. Umsatz mit Carbon-Verbundwerkstoffen weltweit nach Anwendung im Jahr 2017 (in Milliarden US-Dollar) . . . . .	10
2.7. CAD 3D-Rendering und Drahtmodell der AREA . . . . .	11
2.8. Antrieb- und Rotorsystem der AREA . . . . .	12
2.9. IE-SOAR 2.4 Brennstoffzelle, Luxfer L88C Gaszyylinder, IE-HFLW Wasserstoffregulator, Overlander LiPo 3300 mAh 6s . . . . .	13
2.10. Vorheriges Landework der AREA . . . . .	15
3.1. Modell der Strahltheorie im Schwebeflug . . . . .	17
3.2. Schwerpunktbewegung beim zweiblättrigen Rotor mit Schwenkbewegung . . . . .	20
3.3. Ein Beispiel von entkoppelten Hubschrauberstruktur- und Schwenkfrequenzen . . . . .	21
3.4. Vernetzungsbeispiel . . . . .	22
4.1. Systematische Herangehensweise für die Integration des BW-HS in die AREA . . . . .	24
4.2. Systematische Herangehensweise bei der FEM Berechnung . . . . .	27
5.1. Getriebehauptplatte Montagepunkte, Brennstoffzelle Montagepunkte . . . . .	30
5.2. Drehmoment-Nick-Kopplung . . . . .	31
5.3. Körperfestes Koordinatensystem der AREA . . . . .	31
5.4. Erforderliche Schwerpunktlage in Abhängigkeit der Gesamtmasse im Betriebsbereich	34
6.1. Erhaltene Komponenten der bestehenden AREA . . . . .	38
6.2. Konzept 1 . . . . .	39
6.3. Konzept 2 . . . . .	40
6.4. Konzept 3 . . . . .	40
6.5. Varianten der Tankfixierung: Spanngurt, Klettverschluss, Bandschelle . . . . .	43
6.6. Anbindungen an der Montageplatte . . . . .	45
6.7. Baugruppen- und Ordnerstruktur . . . . .	48
7.1. Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung des Landegestells . . . . .	49
7.2. Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung der Aluminiumplatte . . . . .	51
7.3. Verschiebung und Hauptspannung der CFK-Platte . . . . .	51

## *Abbildungsverzeichnis*

7.4. Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung der Montageplatte . . . . .	52
7.5. Entkoppelte Landewerk- und Schwenkeigenfrequenzen . . . . .	53
A.1. Technische Zeichnung der Distanzhülse . . . . .	55
A.2. Technische Zeichnung der Tankhalter . . . . .	56
A.3. Technische Zeichnung der Montageplatte . . . . .	57
A.4. Technische Zeichnung der LiPo-Montageplatte . . . . .	58
A.5. Technische Zeichnung des Landewerks . . . . .	59
A.6. Technische Zeichnung des Montageträgers . . . . .	60
A.7. Gesamtzeichnung mit Stückliste . . . . .	61
A.8. Matlab Live Script zur Schwerpunktlagenberechnung in Abhängigkeit der Gesamtmasse im Betriebsbereich . . . . .	62
A.9. Landewerk und Gesamtansicht . . . . .	63

# Tabellenverzeichnis

2.1. Vergleich von gewöhnlichen Helikoptern versus eVTOLs . . . . .	5
5.1. Massenbilanz und Massenverteilung der BW-HS AREA . . . . .	31
5.2. Parameter der AREA . . . . .	32
6.1. Stückliste der erhaltenen Komponenten der bestehenden AREA . . . . .	38
6.2. Technische Konzeptbewertung . . . . .	42
6.3. Analyse Materialauswahl: Aluminium versus CFK . . . . .	46
7.1. Längs- und Quereigenfrequenzen der AREA (in Hz) . . . . .	53

# 1. Einleitung und Motivation

Angesichts der drängenden Herausforderungen des Klimawandels besteht ein wachsender Bedarf an innovativen Lösungen, um die negativen Umweltauswirkungen in verschiedenen Lebensbereichen zu minimieren. Die Luftfahrt stellt einen solchen Bereich dar, in dem die Chancen zur Emissionsreduktion noch nicht voll ausgeschöpft sind. Außerdem wird davon ausgegangen, dass in Zukunft die Nachfrage an Luftfahrttransport, insbesondere durch den wachsenden Wohlstand in Schwellenländern, weiter steigen wird. Daher ist die Entwicklung alternativer Antriebssysteme in der Luftfahrt unerlässlich. [38, S. 87]

Die Elektrifizierung von Luftfahrzeugen hat sich als Schlüsseltechnologie herausgestellt, um emissionsfreies Fliegen zu ermöglichen. Insbesondere im Segment der **VTOL (Vertical Take-Off and Landing)** Luftfahrzeuge sind in den letzten Jahren signifikante Fortschritte erzielt worden. Elektrische VTOLs (**eVTOLs**) bieten nicht nur den Vorteil der Emissionsreduktion, sondern weisen auch weitere Vorteile gegenüber konventionell kraftstoffangetriebenen Luftfahrzeugen auf. Sie sind besonders im Bereich der urbanen Luftmobilität (**UAM**) geeignet. Dies hat dazu geführt, dass sowohl Start-ups als auch etablierte Unternehmen vermehrt in diesen Markt eintreten [40]. Die treibenden Kräfte hinter diesen Fortschritten sind hauptsächlich auf die Entwicklung effizienterer Batterietechnologien, sowie fortschrittlicherer Antriebssystemen zurückzuführen [38, S. 4].

Herkömmliche **eVTOLs** werden ausschließlich mit Batterien betrieben, dies ist aufgrund der benötigten hohen Leistungen beim Starten, Landen und Schwebeflug, durch die hohe Leistungsdichte von Batterien, auch sinnvoll. Aber Batterien sind aufgrund ihrer geringen Energiedichte in Bezug auf Reichweite und Nutzlast limitiert. Durch die höhere Energiedichte eines Wasserstoffsystems lässt sich durch ein Hybridsystem aus Brennstoffzelle und Batterie eine längere Flugdauer und höhere Nutzlast, sowie eine gleichbleibend gute Flugleistung realisieren. [35, S. 1765]

Das **AREA (Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes)** Projekt der Technische Universität München ist ein batteriebetriebenes **eVTOL**, das für den Einsatz in extremen Höhen bis zu 9000 Metern ausgelegt ist. Es ist als Synchropter oder Flettner-Doppelrotor **UAV (Unmanned Aerial Vehicle)** konzipiert und wiegt etwa 40 kg. Die Anwendungsbereiche reichen von Such- und Rettungsaktionen bis hin zur Umweltüberwachung. [31]

Der Fokus dieser Arbeit liegt auf der Entwicklung und Implementierung eines neuen Landewerks für die Integration eines **BW-HS (Batterie-Wasserstoff-Hybridsystems)** in die bestehende **AREA**, so dass Flugdauer und Reichweite erhöht wird. Die zentrale Herausforderung in dieser Arbeit besteht darin, ein Landewerk zu konzipieren, das alle Wasserstoffkomponenten sicher und mit geringstmöglicher Masse integriert und sowohl allen auftretenden dynamischen Belastungen standhält, als auch wirtschaftlich und zeiteffizient herstellbar ist.

## 2. Stand der Technik

Das Kapitel Stand der Technik gibt einen umfassenden Einblick in die wesentlichen technischen Aspekte, die für diese Arbeit von Bedeutung sind. Zunächst werden die Grundlagen der eVTOL Luftfahrt erläutert. Weiterhin wird der Leichtbau in der Luftfahrt behandelt, und schließlich die Grundlagen der AREA näher beleuchtet, die als Fundament dieser Arbeit dient.

### 2.1. eVTOL Luftfahrt

Die eVTOL Luftfahrt repräsentiert einen zukunftsweisenden Schritt in der Luftfahrttechnologie und bietet Möglichkeiten, den Luftverkehr in urbanen und regionalen Gebieten sowie für spezielle Anwendungen neu zu gestalten. In diesem Kapitel wird ein Überblick über die eVTOL Luftfahrt gegeben, beginnend mit ihrer Geschichte, Gegenwart und Zukunft, gefolgt von einem Vergleich zu herkömmlichen Helikoptern, den verschiedenen Energieversorgungssystemen und schließlich den spezifischen Anforderungen an eVTOL Landewerke.

#### 2.1.1. Geschichte

Die Geschichte der eVTOLs zeigt die technologische Entwicklung in diesem Bereich und basiert zum großen Teil auf der Geschichte nicht elektrisch betriebener VTOLs. Bereits in den 1920er Jahren experimentierte Henry Ford mit Konzepten für Flugautos und entwickelte Prototypen für einsitzige Flugzeuge. Diese frühen Versuche endeten jedoch oft in Misserfolgen, etwa durch Abstürze oder fehlende Finanzierung. In den 1950er Jahren führte das US-Militär Projekte wie den Avrocar, einer fliegenden Untertasse ähnelndem VTOL Flugzeug, das jedoch aufgrund von Stabilitätsproblemen eingestellt wurde. Paul Moller begann in den 1960er Jahren mit der Entwicklung von VTOLs. Einem frühen Prototyp dieses Projekts gelang es 1967 einige Meter über dem Erdboden zu schweben. Im weiteren Verlauf der 1960er und 1970er Jahre wurde das Versuchsfugzeug Hawker P.1127, ein sogenanntes V/STOL (vertical and/or short take-off and landing aircraft) in England entwickelt, es war der Vorreiter der heutigen, ebenfalls senkrecht start- und landefähigen, F-35. Boeing investierte in den 1980er Jahren 6 Millionen US-Dollar in das Sky Commuter-Programm und entwickelte drei VTOL Prototypen, bevor das Programm abgebrochen wurde. [10, S. 6076][14][26]

## 2. Stand der Technik

Zum ersten Mal erlangten elektrische VTOLs öffentliche Aufmerksamkeit im Jahre 2009. Die NASA präsentierte mit dem Puffin ein eVTOL Konzept mit einem MTOW von gerade mal 272 kg [27]. Entwickelt von dem Ingenieur Mark Moore im Rahmen seiner Doktorarbeit, unterschied sich dieses Design deutlich von herkömmlichen Luftfahrzeugen. Nachdem das Konzept auf YouTube vorgestellt wurde, erfreute es sich rasch großer Beliebtheit und zog innerhalb kürzester Zeit hunderttausende Zuschauer an. Moore betonte in wissenschaftlichen Publikationen die Vorzüge des elektrischen Antriebs, insbesondere dessen hohe Effizienz, geringen Gewichts und umweltfreundliche Eigenschaften. Erst im letzten Jahrzehnt hat die Technologie der eVTOLs signifikante Fortschritte gemacht, sodass es mit Unternehmen wie Volocopter, Airbus und Lilium, konkrete Pläne für den Einsatz von eVTOLs in den kommenden Jahren gibt. [26][28]

### 2.1.2. Gegenwart und Zukunft



(a) Volocopter Volocity [45]



(b) CityAirbus [2]

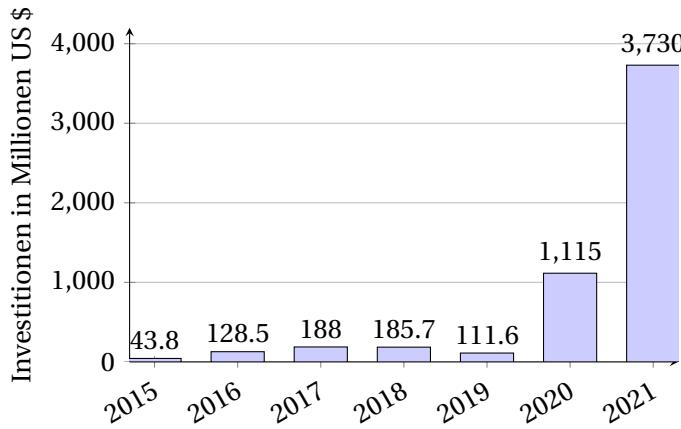
**Abbildung 2.1.:** Prominente eVTOL Projekte

Aktuell zeigt sich aufgrund technologischer Entwicklungen und den Herausforderungen des Klimawandels ein verstärktes Interesse an elektrifizierten Drehflüglern [38, S. 4]. Die absoluten Investitionen in den eVTOL Markt im Jahr 2021 waren im Vergleich zum Vorjahr über 300 % höher, im Jahr 2020 fast sogar das Zehnfache im Vergleich zu 2019 (siehe Abbildung 2.2).

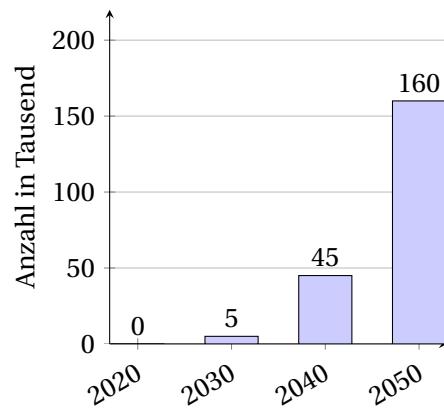
Im Bereich der eVTOLs liegt ein Schwerpunkt auf kommerziellen Anwendungen, insbesondere im Kontext der **UAM (Urban air mobility)**. Bis November 2020 wurden weltweit bereits 95 elektrische UAM Projekte verzeichnet und das Interesse an eVTOL wächst weiterhin [19, S. 5–7]. Es wird prognostiziert, dass bis zum Jahr 2050 die UAM mit 160.000 operierenden Drohnen einen festen Bestandteil des alltäglichen Lebens darstellen wird (siehe Abbildung 2.3). Zukünftig wird erwartet, dass UAM hauptsächlich drei Anwendungen bedient: Lufttaxis in dicht besiedelten Städten (City Taxi), sowie Flughafen Shuttles (Airport Shuttle) für einen schnelleren Transfer und Verbindungen über längere Distanzen zwischen Städten (Inter City). Die City Taxis und Airport Shuttles zielen auf kürzere Distanzen von 15 bis 50 km ab, wie es beispielsweise von Unternehmen wie Volocopter mit ihrem Modell Volocity oder Airbus mit dem CityAirbus angestrebt wird (siehe Abbildung 2.1) [46][3]. Inter City Flüge hingegen decken längere Strecken von 50 bis 200 km ab, ein Bereich, in dem sich das Unternehmen Lilium, mit Sitz bei München, engagiert. Auch die Paketzustellung mittels Luftransport vom Paketzentrum zum Empfänger in urbanen Gebieten, die sogenannte Last-Mile

## 2. Stand der Technik

Aerial Delivery, ist eine intensiv verfolgte Anwendung. Die Herausforderung hier besteht vor allem darin, die dafür benötigte Logistik bereitzustellen. [19, S. 7][13, S. 40–45]



**Abbildung 2.2.:** Investitionen in den Markt für eVTOLs von 2015 bis 2021 (in Millionen U.S. Dollar); Datenquelle: [40]



**Abbildung 2.3.:** Prognostizierte in Betrieb befindliche UAM Drohnen (in Tausend); Datenquelle: [19, S. 10]

Doch die Technologie hat das Potenzial, weit darüber hinaus, einen signifikanten Einfluss auf öffentliche Dienste zu nehmen. In den kommenden Jahrzehnten könnten eVTOLs in einer Vielzahl von Szenarien eine Schlüsselrolle spielen. Sie könnten beispielsweise in der Brandbekämpfung eingesetzt werden, insbesondere in schwer erreichbaren Gebieten, um die Effizienz der Löscharbeiten zu steigern. Auch im Bereich der öffentlichen Sicherheit haben sie die Möglichkeit zur Überwachung beizutragen und so die Arbeit der Sicherheitskräfte zu unterstützen. In Situationen, in denen jede Sekunde zählt, wie bei Such- und Rettungsaktionen in unwegsamem Gelände, wären eVTOLs in der Lage durch ihre Schnelligkeit und Flexibilität lebensrettende Vorteile zu bieten. Außerdem könnten sie in der Katastrophenhilfe für schnelle Erkundungsmissionen und zur Lieferung von Hilfsgütern eingesetzt werden. Interessanterweise könnte die Einführung von eVTOLs in diesen öffentlichen Diensten sogar schneller erfolgen als in kommerziellen Anwendungen, was ihre gesellschaftliche Relevanz zusätzlich unterstreicht. [13]

### 2.1.3. Vergleich zu gewöhnlichen Helikoptern

Obwohl eVTOLs und herkömmliche Helikopter in ihrer Grundfunktion ähnlich erscheinen, abgesehen von dem elektrischen Antrieb, gibt es signifikante Unterschiede in ihrer Konstruktion, Funktionsweise und Anwendung. In diesem Abschnitt werden die charakteristischen Merkmale beider Fluggeräte gegenübergestellt und analysiert. Eine grundlegende Übersicht aller signifikanten Unterschiede lässt sich aus der Tabelle 2.1 entnehmen.

## 2. Stand der Technik

	<b>Gewöhnliche Helikopter</b>	<b>eVTOLs</b>
<b>Antrieb</b>	Verbrennungsmotor (Kolbenmotor/Wellenturbine)	Elektromotor
<b>Energiequelle</b>	Kraftstoff (Benzin/Kerosin)	Batterie/Wasserstoff/ Superkondensatoren/...
<b>Reichweite<sup>1</sup></b>	ca. 600-800 km	bis zu 300 km
<b>Kosten<sup>1</sup></b>	Höher	Niedriger
<b>Lärmpegel<sup>1</sup></b>	Höher	Niedriger
<b>Sicherheit<sup>1</sup></b>	Niedriger	Höher

**Tabelle 2.1.:** Vergleich von gewöhnlichen Helikoptern versus eVTOLs; <sup>1</sup>Prognosen; Datenquelle: [28, S. 3] und [13, S. 24]

Ein hervorzuhebender Vorteil ist die deutlich reduzierte Lärmbelästigung, die eVTOLs für den Betrieb in städtischen Umgebungen besonders geeignet macht. Es wird angenommen, dass durch die Elektrifizierung der Lärmpegel nur ein Viertel dessen zu herkömmlichen Helikoptern beträgt. [28, S. 3][13, S. 24]

Ein weiterer Faktor sind die prognostizierten geringeren Kosten der Anschaffung von eVTOLs im Vergleich zu gewöhnlichen Helikoptern, vorwiegend durch den kosteneffizienteren Antrieb. Zudem kann angenommen werden, dass die laufenden Kosten für den Betrieb eines eVTOLs erheblich geringer sind. Während bei herkömmlichen Helikoptern die Instandhaltung einen Großteil der Betriebskosten ausmacht, fällt dieser Anteil voraussichtlich bei elektrischen Senkrechtstartern deutlich niedriger aus. Dies ist hauptsächlich auf den elektrischen Antrieb und die weniger komplexe Mechanik zurückzuführen. [28, S. 3][13, S. 24]

Hinsichtlich Betriebssicherheit und Zuverlässigkeit gelten eVTOLs ebenfalls als besonders vorteilhaft. Ihre Handhabung ist weniger komplex und durch einen hohen Grad an Automatisierung werden Pilotenfehler minimiert. Außerdem ist die Redundanz bei elektrischen Systemen einfacher und vielschichtiger zu implementieren als bei klassischen Wellen-Turbinen Helikoptern, so können zum Beispiel einfacher und wirtschaftlicher mehrere Elektromotoren oder Batterien verwendet werden, als mehrere Turbinentreibwerke. Das ermöglicht es eVTOLs auch alternative Rotorkonfigurationen einfacher umzusetzen, sodass es eine breite Palette unterschiedlicher eVTOL Typen gibt (siehe Abbildung 2.4). Im Gegensatz dazu weisen herkömmliche Hubschrauber in der Regel eine Hauptrotor-Heckrotor-Konfiguration auf. Einige Modelle ähneln klassischen Quadrooptern, während andere über noch mehr Rotoren verfügen. Es gibt auch Designs mit festen Flügeln und kippbaren Rotoren, beziehungsweise unabhängige Rotoren für horizontalen und vertikalen Schub. Bei anderen Varianten können die festen Rotoren allesamt mit dem Flügel gekippt werden. Deshalb ist auch die Ausfallsicherheit durch die Verwendung mehrerer Rotoren/Motoren erhöht. Im Falle eines einzelnen Rotorausfalls ermöglichen die übrigen Rotoren noch eine sichere und kontrollierte Landung, dieses ist bei einem Einrotor-Helikopter nicht der Fall. [28, S. 3][43, S. 7][13, S. 24]

## 2. Stand der Technik

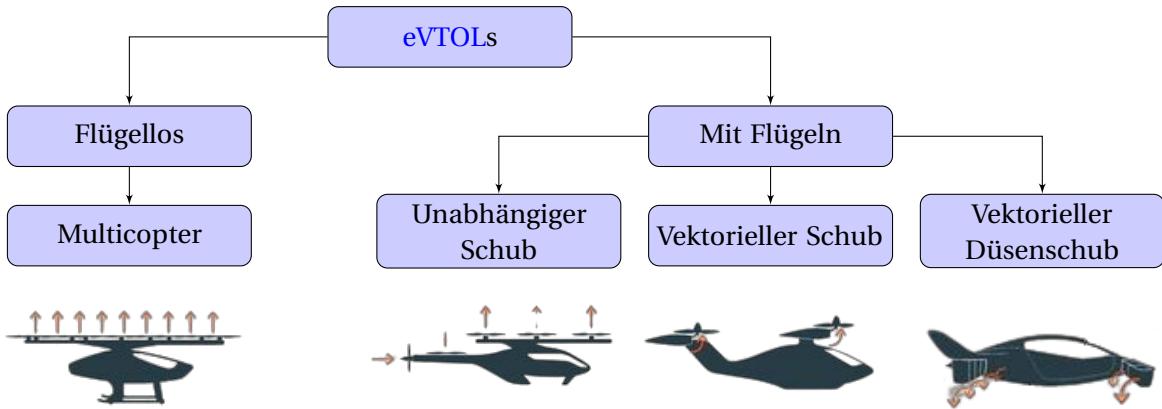


Abbildung 2.4.: Beispielhafte eVTOL Typen; angepasst aus [48]

Allerdings gibt es auch Einschränkungen, vor allem was die Reichweite und die Transportkapazität betrifft. Während traditionelle Helikopter für Langstreckenflüge von bis zu 800 km ausgelegt sind, wird für eVTOLs meist kürzere Strecken von bis zu 300 km prognostiziert. Heutige UAM Projekte haben sogar teilweise nur eine Reichweite von deutlich unter 100 km [3][46]. [28, S. 2]

### 2.1.4. Energieversorgungssysteme

Die Energieversorgung von elektrischen Senkrechtstartern spielt eine entscheidende Rolle für ihre Leistungsfähigkeit und Anwendbarkeit, insbesondere durch die begrenzte Reichweite, die sie im Vergleich zu herkömmlichen Helikoptern aufweisen [13, S. 9]. Aktuell stützen sich die meisten eVTOLs auf Batterietechnologie, wobei auch die Brennstoffzellentechnologie zunehmend an Bedeutung gewinnt [35, S. 1766]. Zwar existieren andere potenzielle elektrische Energieversorgungssysteme wie Superkondensatoren oder Photovoltaik, jedoch werden diese aufgrund ihrer geringen Relevanz im Kontext dieser Arbeit nicht weiter behandelt.

Als potenzielle Übergangslösung bis zur vollständigen Marktreife voll elektrischer Systeme werden Hybridantriebe in Erwägung gezogen, die durch eine Gasturbine unterstützt werden. Es gibt mehrere Konzepte solch ein Hybridsystem zu realisieren, zum einen kann mittels Gasturbine und Generator elektrische Energie erzeugt werden (Serieller Hybrid) oder Gasturbine und Elektromotor werden direkt an der Hauptrotorwelle mechanisch verbunden (Paralleler Hybrid). [1, S. 3–4]

Eine zusätzliche Herausforderung stellt die erforderliche Ladeinfrastruktur sowie ein darauf abgestimmtes Stromnetz dar, insbesondere wenn elektrische Luftfahrzeuge großflächig zum Einsatz kommen. [10, S. 6085]

## 2. Stand der Technik

### Batterietechnologie

Batterien sind elektrochemische Energiespeicher. Bei der Aufladung wird elektrische Energie in chemische Energie gewandelt und bei der Entladung chemische Energie in elektrische Energie. Das Kernstück jeder wiederaufladbaren Batterie, oft auch als Akku bezeichnet, ist die Sekundärzelle. Ein Batteriepack kann aus mehreren solcher Zellen zusammengesetzt sein. Jede Zelle setzt sich aus einer positiven Elektrode (Kathode<sup>1</sup>), einer negativen Elektrode (Anode<sup>1</sup>) und einem Elektrolyten zusammen. Dabei trennt der Elektrolyt die Kathode und die Anode physisch voneinander, je nach Beschaffenheit kann der Elektrolyt fest oder flüssig sein. Die Hauptfunktion des Elektrolyts besteht darin, den Ionen während des Lade- und Entladevorgangs einen Pfad zwischen Anode und Kathode zu bieten, während es gleichzeitig einen elektronischen Kontakt zwischen den Elektroden verhindert. Die Leerlaufspannung einer Zelle ergibt sich aus der Potentialdifferenz zwischen Kathode und Anode. Die Ausgangsspannung unter Last ist die Leerlaufspannung reduziert um das Produkt aus dem durchfließenden Strom und dem Zellwiderstand. Dabei sind die Potentiale und der Zellwiderstand, und somit auch die Ausgangsspannung, vom Ladungszustand (**SoC**) abhängig. Mit der Zeit verschlechtert sich die Leistungsfähigkeit eines Akkus: Der Zellwiderstand erhöht sich und sowohl die Elektroden als auch der Elektrolyt können degradieren. Dies führt zu einem Rückgang der Zell-Ausgangsspannung über die Lebensdauer des Akkus, was durch den Gesundheitszustand (**SoH**) beschrieben wird, der das Verhältnis der aktuellen Akkukapazität zur ursprünglichen Kapazität angibt. [51, S. 1–3]

Ein signifikanter Nachteil von Batterietechnologien im Vergleich zu Alternativen ist ihre geringere spezifische Energie. Bei in eVTOLs eingesetzten Batterien liegt diese typischerweise bei etwa 250 Wh/kg. Erfolgversprechende Weiterentwicklungen lassen jedoch erwarten, dass dieser Wert in der Zukunft auf über 600 Wh/kg steigen kann. [1, S. 5]

### Brennstoffzellentechnologie

Brennstoffzellen sind elektrochemische Energiewandler, die chemische Energie direkt in elektrische Energie umwandeln. Im Gegensatz zu Batterien, die eine begrenzte Menge an Energie speichern und entladen können, erzeugen Brennstoffzellen kontinuierlich Energie, solange ihnen Brennstoff und Oxidationsmittel zugeführt werden. Die grundlegende Funktionsweise einer Brennstoffzelle ähnelt der einer Batterie. Sie besteht aus zwei Elektroden, einer negativen Elektrode (Anode) und einer positiven Elektrode (Kathode), die durch einen Elektrolyten getrennt sind. Ein Brennstoff, typischerweise Wasserstoff, wird zur Anode geführt, während ein Oxidationsmittel, normalerweise Sauerstoff aus der Luft, zur Kathode geführt wird. An der Anode wird der Wasserstoff in Protonen und Elektronen aufgespalten. Die Elektronen fließen durch einen externen Stromkreis und erzeugen elektrische Energie, während die Protonen durch den Elektrolyten zur Kathode wandern. An der Kathode reagieren die Protonen und Elektronen mit dem Sauerstoff, um Wasser zu bilden, sodass dieses das einzige Abfallprodukt des Prozesses ist. Die konkrete Bauweise und verwendeten Materialien ist vom Typ der Brennstoffzelle abhängig. [25, S. 3–17]

---

<sup>1</sup>Beim Entladevorgang einer Batteriezelle

## 2. Stand der Technik

Es gibt auch eine Reihe an Herausforderungen im Kontext der Brennstoffzellen, so sind die Kosten noch recht hoch, Temperatur- und Feuchtehaushalt muss genau geregelt sein, um erhöhten Verschleiß zu vermeiden. Zudem ist die Wasserstoffspeicherung komplexer als bei herkömmlichem Kraftstoff. Die Forschung konzentriert sich darauf, diese technischen Schwierigkeiten zu überwinden und Brennstoffzellen zu einer wettbewerbsfähigen und nachhaltigen Energiequelle zu machen. Dafür hat die Brennstoffzelle den Vorteil, einer höheren spezifischen Energie, womit Reichweite und Nutzlast erhöht werden können. Wasserstoff hat bei einer Druckgasspeicherung von 700 bar und 293 K eine spezifische Energie von über 33 330 Wh/kg, wobei beim Vergleich mit der spezifischen Energie von Batterien, die Masse der Brennstoffzellen und der Tankspeicherung mit berücksichtigt werden muss. Dennoch kann sich der Einsatz von Brennstoffzellen insbesondere bei größeren und schwereren Luftfahrzeugen rentieren, da der relative Anteil von gespeicherten Wasserstoff im Verhältnis zur Masse von Tank und Brennstoffzelle mit zunehmender Größe steigt. [38]

### Batterie-Wasserstoff-Hybridsystem

Von besonderem Vorteil sind die **BW-HS**, da hier die hohe Energiedichte des Wasserstoffsystems mit der hohen Leistungsdichte der Batterie gepaart wird. Die Brennstoffzelle liefert dabei eine konstante Leistung, während die Batterie Spitzenlasten, beispielsweise beim Starten, abdeckt. Dies ermöglicht eine bessere Flugperformance und verlängert die Flugdauer. [35, S. 1765]

#### 2.1.5. Anforderungen an eVTOL Landewerke

Die Anforderungen an die Landewerke von **eVTOL** Luftfahrzeugen sind durch eine Reihe von variablen Faktoren geprägt, einschließlich der Veränderlichkeit der Aerodynamik, der Dynamik des Antriebsstrangs und der Eigenschaften der verwendeten Materialien. Diese Faktoren können dazu führen, dass die während des Betriebs wirkenden Kräfte weit über den statischen Lasten liegen, was für die Auslegung der einzelnen Komponenten von entscheidender Bedeutung ist. [4, S. 112]

Die größte Last erfährt ein Landewerk eines **eVTOLs** bei der Landung, dort kann es zu Landestößen von mehreren G kommen, die es unbeschadet verkraften muss. Im Falle eines Unfalls können sogenannte Crush Tubes, Wabenstrukturen oder Schäume als Energie absorbierende Elemente dienen. [34]

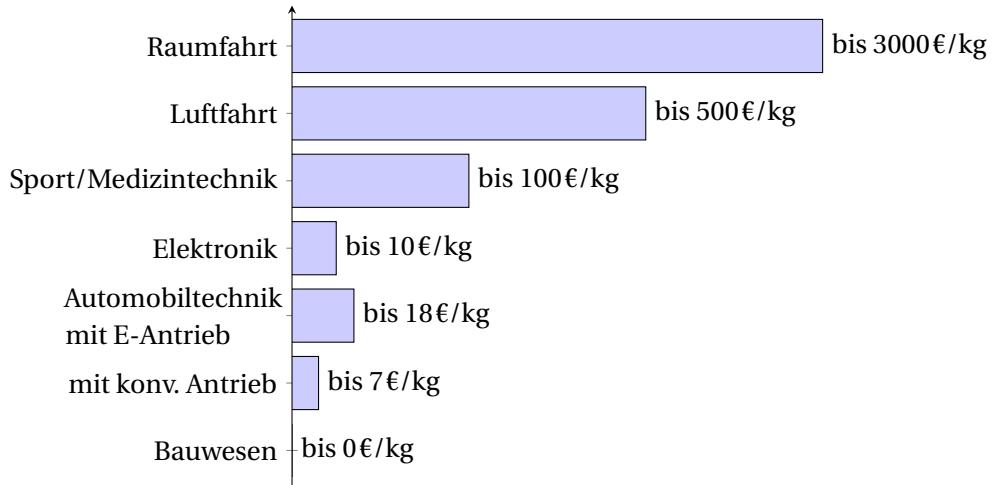
## 2.2. Leichtbau in der Luftfahrt

Der Leichtbau spielt in der Luftfahrt eine entscheidende Rolle, da die Massenreduktion eines Luftfahrzeugs die effektivste Methode zur Effizienzsteigerung ist. Ein Großteil der Leistung wird für die Überwindung des induzierten Widerstands benötigt, der vom Auftrieb und somit vom Gewicht

## 2. Stand der Technik

abhängig ist. Somit lässt sich mit geringerem Leergewicht effizienter fliegen und höhere Nutzlasten realisieren. Dadurch können die Umweltbelastungen reduziert und Kosten eingespart werden. Doch der Leichtbau umfasst mehr als nur die Massenreduktion, es müssen weitere zahlreiche Faktoren berücksichtigt werden, darunter Sicherheit, Herstellbarkeit, Kontrollierbarkeit, Montierbarkeit, Recycling und Wartbarkeit. [29, S. 10]

Leichtbau ist in der Regel mit zusätzlichen Aufwand verbunden, was zu höheren Entwicklungs- und Fertigungskosten führt. In der Luftfahrtbranche ist dieser akzeptierter Mehraufwand, im Vergleich zu anderen Branchen (siehe Abbildung 2.5), hoch, da das Leergewicht eines Luftfahrzeugs einen sehr großen Einfluss auf dessen Effizienz und Performance hat. [29, S. 9]



**Abbildung 2.5.:** In der Industrie akzeptierter Mehraufwand für Leichtbau in € pro Kilogramm (nicht maßstabsgerecht); Datenquelle: [29, S. 9]

### 2.2.1. Materialien

Einer der am häufigsten genutzten Materialien im Bezug auf Leichtbauweise in der Luftfahrt sind unter anderem Aluminium, Titan, Faserverbundwerkstoffe wie **Carbonfaserverstärkter Kunststoff (CFK)** und Superleichtlegierungen. Dabei findet vor allem **CFK** in der Luftfahrtindustrie immer mehr an Anwendung, gleichzeitig ist der Sektor Luft-, Raumfahrt & Verteidigung schon jetzt der größte Abnehmer von **CFK** in Bezug auf den Umsatz (siehe Abbildung 2.6). Aktuelle Flugzeuggenerationen weisen einen **CFK** Masseanteil von 50 % an ihrer Primärstruktur auf, moderne Helikopter erreichen sogar Masseanteile von bis zu 85 %. **CFK** hat den Vorteil etwa nur 55 % der Dichte von Aluminium und 20 % der Dichte von Stahl zu haben. Darüber hinaus zeichnet sich **CFK** durch außergewöhnlich hohe Festigkeits- und Steifigkeitswerte im Verhältnis zum Gewicht aus. Zudem bietet das Material eine hohe Beständigkeit gegen Korrosion und Ermüdung. Der entscheidende negative Aspekt sind die deutlich höheren Herstellungskosten. [49, S. 5] [29, S. 55] [20]

Es werden auch immer mehr der sogenannte Materialhybride verwendet, das heißt Materialien, die unterschiedliche Werkstoffklassen kombinieren, wie Metalle, Kunststoffe und Faserverbundwerkstoffe. Eine spezielle Art von Materialhybriden sind die **Faser-Metall-Laminate (FML)**. Diese

## 2. Stand der Technik

kombinieren die Eigenschaften von Metallen, wie Isotropie, Duktilität und elektrische Leitfähigkeit, mit den Eigenschaften von Fasern, wie hohe Festigkeit und Steifigkeit, Ermüdungs- und Korrosionsbeständigkeit. So hat zum Beispiel das [FML](#), glasfaserverstärktes Aluminium ([Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy \(GLARE\)](#)) zum ersten Mal im Airbus A380 große Anwendung gefunden. Das Ziel bei der Entwicklung von [GLARE](#) bestand darin, die Ermüdungsfestigkeit und Restfestigkeit von Aluminium zu steigern. [49, S. 9–10]



**Abbildung 2.6.:** Umsatz mit Carbon-Verbundwerkstoffen weltweit nach Anwendung im Jahr 2017 (in Milliarden US-Dollar); Datenquelle: [8]

### 2.2.2. Konstruktive Leichtbauprinzipien

Konstruktive Leichtbauprinzipien bieten die Möglichkeit, durch gezielte Anpassungen in der Bauteilgestaltung Masse einzusparen. Hierbei sind verschiedene Aspekte zu berücksichtigen:

- **Versteifungen in Hauptbelastungsrichtungen:**

Durch das Einbringen von gezielten Versteifungen kann die Strukturintegrität eines Bauteils optimiert und gleichzeitig dessen Masse reduziert werden. Bei der Auslegung solcher Versteifungen erweist sich [FEM](#) als besonders hilfreich. [29, S. 70–71]

- **Topologieoptimierung:**

Diese Methode ist eine Weiterentwicklung zur klassischen Versteifung. Bei der Topologieoptimierung wird mittels [Finite Elemente](#) die Materialverteilung innerhalb eines vorgegebenen Designraums so modifiziert, dass das Bauteil festgelegte Leistungsanforderungen erfüllt. Dies bedeutet, dass es die erforderlichen Mindestsicherheiten bei gegebenen Lastfällen gewährleistet. [5]

- **Maximierung des Flächenträgheits- bzw. Widerstandsmoments:**

Ein weiteres Prinzip des Leichtbaus ist die Maximierung des Widerstandsmoments. Hierbei sind Hohlquerschnitte gegenüber Vollquerschnitten zu bevorzugen, da sie bei gleichem oder sogar höherem Flächenträgheitsmoment eine geringere Masse aufweisen. [29, S. 68–69]

- **Potenzial-Ausschöpfung:**

Durch genaue Lastanalysen, die auf realen Betriebsbedingungen basieren, können kleine Sicherheitsfaktoren, die auf realen Betriebsbedingungen basieren, verwendet werden, um so Überdimensionierung zu vermeiden. [29, S. 73]

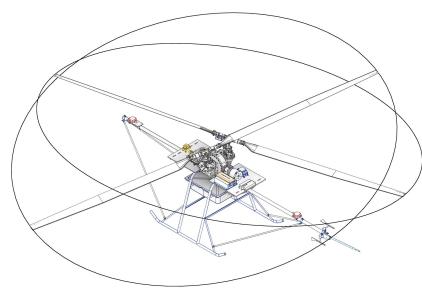
- **Funktionsintegration:**

Mithilfe der Minimierung der Bauteilanzahl wird nicht nur Masse eingespart, sondern auch Verbindungselemente reduziert. Dies führt zu einer erhöhten Zuverlässigkeit und vereinfacht zudem den Montageprozess. [29, S. 72]

## 2.3. Grundlagen der AREA



(a) 3D-Rendering



(b) Rotorlauf

**Abbildung 2.7.:** Batteriebetriebene AREA

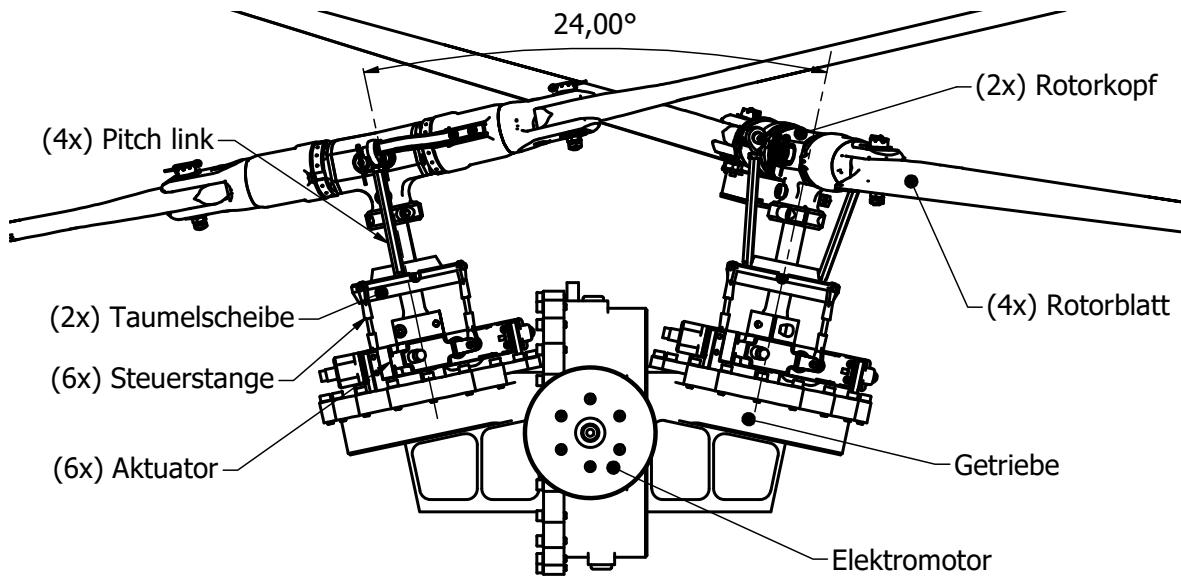
Die AREA ist ein unbemannter batteriebetriebener Helikopter mit sich zwei kämmenden Rotoren (auch Synchropter oder Flettner-Doppelrotor genannt), welcher vor allem für extreme Flughöhen ausgelegt ist. Das primäre Ziel des Forschungsprojekts bestand darin, ein Konzept für einen unbemannten, batteriebetriebenen und leichten Hubschrauber zu entwickeln, der für Einsätze bis zu einer Höhe von 9000 m geeignet ist. Auslegungskriterien waren deswegen vor allem, die spezifische Leistung auf 9000 m ISA+20°C, benötigte Missionsenergie, Abflugmasse und die Gesamtabmessungen [4, S. 3, 33].

### 2.3.1. Antrieb- und Rotorsystem

Die AREA ist mit zwei kämmenden Rotoren ausgestattet, die in einem Winkel von 24° zueinander angeordnet sind. Das Getriebe treibt diese Rotoren synchron in entgegengesetzte Richtungen an, wobei eine mechanische Separation der Rotorblätter stets sichergestellt sein muss. Das Getriebe dient zudem dazu, die Drehzahl des Elektromotors zu untersetzen. Das besondere Konzept bietet verschiedene Vorteile, darunter die Möglichkeit eines Drehmomentausgleichs durch die beiden gegenläufigen Rotoren. Zudem benötigt es durch die Rotorinterferenz weniger Leistung bei axialer

## 2. Stand der Technik

Durchströmung als Einzelrotoren mit der gleichen Flächendichte. Des Weiteren sind die Gesamtabmessungen aufgrund des fehlenden Heckrotors und der überlappenden Radien der Rotoren gering. Die Symmetrie des Designs ermöglicht zudem eine hohe Anzahl an Gleichteilen im Vergleich zum ähnlichen Konzept der koaxialen Anordnungen. [4, S. 36–47]



**Abbildung 2.8.:** Antrieb- und Rotorsystem der AREA

Der verwendete Elektromotor ist ein luftgekühlter 3-Phasen-Drehstrommotor, der mit einer Betriebsspannung von 40 bis 60 Volt arbeitet und einen Lastdrehzahlbereich von 8000 bis 11000 U/min abdecken muss. Der Blattwinkel der Rotorblätter, gefertigt aus CFK mit einem Schaumkern, kann über eine Taumelscheibe eingestellt werden. Wobei insgesamt zwei Taumelscheiben (eine pro Rotor) verbaut sind und jede Taumelscheibe mit drei Aktuatoren über drei Steuerstangen angebunden ist. Die Taumelscheiben sind jeweils über zwei Pitch-Links mit dem Rotorkopf verbunden, der aus einem Zentralstück und zwei Blatthaltern besteht. Es handelt sich um einen vollartikulierten Rotorkopf, was bedeutet, dass für jedes Rotorblatt ein Schlag-, Schwenk- und Pitchlager vorhanden ist. Der Schlagwinkel ist auf  $\pm 3^\circ$  begrenzt und durch ein Elastomerpaket gedämpft. Die Schwenkbewegung ist auf  $\pm 6^\circ$  limitiert, wobei die Dämpfung durch die Reibung zwischen Schwenkgelenk und Blatthalter gewährleistet ist. [4, S. 40–47]

## 2. Stand der Technik

### 2.3.2. Energieversorgungssystem

#### Akku

Die bisherige [AREA](#) wird mittels eines Akkus mit Energie versorgt, obwohl dieser Missionsakku im weiteren Verlauf dieser Arbeit durch das [BW-HS](#) ersetzt wird, wird er der Vollständigkeit halber dennoch kurz erläutert. Der Aufbau umfasst ein Zellenpaket, ein Managementsystem der Batterie, sowie ein Kühlungssystem für den Flugbetrieb. Zusätzlich ist eine Heizung integriert, die während der Flugvorbereitungen am Boden zum Einsatz kommt. Das Zellenpaket besteht aus insgesamt 196 Li-Ionen Zellen (Bauform: 18650), wobei jeweils 14 Zellen seriell und 14 solche Pakete parallel geschaltet werden ( $14 \cdot 14 = 196$ ). Dabei werden alle Komponenten in einem [CFK](#)-Gehäuse positioniert und dieses im Landegestell verschraubt. [4, S. 54]

#### Batterie-Wasserstoff-Hybridsystem

Das neu zu integrierende [BW-HS](#) setzt sich aus zwei unabhängigen Teilsystemen zusammen, indem es zwei Brennstoffzellen implementiert. Diese verwendeten [FCPMs \(Fuel-Cell-Power-Modules\)](#) von Intelligent Energy liefern jeweils eine kontinuierliche Leistung von 2400 Watt und haben eine Masse von 4960 g. Außerdem sind in den [FCPMs](#), jeweils ein [POM \(Power output module\)](#) integriert, welches die Ausgangsleistung zwischen Brennstoffzelle und Batterie reguliert. [22]



(a) IE-SOAR 2.4 Brennstoffzelle [23]



(b) Luxfer L88C Gaszyylinder



(c) Wasserstoffregulator [21]



(d) Overlander LiPo 3300 mAh 6s [36]

Abbildung 2.9.: [BW-HS](#) Komponenten

## 2. Stand der Technik

Als Batterien werden insgesamt vier 3300 mAh 6s (= 22,2 V) **LiPos (Lithium-Polymer-Akkumulatoren)** benutzt, wobei jeweils zwei **LiPos** als eine Einheit betrachtet werden, da diese in Serie geschaltet werden, um eine Nennspannung von 44,4 V zu erreichen. Solch eine Einheit wird jeweils an ein **POM** der **FCPM** direkt angeschlossen. Diese Batterien werden bei Leistungsspitzen benötigt, wenn die Brennstoffzellen nicht ausreichend Leistung liefern können, beispielsweise während des Schwebeflugs.

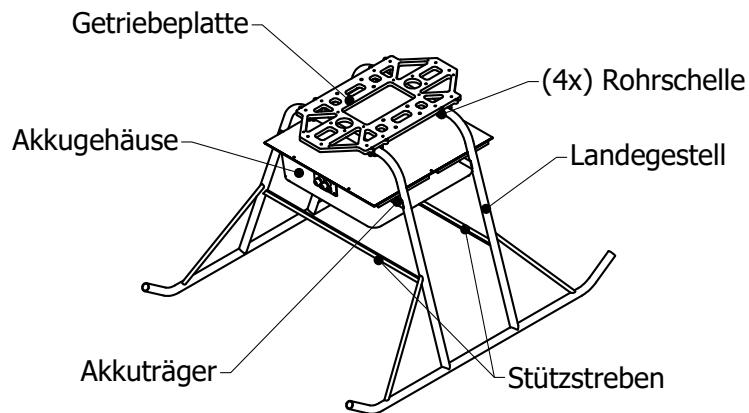
Jede Brennstoffzelle ist an einem Wasserstofftank angeschlossen, sodass insgesamt zwei Tanks zum Einsatz kommen. Die verwendeten Tanks vom Modell Luxfer L88C, gefertigt aus **CFK** mit einer Masse von 4500 g, können bis zu 185,7 g Wasserstoff bei einem Druck von 300 Bar speichern. Der Wasserstofffluss jedes Tanks wird durch einen Leichtbau Wasserstoff-Regulator, mit einem Gewicht von 315 g, reguliert und der Ausgangsdruck auf etwa 0,9 Bar reduziert und gibt den gemessenen Druck an die **FCPM** weiter. [33][17]

### 2.3.3. Avionik

Die Hauptkomponente des Avioniksystems der **AREA** ist die Avionik-Box, die verschiedene Schlüsselkomponenten beinhaltet. Dies sind der **Flugsteuerungscomputer (FCC)**, ein **programmierbarer Logikschaltkreis (FPGA)** und ein **GPS**. Im Falle eines Ausfalls des **FCC** dient die im **FPGA** integrierte Steuermatrix als Backup-Steuerungssystem. In einem solchen Szenario werden die Steuersignale unmittelbar an die Aktuatoren sowie den Umrichter des Motors weitergeleitet. [4, S. 55]

Die Energieversorgung des Avioniksystems erfolgt über DC/DC Wandler mit dem Missionsakku, für die Aktuatoren gibt es einen separaten Aktuator-Akku. Der **FCC** ist mit analogen Eingängen im Bereich von 0 bis 5 Volt ausgestattet, die zur Erfassung diverser Messdaten wie Temperatur, Windwinkel und Rotordrehzahlen dienen. Die Datenübertragung von **GPS**, Beschleunigungssensoren und Luftdatenrechner erfolgt über RS-485 Schnittstellen. Eine Funkverbindung dient zur Kommunikation zwischen der **AREA** und der Bodenstation. [4, S. 55–56]

### 2.3.4. Landewerk



**Abbildung 2.10.:** Vorheriges Landewerk

Im bisherigen Design des Landewerks wurde ein Verbund aus verschweißten EN AW 6060 Rohren als Landegestell verwendet. Die Gesamtmasse des Landegestells beläuft sich aufgrund der Leichtbaukonstruktion auf lediglich 1,6 kg. Es ist so konzipiert, dass es einem 5 g Landestoß standhalten kann, während es gleichzeitig leicht, schaden-tolerant, einfach demontierbar, modular und gut inspizierbar ist. An dieser Hauptstruktur sind zusätzliche Aluminiumträger verschweißt, die als Befestigungspunkte für das Akkugehäuse dienen. Die Getriebeplatte, die Getriebe, die Avionik-Rigs und das Landegestell miteinander verbindet, ist aus EN AW 7075 in Leichtbauweise mit Rippen hergestellt. Die Getriebeplatte wird hierbei über vier verschraubbare Rohrschellen an das Landegestell fixiert. Das Getriebe und die Avionik-Rigs können direkt an die Platte verschraubt werden. [4, S. 57–58]

# 3. Theoretische Grundlagen

Das folgende Kapitel theoretische Grundlagen dient dazu, die wissenschaftlichen und technischen Grundlagen zu erläutern, die für das Verständnis und die Durchführung dieser Arbeit erforderlich sind. Es werden die Grundlagen der Leistungsrechnung im Schwebeflug, einschließlich der Strahltheorie und der Blattementenmethode, vorgestellt. Darüber hinaus werden Resonanzphänomene und die [Finite-Elementen-Methode](#) behandelt, die für die Simulation und Analyse des Projekts von Bedeutung sind.

## 3.1. Leistungsrechnung im Schwebeflug

In diesem Kapitel werden für spätere Berechnungen die Grundlagen der Leistungsrechnung im Schwebeflug erörtert. Der Schwebeflug ist ein Zustand, bei dem der Rotor keine Relativgeschwindigkeit zur Umgebungsluft aufweist und somit nur axial durchströmt wird. [18, S. 9]

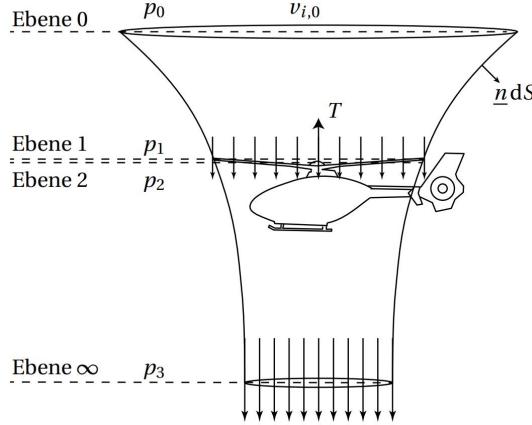
### 3.1.1. Strahltheorie

Die Strahltheorie basiert auf den Grundprinzipien der Massen-, Impuls- und Energieerhaltung. In dieser Theorie wird der Rotor als ideale Wirk Scheibe betrachtet, die einen Impuls auf die hindurchströmende Luft ausübt. Dabei werden bestimmte Faktoren wie die ungleichmäßige Druckverteilung oder ungleichmäßige Durchflussgeschwindigkeit in der Rotorebene, der Profilwiderstand der Rotorblätter sowie die Kompressibilität der Luft vernachlässigt. [6, S. 47][18, S. 10]

Die Ebene 0 befindet sich so weit oberhalb des Rotors, dass im Schwebeflug die Geschwindigkeit  $v_{i,0} = 0$  der ruhenden Luft angenommen werden kann. Die Ebene  $\infty$  repräsentiert den voll ausgebildeten Strahl. Die [induzierte Geschwindigkeit  \$v\_i\$](#)  stellt die Strömungsgeschwindigkeit in der Rotorebene dar. [18, S. 11]

Die grundlegenden Formeln der Strahltheorie lassen sich entweder über Bernoulli-Gleichung, mittels des Druckunterschieds zwischen  $p_1$  und  $p_2$  bestimmen oder mithilfe der Massen-, Impuls- und Energieerhaltung, wobei in der folgenden Herleitung die zweite Variante gewählt wurde.

### 3. Theoretische Grundlagen



**Abbildung 3.1.:** Modell der Strahltheorie im Schwebeflug [18, S. 12]

Aus der Massenerhaltung bei stationären Strömungen erhält man [18, S. 11]:

$$\dot{m} = \rho A_n v_{i,n} = \rho A v_i = \text{const.} \quad \text{mit} \quad n = 0, 1, 2, \infty \quad (3.1)$$

Mit der Impulserhaltung ergibt sich [18, S. 11]:

$$T = \underbrace{\rho A_\infty v_{i,\infty}}_{\dot{m}} v_{i,\infty} - \rho A_0 v_{i,0} \underbrace{v_{i,0}}_{=0} = \dot{m} v_{i,\infty} \quad (3.2)$$

Mit der Energieerhaltung erhält man [18, S. 12]:

$$P_i = \frac{1}{2} \underbrace{\rho A_\infty v_{i,\infty}}_{\dot{m}} v_{i,\infty}^2 - \frac{1}{2} \rho A_0 v_{i,0} \underbrace{v_{i,0}^2}_{=0} = \frac{1}{2} \dot{m} v_{i,\infty}^2 \quad (3.3)$$

Der Leistungssatz besagt allgemein:

$$P = Fv \quad (3.4)$$

Aus den Gleichungen (3.2), (3.3) und (3.4) resultiert [18, S. 12]:

$$P_i = T v_i = \frac{1}{2} \dot{m} v_{i,\infty}^2 = \frac{1}{2} T v_{i,\infty} \Rightarrow v_i = \frac{1}{2} v_{i,\infty} \quad (3.5)$$

Für die **induzierte Geschwindigkeit** folgt mit den Gleichungen (3.2) und (3.5):

$$T = 2 \dot{m} v_i \Rightarrow v_i = \frac{T}{2 \dot{m}} = \frac{T}{2 \rho A v_i} \Rightarrow v_i = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}} \quad (3.6)$$

### 3. Theoretische Grundlagen

Aufgrund des Druckunterschieds zwischen der Ober- und Unterseite des Rotorblatts entstehen Umströmungen und Verwirbelungen an den Blattenden. Dieser Effekt führt zu einer Reduzierung des effektiv nutzbaren Rotorradius und resultieren somit in einer Verringerung des Auftriebs beziehungsweise einer Erhöhung der **induzierten Leistung**. [18, S. 16]

Der **Blattspitzenverlustfaktor** lässt sich nach Prandtl wie folgt berechnen [18, S. 16]:

$$B \approx 1 - \left( \frac{1.386}{N_b} \right) \frac{\lambda_i}{\sqrt{1 + \lambda_i^2}} \quad (3.7)$$

Mit den entdimensionierten **induzierter Durchflussgrad** [18, S. 14]:

$$\lambda_i = \frac{\nu_i}{\Omega R} \quad (3.8)$$

Somit gilt für die **induzierte Leistung** mit Berücksichtigung des Blattspitzenverlustes [18, S. 39]:

$$P_i = T \nu_i \cdot \frac{1}{B} \quad (3.9)$$

#### 3.1.2. Blattelementenmethode

Für eine umfassende Leistungsrechnung im Schwebeflug müssen neben der induzierten Leistung, die für die Erzeugung des Auftriebs erforderlich ist, auch andere Leistungskomponenten berücksichtigt werden. Die Profilnullleistung beschreibt die aerodynamischen Verluste des Rotorblatts. Obwohl diese Leistung keinen Schub erzeugt, ist sie unvermeidlich, wenn ein Rotorblatt durch ein Medium bewegt wird. Die Blattelementenmethode stellt eine Anwendung der Traglinientheorie auf Drehflügler dar. Dabei werden bestimmte Annahmen getroffen, darunter eine geringe Flächenlast, keine Ablösung der Strömung vom Profil, inkompressible Strömung und identische Rotorblätter. [6, S. 56][18, S. 23]

Die allgemeine Gleichung für den **aerodynamischen Widerstand**:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d A \quad (3.10)$$

Aufgrund der Rotation des Rotorblatts variiert die Anströmgeschwindigkeit  $V(y)$  entlang der Rotorblatlänge. Sie ist an der Spitze am höchsten und im Zentrumsbereich nahezu null. Um diese Variation zu berücksichtigen, wird ein infinitesimales Segment  $dy$  des Rotorblatts betrachtet, wobei  $y$  der radiale Abstand vom Zentrum des Rotors ist. Für dieses infinitesimal kleine Element  $dy$  wird die Fläche  $A$  als  $c(y) \cdot dy$  definiert, wobei  $c(y)$  die **Blatttiefe** des betrachteten Rotorblattsegments ist. Außerdem wird statt  $C_d$  der Nullwiderstandsbeiwert  $C_{d0}$  verwendet, da man in der **Profilnullleistung** nur den Profilwiderstand berücksichtigt. Der induzierte Widerstand wird mit der **induzierten Leistung** einbezogen.

### 3. Theoretische Grundlagen

Somit ergibt sich für den Profilwiderstand des Rotorblattes [18, S. 28]:

$$dD = \frac{1}{2} \rho (\Omega y)^2 C_{d,0} c(y) \cdot dy \quad \text{mit} \quad V(y) = \Omega y \quad (3.11)$$

Mit dem Leistungssatz aus Gleichung (3.4) ergibt sich [18, S. 28]:

$$P_0 = \Omega N_b \int_0^R y dD \quad (3.12)$$

Mittels Zusammenfügen der Gleichungen (3.11) und (3.12) erhält man [18, S. 28]:

$$P_0 = \frac{1}{2} \rho \Omega^3 N_b C_{d,0} c \int_0^R y^3 dr = \frac{\rho}{8} \Omega^3 N_b c R^4 C_{d,0} \quad (3.13)$$

mit Annahmen:  $C_{d,0} = \text{const.}$  und  $c = \text{const.}$

Mit Berücksichtigung der Flächendichte  $\sigma$  ergibt sich [18, S. 24, 28]:

$$P_0 = \frac{\sigma}{8} C_{d,0} \rho A (\Omega R)^3 \quad \text{mit} \quad \sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (3.14)$$

## 3.2. Resonanzphänomene

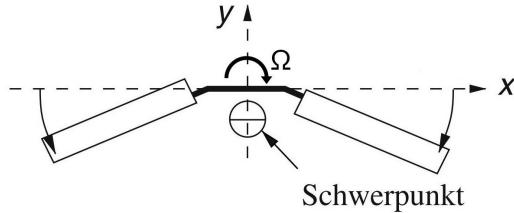
Die Bodenresonanz stellt ein kritisches physikalisches Phänomen dar, das die Interaktion zwischen Schwingungen des Rotorsystems und des Helikopterrumpfes beschreibt. Diese Resonanz kann zur vollständigen Zerstörung des Luftfahrzeugs führen und tritt auf, wenn die Eigenfrequenz der Hubschrauberstruktur, meistens in Längs- oder Querrichtung, mit der Schwenkbewegung des Rotors synchronisiert. Dies führt zu unkontrollierbaren und potenziell zerstörerischen Schwingungen. Besonders bei vollartikulierten und schwenkweichen ( $\omega_c \leq \Omega$ ) Rotoren ist dieses Phänomen problematisch, da das Schwenklager diese Bewegung ermöglicht. Starre Rotorköpfe ohne Schwenkgelenk sind hingegen weniger anfällig für Bodenresonanz, da ihre Schwenkbewegung eine zu hohe Frequenz aufweist, um Resonanz zu erzeugen. Ein Schwenkgelenk dient dazu, die Wechsellaisten auf die Rotorblätter zu reduzieren, es erlaubt den Rotorblättern sich vor- oder rückläufig zu bewegen, was durch aerodynamische oder Coriolis-Kräfte ausgelöst wird. Durch diese Schwenkbewegung können Unwuchten (siehe Abbildung 3.2) und damit Schwingungen entstehen, die eine Bodenresonanz auslösen können. Dabei unterscheidet man zwischen der hochfrequenten und der niederfrequenten Schwingungsform, insbesondere die niederfrequente Schwingungsform ist hauptsächlich für das Auftreten von Bodenresonanz verantwortlich. [47, S. 247–266] [32, S. 1–2]

### 3. Theoretische Grundlagen

Die hochfrequente und niederfrequente Schwingungsform lässt sich folgendermaßen bestimmen [42, S. 5]:

$$f_1 = \omega_\zeta + \Omega \quad (3.15)$$

$$f_2 = \omega_\zeta - \Omega \quad (3.16)$$



**Abbildung 3.2.:** Schwerpunktbewegung beim zweiblättrigen Rotor mit Schwenkbewegung; Vorlage: [47, S. 264]

Die Bodenresonanz tritt nur am Boden auf, während Phasen des Hochfahrens des Triebwerks oder bei der Landung. Die Schwenkbewegung, sowie die Schwerpunktbewegung der Rotorblätter ist, im Gegensatz zur Rumpfeigenfrequenz, von der Rotordrehzahl abhängig. Daher muss die Rotordrehzahl einen bestimmten Bereich erreichen, in dem es zu einer Frequenznähe mit der Eigenfrequenz des Hubschraubers kommt, um Bodenresonanz auszulösen. Beim Landen kann ein Landestoß ebenfalls eine Schwenkbewegung der Rotorblätter verursachen, die das Potenzial hat, Bodenresonanz hervorzurufen. [47, S. 247][32, S. 1]

Mithilfe eines Diagramms lassen sich kritische Rotordrehzahlen ermitteln, bei denen die Gefahr von Bodenresonanz besteht. Diese kritischen Bereiche sind beispielhaft im zugehörigen Diagramm (siehe Abbildung 3.3) rot hervorgehoben. Es ist wichtig zu beachten, dass diese kritischen Rotordrehzahlen ausschließlich an den Schnittpunkten zwischen der Eigenfrequenz der Hubschrauberstruktur und der positiv steigenden Linie der niederfrequenten Schwingungsform auftreten. Sie treten nicht bei einem Schnittpunkt der absteigenden Linie der niederfrequenten oder der gesamten hochfrequenten Schwingungsform auf. Die zugrundeliegenden Dämpfungsmechanismen werden in diesem Kontext als gegeben betrachtet und nicht weiter erörtert. [7, S. 345–350]

Um Bodenresonanz zu vermeiden, können Schwenkdämpfer und Fahrwerksdämpfer verbaut werden. Außerdem muss Nenndrehzahl, sowie Rotorblätter und Hubschrauberstruktur so gewählt werden, dass keine Resonanzen auftreten. [47, S. 249]

Airframe Resonance manifestiert sich während des Fluges und ist in ihrer Natur komplexer als Bodenresonanz, da sie sowohl die Schwenk- als auch die Schlagbewegung des Rotors mit den charakteristischen Frequenzen des Hubschraubers in Bezug auf Roll- und/oder Nickbewegungen koppelt. Aerodynamische Einflüsse sind hierbei ein entscheidender Faktor. Die Luftresonanz tritt meist nur bei gelenklosen und schwenkweichen Rotoren auf. Ein zusätzliches Dämpfungssystem kann ebenfalls zur Stabilisierung beitragen. [47, S. 247–272]

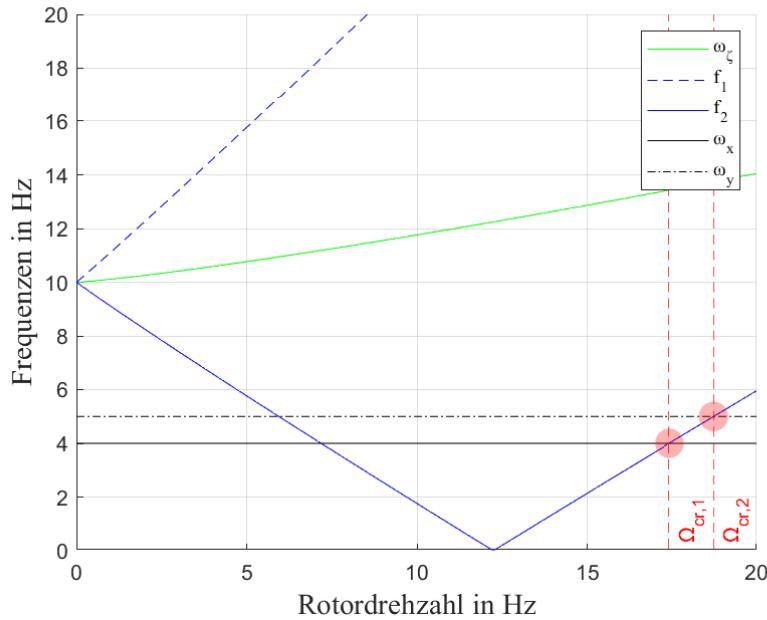


Abbildung 3.3.: Ein Beispiel von entkoppelten Hubschrauberstruktur- und Schwenkfrequenzen

### 3.3. Finite-Elementen-Methode

Die **Finite-Elementen-Methode (FEM)** ermöglicht eine Approximation komplexer Problemstellungen durch die Diskretisierung des Untersuchungsgebiets in finite Elemente. Die Gleichungen für jedes einzelnen Element lässt sich einfacher aufstellen. Alle Gleichungen werden in einem Gesamtsystem zusammengeführt, durch die Einbeziehung von Anfangs- und Randbedingungen kann dann das gesamte Gleichungssystem gelöst werden.

In den 1950er Jahren nahm die **FEM** ihren Anfang, als Ingenieure wie J.H. Argyris und M.J. Turner diese erstmals für Strukturberechnungen in der Luftfahrtindustrie einsetzten. Die Methode entstand als Antwort auf die Limitierungen der Finite-Differenzen-Methode bei der Anwendung auf Strukturen mit komplexer Geometrie. In den 1960er Jahren erweiterten R.W. Clough und O.C. Zienkiewicz die Anwendungsbereiche der **FEM** auf Probleme der Wärmeleitung und der Fluidströmung. Mit der zunehmenden Verbreitung von **CAD**-Systemen in den 1980er Jahren gewann die **FEM** weiter an Bedeutung und hat sich im Laufe der Zeit immer weiterentwickelt. Heutzutage hat sich die Methode als bedeutende Technik zur Lösung komplexer ingenieurwissenschaftlicher Probleme in den Bereichen wie Strukturanalyse, Wärmeübertragung, Aerodynamik und Strömungsmechanik etabliert. Durch die Nutzung können Designs optimiert, sowie Kosten und Markteinführungszeiten reduziert werden. [11, S. 2–3]

Die **FEM** basiert auf der Vernetzung des zu untersuchenden Gebiets in diskrete, oft polygonale Elemente, wie Dreiecke oder Vierecke in 2D und Tetraeder oder Hexaeder in 3D. Diese Elemente sind an den Ecken, auch Knotenpunkte genannt, miteinander verbunden. Zunächst werden für jedes Element die entsprechenden Elementgleichungen formuliert, die je nach Problemstel-

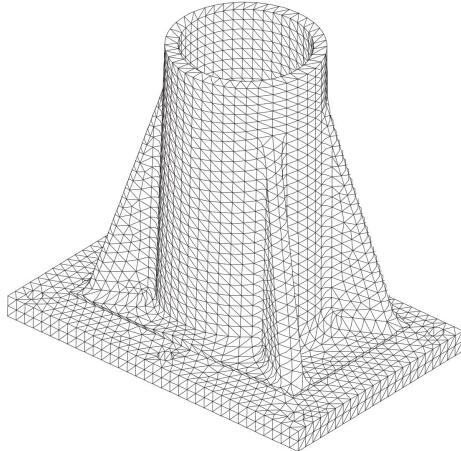
### 3. Theoretische Grundlagen

lung variieren können. Die Elementgleichungen sind approximierte Polynome, die in Bezug auf Elementknoten interpoliert werden. Diese Elementgleichungen werden dann zu einem globalen Gleichungssystem zusammengesetzt. Nach der Einführung der Anfangs- und Randbedingungen wird dieses System gelöst. Im Falle einer Strukturanalyse werden die Steifigkeitmatrizen jedes Elementes zu einer Gesamtsteifigkeitsmatrix zusammengeführt. Die Randbedingungen können zum Beispiel eine vorgegebene Knotenkraft oder Knotenverschiebung sein, auch in Abhängigkeit anderer Knoten. Daraus kann mithilfe der auftretenden Kräfte die unbekannten Verschiebungen an den Knotenpunkten bestimmt werden. Schlussendlich werden die resultierenden Spannungs- und Dehnungsfelder unter Verwendung von Beziehungen wie dem Hooke'schen Gesetz berechnet. [11, S. 1–14][50, S. 3–4]

Die **Verschiebung** lässt sich durch das Gesamtgleichungssystem mithilfe der **Gesamtsteifigkeitsmatrix** und der auftretenden Kräfte, sowie unter Einbeziehung von Randbedingungen wie folgt bestimmen: [50, S. 4]:

$$\underline{K}_g \vec{u} = \vec{F} \quad (3.17)$$

Die Genauigkeit der Methode ist abhängig von der Anzahl und Art der verwendeten Elemente sowie der Qualität der approximierten Polynome, die innerhalb der Elemente verwendet werden. Es ist wichtig zu betonen, dass die Ergebnisse der **FEM** nur Annäherungen an die tatsächlichen Lösungen sind. Dies liegt nicht nur an der Diskretisierung des Problems, sondern auch an der Begrenztheit der Maschinengenauigkeit und der Annahme, dass die Elementgleichungen durch Polynome beschrieben werden können. Das Lösen des Gleichungssystems ist mit einem hohen numerischen Aufwand verbunden, aber durch die Weiterentwicklungen von Algorithmen und der Leistungskapazität von Rechnern, lässt sich **FEM** immer effizienter nutzen. [37][50, S. 5]



**Abbildung 3.4.:** Vernetzungsbeispiel [50, S. 9]

## 4. Methodik

Die Methodik bildet den Grundstein für die nachvollziehbare und systematische Untersuchung sowie Entwicklung des Landewerks da. In diesem Kapitel wird dargelegt, welche Ansätze, Techniken und Werkzeuge verwendet werden, um die gestellten Entwicklungsziele und Konstruktionsanforderungen der Arbeit zu erreichen. Dabei wird nicht nur die Auswahl bestimmter Methoden begründet, sondern auch deren Anwendung im Kontext der Arbeit erläutert. Dies gewährleistet eine transparente und reproduzierbare Vorgehensweise, die es ermöglicht, die gewonnenen Erkenntnisse und Ergebnisse kritisch zu bewerten und in einen größeren Kontext einzuordnen.

Die Integration des **BW-HS** in ein neu konzipiertes Landewerk der **AREA** erfordert eine methodische und systematische Herangehensweise, um sicherzustellen, dass dieser Prozess reibungslos und effizient verläuft. Die nachfolgende Darstellung (Abbildung 4.1) bietet einen Überblick und dient als Wegweiser für die weiteren Schritte dieses Integrationsprozesses.

#### 4. Methodik

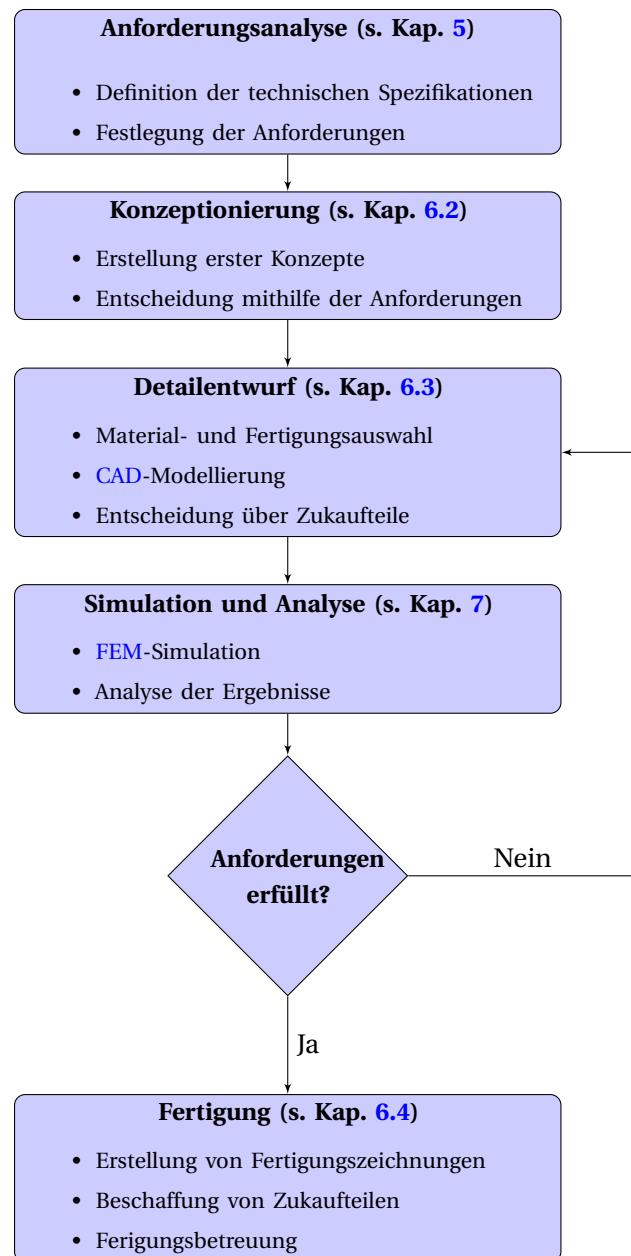


Abbildung 4.1.: Systematische Herangehensweise für die Integration des BW-HS in die AREA

## 4.1. Anforderungsanalyse

Die Anforderungsanalyse stellt einen zentralen Schritt in der Entwicklung eines technischen Systems dar. Sie dient dazu, die spezifischen Bedürfnisse und Anforderungen des Projekts zu identifizieren und zu definieren. In der vorliegenden Arbeit bildet sie die Grundlage für die Konstruktion und Integration des Landewerks in die [AREA](#).

Dabei wird vor allem auf die Anforderungen der bisherigen [AREA](#) zurückgegriffen (siehe [4]), da diese in weiten Teilen nach wie vor relevant sind. Parallel dazu werden die spezifischen Anforderungen der neuen [BW-HS](#) Komponenten in die Betrachtung einbezogen. Auf Basis dieser umfassenden Anforderungsanalyse wird das am besten geeignete Konzept identifiziert, wobei alle Konzepte anhand verschieden gewichteten Kriterien verglichen werden (siehe Tabelle 6.2). Im weiteren Verlauf wird überprüft, ob der detaillierte Entwurf diesen Anforderungen gerecht wird.

## 4.2. CAD-Konstruktion

Im Kontext dieser Arbeit dient die [CAD](#)-Konstruktion als Grundlage für die Entwicklung des neuen Landewerks der [AREA](#). Hierbei werden sowohl bestehende Komponenten als auch neu zu entwickelnde Teile in einem virtuellen Modell zusammengeführt. Dies ermöglicht eine detaillierte Betrachtung und Analyse des Gesamtsystems unter Berücksichtigung der spezifischen Anforderungen und Rahmenbedingungen.

Die [CAD](#)-Konstruktion folgt dabei einem strukturierten Prozess. Zunächst werden auf Basis der Anforderungsanalyse erste Konzepte erstellt und miteinander verglichen. Die Konzeptionierung ist von zentraler Bedeutung, da hier der Grundaufbau und Leitfaden für die gesamte Konstruktion des Landewerks festgelegt werden. Dieser Schritt fungiert als verbindendes Element zwischen den zuvor definierten Anforderungen und der eigentlichen technischen Umsetzung. Es geht darum, verschiedene Lösungsansätze zu entwickeln, diese kritisch zu bewerten und schließlich ein Konzept auszuwählen, das den Anforderungen am besten gerecht wird. Dabei werden sowohl technische als auch wirtschaftliche Aspekte berücksichtigt. Außerdem wird hierbei ein tiefes Verständnis sowohl für die spezifischen Anforderungen des Projekts als auch für die Möglichkeiten und Grenzen der verwendeten Technologien gefordert. Das verwendete Konzept wird dann in mehreren Iterationen verfeinert und angepasst, wobei stets die Ergebnisse aus Simulationen und Tests einfließen. Parallel dazu werden Entscheidungen bezüglich Materialauswahl, Fertigungsverfahren und Zukaufteilen getroffen. Das Ziel ist es, ein optimiertes, fertigungsgerechtes und funktionales [CAD](#)-Modell zu erstellen, das den Anforderungen der Praxis gerecht wird.

Die dafür verwendete spezialisierte [CAD](#)-Software ist [CATIA V5](#), die in der Industrie weit verbreitet ist und vor allem in der Luftfahrt Anwendung findet. Sie bietet nicht nur Standardfunktionalitäten für die Volumenmodellierung, sondern auch tiefgehende Methodiken, um den Anwendern ein fundiertes Verständnis der Software zu vermitteln. [CATIA V5](#) legt besonderen Wert auf die Qualität und Weiterverwendbarkeit der erzeugten [CAD](#)-Daten. Die Software bietet auch Tools zur Analyse mittels [FEM](#), [NC](#)-Programmierung, Rendering, etc. an. Auch die bereits bestehende [AREA](#) wurde

#### 4. Methodik

mit diesem leistungsstarken Tool konzipiert. Dies bietet den Vorteil, dass eine nahtlose Integration und Weiterentwicklung des bestehenden Modells ermöglicht wird. [52][12]

Im Rahmen der **CAD**-Konstruktion wird nach dem Top-Down-Prinzip vorgegangen. Dies bedeutet, dass zuerst ein grobes Konzept erstellt und dieses im Verlauf des Prozesses sukzessive verfeinert wird. Ein besonderer Fokus liegt auf der Arbeit mit Referenzgeometrien. Aufgrund des wenig verfügbaren Bauraums der Integration des **BW-HS** sind präzise Anbindungen und Positionierungen von essenzieller Bedeutung.

Während des gesamten Modellierungsprozesses wird stets die Fertigungsgerechtigkeit berücksichtigt. Dies spiegelt sich in der sinnvollen Anordnung der Features wider, sodass jeder Schritt der Modellierung bereits eine spätere Fertigungsphase antizipiert. Des Weiteren wird eine strukturierte Ordner- und Baugruppenhierarchie angestrebt, um eine effiziente Weiterverarbeitung und Übersichtlichkeit sicherzustellen.

### 4.3. Simulation und Analyse

Die Simulation und Analyse stellt einen zentralen Baustein im Entwicklungsprozess des **AREA** Landewerks dar. Diese ermöglichen es, die Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit des Designs frühzeitig zu bewerten und die Konstruktion zu optimieren. Ein Schwerpunkt liegt auf der **FEM**-Simulation, mit ihrer Hilfe können komplexe Strukturverhalten, Spannungen, Deformationen und andere relevante physikalische Eigenschaften des Landewerks präzise analysiert werden.

Für die **FEM**-Simulationen wird ebenfalls die Software **CATIA** V5 verwendet, die sich durch ihre umfassenden Analysewerkzeuge und ihre Integration in den **CAD**-Entwurfsprozess auszeichnet. Dies ermöglicht eine nahtlose Übertragung der **CAD**-Modelle in die Simulationsumgebung und gewährleistet, dass die analysierten Modelle stets den aktuellen Entwurfsdaten entsprechen. Mittels **CATIA** V5 können einfache Berechnungen bis hin zu detaillierten Struktur- und Frequenzanalysen durchgeführt werden. [30, S. 1]

Die korrekte Materialzuweisung ist ein entscheidender Schritt, um aussagekräftige und realitätsnahe Simulationsergebnisse zu erzielen. **CATIA** stellt hierfür eine umfangreiche Materialbibliothek zur Verfügung. Im Laufe des detaillierten Konstruktionsprozesses kann es jedoch erforderlich werden, spezifische Materialparameter anzupassen oder gänzlich neue Materialien, basierend auf dem verwendeten Material und dem jeweiligen Zulieferer, hinzuzufügen. Für beispielsweise duktile isotrope Materialien werden der **Elastizitätsmodul  $E$ , Poissonzahl  $\nu$ , Dichte  $\rho$ , Wärmeausdehnungskoeffizient  $\alpha$**  und die Streckgrenze, die rein vergleichenden Zwecken dient, benötigt. [30, S. 14–20]

#### 4. Methodik

Um eine konsistente und korrekte Durchführung der Simulationen zu gewährleisten, wird stets nach einem festgelegten Ablaufschema vorgegangen (siehe Abbildung 4.2). Dieses Schema stellt sicher, dass alle Schritte in der richtigen Reihenfolge und mit der notwendigen Sorgfalt durchgeführt werden, um verlässliche Ergebnisse zu erzielen.

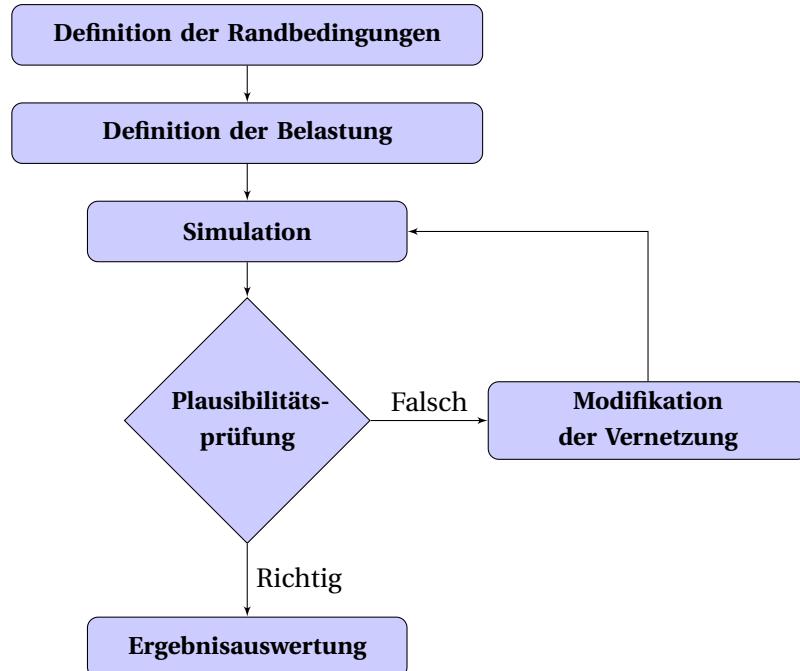


Abbildung 4.2.: Systematische Herangehensweise bei der FEM Berechnung [30, S. 21]

Zu Beginn jeder Simulation ist es unerlässlich, die Randbedingungen korrekt zu definieren. Diese Bedingungen geben an, wie das Modell in seiner Umgebung eingespannt oder gelagert ist. Sie können beispielsweise feste Einspannungen, Gelenke oder Flächenloslager umfassen. Eine präzise Definition der Randbedingungen ist entscheidend, da sie das Verhalten des Modells unter Last maßgeblich beeinflussen. [30, S. 41–71]

Nachdem die Randbedingungen festgelegt wurden, wird die Belastung definiert. Dies kann eine Vielzahl von Lasten umfassen, wie zum Beispiel verteilte Kräfte, Momente, Drücke oder Beschleunigungen. Die präzise Festlegung der Belastung ist maßgeblich, um im Modell authentische Spannungs- und Verformungsverteilungen zu gewährleisten. Außerdem ist von höchster Relevanz, den angewandten Lastfall sorgfältig zu wählen, sodass er die in der Realität auftretenden Lasten adäquat widerspiegelt. [30, S. 73–99]

#### 4. Methodik

Sobald die Randbedingungen und Belastungen festgelegt wurden, wird die FEM-Simulation initiiert. Es ist notwendig, dass im Anschluss an jede Simulation eine Plausibilitätsprüfung durchgeführt wird. Hierbei sollte die Genauigkeit der Ergebnisse sorgfältig überprüft werden, dies kann in CATIA V5 mittels „Neue Adaptivitätseinheit“ geschehen. Ein globaler Fehler von weniger als 10 % ist generell akzeptabel, wobei in kritischen Bereichen ein Fehler von unter 5 % angestrebt werden sollte. Der globale Fehler ist ein Maß der Diskontinuität im gesamten Modell, je geringer der globale Fehler ist, desto realistischer das Ergebnis. Eventuell auftretende Singularitäten müssen identifiziert und durch zusätzliche Randbedingungen behoben werden. Bei Bedarf kann die Vernetzungsdichte erhöht oder alternative Elementtypen in Betracht gezogen werden, um präzisere Ergebnisse zu erzielen, wobei meist parabolische Elemente bessere Ergebnisse liefern als lineare Elemente. [30, S. 101–130]

Nach der Validierung der Simulation erfolgt eine umfassende Auswertung der Ergebnisse. Verschiedene Methoden stehen zur Verfügung, um die Ergebnisse zu interpretieren und darzustellen. Dazu gehören die Darstellung der Von-Mises-Vergleichsspannungen, der Verformungen oder der Hauptspannungen. Bei duktilen Werkstoffen bietet insbesondere die Von-Mises-Spannung, in Kombination mit der Streckgrenze des verwendeten Materials eine wertvolle Einsicht in die Eignung des Bauteils unter den gegebenen Belastungen. Hingegen ist bei spröden Werkstoffen die Hauptspannung von größerer Relevanz. Die gewonnenen Erkenntnisse dienen dazu, zu bewerten, ob das aktuelle Design den vorgegebenen Anforderungen gerecht wird oder ob Modifikationen notwendig sind, um die gewünschten Spezifikationen zu erfüllen. [30, S. 135–163]

Zusammenfassend bildet die Simulation und Analyse mittels CATIA V5 eine solide Grundlage, um fundierte Entscheidungen während des Entwicklungsprozesses zu treffen und die Qualität und Sicherheit des AREA Landewerks zu gewährleisten.

# 5. Anforderungsanalyse

Das Landewerk der [AREA](#) muss zahlreichen Anforderungen gerecht werden, die sowohl aus der spezifischen Konstruktion des Fluggeräts als auch aus den Betriebsbedingungen resultieren. In diesem Abschnitt wird sich intensiv mit diesen Anforderungen auseinandersetzen, da diese für die Auslegung und Entwicklung des Landewerks ausschlaggebend sind.

## 5.1. Integration des Batterie-Wasserstoff-Hybridsystems

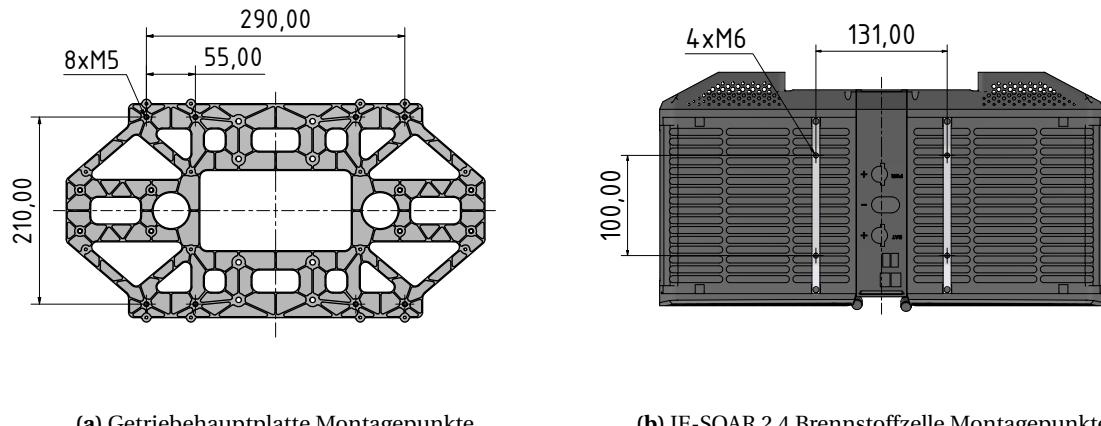
Die zentrale Herausforderung beim Entwurf des neuen Landewerks für die [AREA](#) besteht darin, das [BW-HS](#) nahtlos in die bereits existierende, rein batteriebetriebene Struktur zu integrieren. Während wesentliche Bestandteile wie das Antriebs- und Rotorsystem inklusive Rotoren, Getriebe, Taumelscheibensteuerung und Motor sowie die Avionik-Rigs und Ausleger unverändert bleiben (siehe Tabelle 6.1), erfordert die sichere und effiziente Integration des [BW-HS](#) eine Neugestaltung der Anbindungen. Die neuen Elemente des [BW-HS](#) umfassen zwei [FCPMs](#), zwei Wasserstofftanks (mit zwei Regulatoren), vier [LiPos](#) und die dazugehörige Verkabelung (für eine genauere Beschreibung des [BW-HS](#), siehe 2.3.2). Die schon in der batteriebetrieben [AREA](#) verwendete Getriebehauptplatte dient hierbei als zentrales Element, an dem sämtliche bestehende Komponenten befestigt werden können. Für ihre Montage stehen entweder vier Rohrschellen, die bereits in der ursprünglichen [AREA](#) Konstruktion vorgesehen waren, oder acht M5-Gewinde, an denen ursprünglich die vier Rohrschellen befestigt wurden, zur Verfügung.

Darüber hinaus gibt der Brennstoffzellenhersteller Intelligent Energy bestimmte Vorgaben bezüglich der Luftzirkulation vor. Die Lüfter für die Leistungselektronik an der Oberseite sind freizulegen, um einen konstanten Luftstrom von mindestens  $1 \text{ m}^3/\text{min}$  sicherzustellen. Weiterhin ist ein Mindestabstand von 40 mm zu den Ansauglüftern einzuhalten. Dies wird durch die mitgelieferten Montagebügel gewährleistet, sodass ein Luftstrom von bis zu  $20 \text{ m}^3/\text{min}$  in die Brennstoffzelle ermöglicht wird. Es ist außerdem zu beachten, dass die zugeführte Luft uniform ist. Ein nicht uniformer Luftstrom könnte bestimmte Bereiche der Brennstoffzelle unterkühlen oder überhitzen lassen, was die Zuverlässigkeit und Sicherheit des Systems beeinträchtigen kann. [22]

Besondere Aufmerksamkeit erfordert die Befestigung der [LiPo](#) Akkus und der Gaszyylinder, da sie keine direkten Anschraubpunkte besitzen. Hier könnten Lösungen wie spezielle Schellen, Sicherheitsgurte oder Klettverschlüsse zum Einsatz kommen, um eine sichere und dennoch flexible Befestigung zu gewährleisten. Insbesondere muss die Konstruktion für die Gaszyylinder sorgfältig durchdacht werden, da die Zylinder eine runde Form aufweisen. Dies erfordert eine speziell gestaltete Aufnahme, die den Zylinder sicher und fest umschließt, sodass die Zylinder fest fixiert sind. Es

## 5. Anforderungsanalyse

ist daher notwendig, Materialien und Befestigungsmethoden zu wählen, die sowohl die Form des Zylinders berücksichtigen als auch die Anforderungen an Sicherheit und Zuverlässigkeit erfüllen. Die Brennstoffzellen hingegen bieten mit jeweils vier M6-Gewindebohrungen in den Montagebügeln eine direkte Möglichkeit zur Anbindung. Darüber hinaus sollte in der Konstruktion des Landewerks ausreichend Bauraum sowie Durchführungen für die Verkabelung des **BW-HS** und der Avionik berücksichtigt werden.



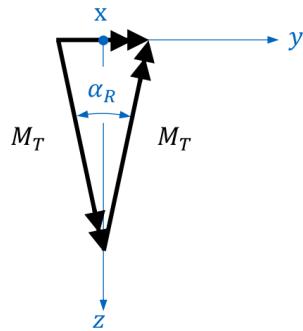
**Abbildung 5.1.: Montagepunkte**

## 5.2. Masse und Schwerpunktlage

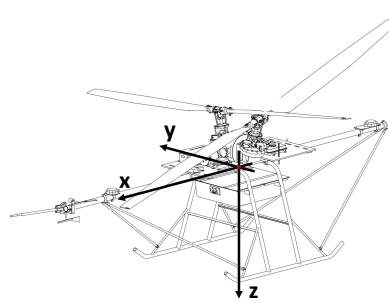
Die Gesamtmasse eines Luftfahrzeugs hat direkten Einfluss auf seine Flugdynamik, Energieeffizienz und Manövriertfähigkeit. Daher ist es unerlässlich, das Gewicht des Landewerks und aller integrierten Systeme sorgfältig zu optimieren, um ein möglichst leichtes Landwerk zu gestalten.

Die Schwerpunktlage ist ebenso von entscheidender Bedeutung, wie eine möglichst leichte Konstruktion. Ein optimal positionierter Schwerpunkt stellt sicher, dass das Luftfahrzeug stabil und gut steuerbar bleibt. Da die **AREA** als Flettner-Doppelrotor konstruiert wurde, bei dem die Rotorwellen einen Öffnungswinkel von  $\alpha_R = 24^\circ$  zueinander aufweisen und sich in entgegengesetzte Richtungen drehen, tritt ein verbleibendes positives Nickmoment in die y-Richtung auf. Um dieses bei Drehmomentänderungen auszugleichen, sind zyklische longitudinale Steuerbewegungen erforderlich. Um dennoch ein neutrales longitudinales Steuerverhalten (keine Anstellung der Tauschelscheibe) während des Schwebeflugs zu gewährleisten, muss das Aufnickmoment, mittels einer nach vorne verlagerten Gesamtschwerpunktes, kompensiert werden. Um diese erforderliche vorverlagerte Schwerpunktage zu ermitteln, ist das Aufnickmoment und somit die Gesamtmasse des **UAVs** vonnöten. Somit wird die Schwerpunktage mittels einer ersten Massenbilanz berechnet, die nach der **Konzeptionierung** erstellt wurde. [4, S. 116]

## 5. Anforderungsanalyse



**Abbildung 5.2.:** Drehmoment-Nick-Kopplung [4, S. 116]

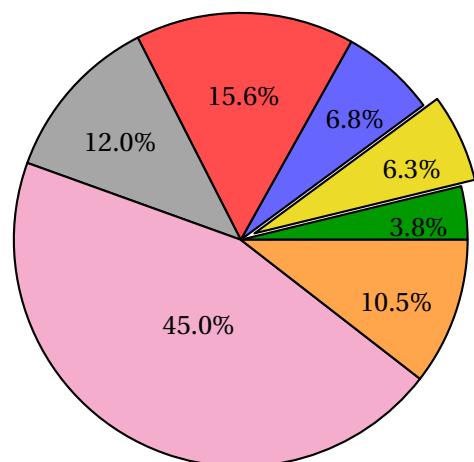


**Abbildung 5.3.:** Körperfestes Koordinatensystem

Die erstellte Massenbilanz ist in Tabelle 5.1a dargestellt und wird nun zu Schwerpunktlagen Berechnung benötigt. Ohne Berücksichtigung einer Nutzlast, jedoch unter Einbeziehung der vollständig gefüllten Wasserstofftanks, ergibt sich eine Gesamtmasse von 49,013 kg. Diesbezüglich waren alle Massen, mit Ausnahme der Anbringung des BW-HS, bekannt. Für die Anbringung des BW-HS wurde eine geschätzte Masse von 1,5 kg angenommen. Es ist bemerkenswert, dass das BW-HS den mit Abstand größten Anteil an dieser Masse ausmacht. Das Landegestell, bestehend aus dem Landegerüst und den Anbringungselementen für das BW-HS, trägt lediglich 6,3 % (3,1 kg) zur Gesamtmasse bei.

Posten	Masse (kg)	Masseanteil (%)
Landegestell	1,557	3,2
Anbringung BW-HS	1,5	3,1
Getriebeplatte	0,743	1,5
Ausleger	0,28	0,6
Avionik-Rigs	1,052	2,1
Befestigungen	1,26	2,6
Getriebe	7,64	15,6
Motor	1,864	3,8
Rotoren	5,9	12,0
<b>BW-HS</b>	<b>22,07</b>	<b>45,0</b>
Avionik & Kabel	5,147	10,5
<b>Gesamtmasse</b>	<b>49,013</b>	

(a) Massenbilanz



(b) Massenverteilung

**Tabelle 5.1.:** Massenbilanz und Massenverteilung der BW-HS AREA

## 5. Anforderungsanalyse

Mithilfe dieser Massenbilanz kann nun die erforderliche Schwerpunktlage berechnet werden, so dass dieser im Detailentwurf berücksichtigt werden kann. Aufgrund von gewissen Unsicherheiten in dieser ersten Massenbilanz wird im Folgenden eine Gesamtmasse von 50 kg angenommen. Im Schwebeflug wird vorausgesetzt, dass beide Rotoren identischen Schub und Rotormoment erzeugen. Dies impliziert, dass im Schwebeflug der vertikale Schub (in z-Richtung) jedes Rotors genau die Hälfte der gesamten, vom UAV zu bewältigenden Gewichtskraft beträgt. Anhand dieser Überlegung kann der gesamte Schub pro Rotor unter Zuhilfenahme von Abbildung 5.2 bestimmt werden, wie in Formel (5.1) dargestellt. Die Gesamtleistung eines jeden Rotors setzt sich aus der induzierten Leistung und der Profilnullleistung zusammen. Unter Berücksichtigung der Drehzahl lässt sich daraus das Drehmoment für beide Rotorwellen berechnen, wobei eine Nenndrehzahl von 680 U/min zugrunde gelegt wird. Daraufhin kann man mithilfe Abbildung 5.2 ein Momentengleichgewicht zu Bestimmung des Aufnickmomentes aufstellen und somit die gewünschte Schwerpunktlage in x-Richtung berechnen.

Bezeichnung	Symbol	Wert
Luftdichte bei 0 m ISA	$\rho_{msl}$	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Fallbeschleunigung	$g$	9,81 m/s <sup>2</sup>
Rotoranzahl	$N_R$	2
Blattanzahl je Rotor	$N_b$	2
Nullwiderstandsbeiwert	$C_d0$	0,012
Rotorradius	$R$	1,668 m
Öffnungswinkel der Rotorwellen	$\alpha_R$	24°
Rotordrehzahl	$\Omega$	680 min <sup>-1</sup>
Gesamtmasse	$m_{ges}$	50 kg
Flächendichte (Einzelrotor)	$\sigma$	0,031

**Tabelle 5.2.:** Parameter der AREA; Datenquelle: [4]

Der **Schub** pro Rotor lässt sich anhand Abb. 5.2 beim Schweben folgendermaßen bestimmen:

$$T = \frac{\frac{1}{2} \cdot g \cdot m_{ges}}{\cos(\frac{1}{2} \alpha_R)} = 250,73 \text{ N} \quad (5.1)$$

Für die **induzierte Geschwindigkeit** ergibt sich (siehe Gl. (3.6)):

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho_{msl}A}} = 3,42 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad \text{mit} \quad A = \pi \cdot R^2 = 8,74 \text{ m}^2 \quad (5.2)$$

Für den **Blattspitzenverlustfaktor** gilt (siehe Gl. (3.7)):

$$B \approx 1 - \left( \frac{1.386}{N_b} \right) \frac{\lambda_i}{\sqrt{1 + \lambda_i^2}} = 0.98 \quad (5.3)$$

## 5. Anforderungsanalyse

$$\text{mit } \lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} = 0,0288 \quad \text{und} \quad \Omega = 680 \text{ min}^{-1} = 71,21 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (5.4)$$

Die **ideale induzierte Leistung** pro Rotor lässt sich dann wie folgt berechnen (siehe Gl. (3.9)):

$$P_{i,ideal} = T v_i \cdot \frac{1}{B} = 875,40 \text{ W} \quad (5.5)$$

Für die Ermittlung der tatsächlichen **induzierten Leistung** ist die Berücksichtigung eines Korrekturfaktors aus einem höherwertigen Modell erforderlich [39, S. 3]:

$$\kappa_{Int} = \frac{P_{i,real}}{P_{i,ideal}} = 1,388 \quad (5.6)$$

$$P_{i,real} = \kappa_{Int} \cdot P_{i,ideal} = 1215,06 \text{ W} \quad (5.7)$$

Für die **Profilnullleistung** ergibt sich (siehe Gl. (3.14)):

$$P_0 = \frac{\sigma_R}{8} C_{d0} \rho_{msl} A (\Omega R)^3 = 834,32 \text{ W} \quad (5.8)$$

Daraus folgt für die Gesamtleistung je Rotor [18, S. 39] das **Rotordrehmoment** je Rotor [16, S. 137]:

$$P = P_{i,real} + P_0 = 2049,38 \text{ W} \quad (5.9)$$

$$M_T = \frac{P}{\Omega} = 28,78 \text{ Nm} \quad (5.10)$$

Das Nickmoment mithilfe Abbildung 5.2:

$$M_y = 2 \cdot M_T \sin\left(\frac{\alpha_R}{2}\right) = 11,97 \text{ Nm} \quad (5.11)$$

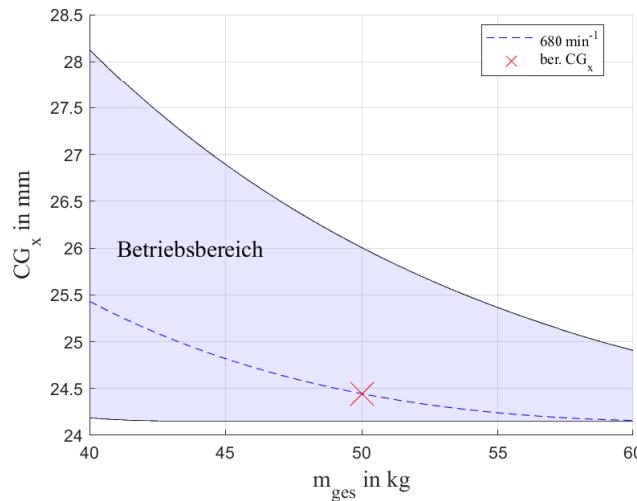
Schlussendlich lässt sich so die benötigte Schwerpunktlage berechnen:

$$CG_x = \frac{M_y}{m_{ges}g} = 24,40 \text{ mm} \quad (5.12)$$

Somit ist bei einer Gesamtmasse von  $m_{ges} = 50 \text{ kg}$ , eine Positionierung des Schwerpunkts des **UAVs** um etwa  $CG_x = 24 \text{ mm}$  vor die Rotorachse erforderlich. Durch die Verwendung eines Matlab Live Scripts (siehe Abbildung A.8) kann das nachfolgende Diagramm generiert werden (siehe Abbildung 5.4). Dieses zeigt die Schwerpunktlagen in Relation zur Gesamtmasse im Betriebsbereich der Rotordrehzahlen von 572 bis 800 U/min. Die oben berechnete Schwerpunktlage ist im Diagramm entsprechend markiert. Daraus folgt, dass Schwankungen der Gesamtmasse sowie der Rotordrehzahl im Betriebsbereich nur einen marginalen Einfluss auf die erforderliche Position des Schwerpunktes hat. Trotzdem sollte eine Vorrichtung zur Schwerpunktverlagerung integriert werden, da es im **CAD**

## 5. Anforderungsanalyse

zu Abweichung der Massen im Gegensatz zu Realität kommen kann. Beispielsweise wird die Verkaubelung im Modell nicht berücksichtigt, da der Aufwand für deren Modellierung unverhältnismäßig hoch wäre. Außerdem lässt sich mit einer solchen Vorrichtung verschiedene Schwerpunktlagen im Flug testen, um die Performance des UAVs zu validieren. Diesen variablen Schwerpunkt lässt sich unter anderem durch einen verschiebbaren Gaszylinder oder ein als gesamtes verschiebbbares Landewerk realisieren.



**Abbildung 5.4.:** Erforderliche Schwerpunktlage in Abhängigkeit der Gesamtmasse im Betriebsbereich

Weiterhin ist darauf zu achten, dass eine möglichst kompakte Struktur konzipiert wird, um Außenabmessungen und Trägheitsmomente zu reduzieren. Das Massenträgheitsmoment bezogen zu einer Rotationsachse x-x lautet [16, S. 131]:

$$I_x = \int r_{\perp}^2 dm \quad (5.13)$$

Dabei ist  $r_{\perp}$  der senkrechte Abstand zu der Rotationsachse x-x und  $dm$  die infinitesimalen Massen. Aus der Gleichung (5.13) wird deutlich, dass eine kompaktere Bauweise zu einer Reduzierung der senkrechten Abstände führt. Dies hat zur Folge, dass die Massenträgheitsmomente entsprechend verringert werden. Reduzierte Trägheitsmomente bieten erhebliche Vorteile, diese ermöglichen eine verbesserte Manövriergeschwindigkeit des UAVs, da eine höhere Roll-, Nick- und Gierrate möglich ist. Daher ist es von Vorteil, beim Entwurf eine möglichst kompakte Struktur anzustreben. Dies bedeutet, dass die Massen des Landewerks so nah wie möglich an den zentralen Rotationsachsen, beziehungsweise an dem Schwerpunkt positioniert werden sollten.

### 5.3. Lasten

In der Entwicklung von Luftfahrzeugkomponenten, insbesondere von Landewerken, ist die genaue Bestimmung und Berücksichtigung von Lasten von entscheidender Bedeutung. Das Landewerk eines eVTOLs muss nicht nur das Gewicht des gesamten Luftfahrzeugs tragen, sondern auch dynamischen Lasten standhalten, die durch Manöver, Landungen und Startvorgänge entstehen.

Die statischen Lasten entstehen durch das Eigengewicht des Luftfahrzeugs und seiner Nutzlast. Sie sind konstant und ändern sich nicht mit der Zeit, es sei denn, es gibt eine Änderung in der Masse des Luftfahrzeugs, zum Beispiel durch Verbrauch von Treibstoff oder Abwurf von Nutzlast. Statische Lasten können direkt aus der Massenbilanz abgeleitet und in eine FEM-Analyse integriert werden. Es ist auch zu beachten, dass beim Stand des UAVs am Boden die Krafteinleitung über das Landegestell in den Boden erfolgt. Im Flug wird der Schub durch die Rotoren erzeugt und die Kraft wird über das Landegestell in die Getriebeplatte und schlussendlich zu den Rotoren geleitet.

Dynamische Lasten, die während anspruchsvoller Flugmanöver auftreten, sind jedoch komplexer zu bestimmen. Sie werden durch verschiedene Faktoren beeinflusst, darunter starke Beschleunigungen und aerodynamische Interaktionen. Aus der Anforderungsanalyse der AREA ergibt sich, dass ein Lastvielfaches von bis zu 3 g notwendig ist, was deutlich über der statischen Last liegt [4, S. 31]. Diese Last wirkt senkrecht zur Rotorebene, beziehungsweise in negativer z-Richtung im körperfesten Koordinatensystem. Aufgrund der geringen Angriffsfläche des Landewerks und hoher Mindestsicherheit können aerodynamische Effekte vernachlässigt werden. Die größte Last tritt aber beim Landen auf, wobei ein maximaler Landestoß, wie bei der vorherigen batteriebetriebenen AREA, von 5 g angenommen wird [4, S. 58].

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass der kritischste Lastfall der maximale Landestoß von 5 g in negativer z-Richtung ist. Bei der Entwicklung neuer Fluggeräte, wie dem in dieser Arbeit vorgestellten Modell, stellt die genaue Bestimmung solcher dynamischen Lasten oft eine Herausforderung dar. In der Praxis werden daher für Prototypen oft konservative Lastannahmen und erhöhte Sicherheitsfaktoren verwendet [4, S. 112]. Darüber hinaus werden bei diesem Einzelstück keine praktischen Tests durchgeführt. Daher wird für das Landewerk dieses speziellen Modells eine Mindestsicherheit von  $S_{min} = 2$  angesetzt, um potenzielle Risiken zu minimieren.

### 5.4. Vibrationen und Resonanzen

Hubschrauber sind naturgemäß Systeme, die verschiedenen Vibrationen und Schwingungen ausgesetzt sind. Diese Vibrationen können durch eine Vielzahl von Faktoren verursacht werden, darunter unsymmetrische Strömungszustände im Vorwärtsflug, Einfluss des Rumpfes auf die Rotor-durchströmung, Turbulenzen, Strömungsablösungen und viele andere. Diese Vibrationen beeinflussen die Lebensdauer der Avionik und der Struktur im Hinblick auf Ermüdung. Dadurch muss die Integration des BW-HS sicher gegen Vibrationen erfolgen, vor allem bei der Befestigung, ohne feste Montagepunkte, der Wasserstofftanks und LiPos.

## 5. Anforderungsanalyse

Ein weiteres kritisches Phänomen sind die Resonanzen. Um Luft- und Bodenresonanz zu verhindern, sind verschiedene technische Lösungen und Ansätze erforderlich. Zum einen spielen Dämpfungssysteme eine zentrale Rolle. Durch den Einsatz von speziellen Dämpfern oder durch die Konstruktion eines intrinsisch dämpfenden Landegestells können unerwünschte Schwingungen effektiv reduziert werden. Ein herkömmlicher Schwenkdämpfer ist in der AREA nicht vorhanden, die Dämpfung erfolgt lediglich durch Reibung im Blattgriff, welche ebenfalls maßgeblich zur Minimierung von Resonanzeffekten beiträgt [4, S. 115]. Ein weiterer entscheidender Aspekt ist die Frequenzabstimmung. Es ist von größter Bedeutung, sicherzustellen, dass die aufsteigende niedrfrequente Schwingungsform zu keinem Zeitpunkt mit einer Eigenfrequenz der AREA Struktur übereinstimmt. [47, S. 247–272]

Moderne Ingenieurmethoden, insbesondere die FEM, bieten hier wertvolle Unterstützung. Durch FEM-Frequenzanalysen kann das Resonanzverhalten eines Systems im Voraus analysiert und optimiert werden, um potenzielle Resonanzprobleme bereits in der Designphase zu identifizieren und zu vermeiden. [30, S. 113]

Zusammenfassend ist es für die Sicherheit und Zuverlässigkeit eines Hubschraubers unerlässlich, Vibrationen und Resonanzphänomene durch gezielte konstruktive Maßnahmen und sorgfältige Frequenzabstimmung zu verhindern.

## 5.5. Zusammenfassung

Diese Zusammenfassung dient der kompakten Übersicht aller Anforderungen, um in der nachfolgenden Konstruktionsphase das Modell effizient anhand dieser Kriterien überprüfen zu können. Zusätzliche Anforderungen sind die zeiteffiziente und wirtschaftliche Herstellbarkeit des Landewerks. Die grundlegenden Anforderungen lauten wie folgt:

- Sichere Anbindung und Integration aller BW-HS Komponenten
- Erfüllung der Airflow Anforderungen der FCPMs
- Möglichst leichte und kompakte Konstruktion
- Berücksichtigung der korrekten und verschiebbaren Schwerpunktlage
- Ausreichende Strukturintegrität, speziell bei einem 5 g Landestoß
- Sichere Konstruktion gegenüber Vibrationen
- Vermeidung von Resonanzen
- Zeiteffizienz und Wirtschaftlichkeit

# 6. Entwurf und Konstruktion

In diesem Kapitel erfolgt die detaillierte Ausarbeitung des zentralen Elements dieser Arbeit, des Landewerks, unter Verwendung der **CAD**-Software **CATIA V5**. Zunächst steht die **Verifizierung des bestehenden AREA CAD-Modells** im Mittelpunkt, sodass in diesem Modell das neue Landewerk integriert werden kann.

Nach dieser kritischen Überprüfung beginnt die Phase der **Konzeptionierung**. Hier werden verschiedene Ansätze und Konzepte entwickelt, analysiert und miteinander verglichen, um das optimale Design für das Landewerk zu finden.

Der anschließende **Detailentwurf** stellt einen simultanen Prozess dar, bei dem Konstruktionsentscheidungen und Optimierungen Hand in Hand mit Simulationen und Analysen gehen. Dieser iterative Ansatz gewährleistet, dass das entwickelte Landewerk nicht nur theoretisch, sondern auch in der praktischen Anwendung überzeugende Leistungen erbringt.

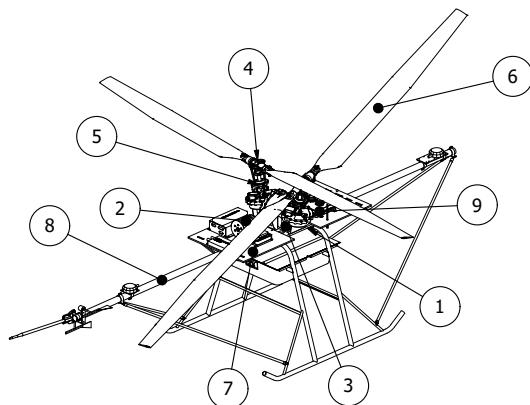
Insgesamt legt dieses Kapitel den Grundstein für die technische Umsetzung des Landewerks und bietet einen tiefgehenden Einblick in den komplexen Prozess der **CAD**-basierten Konstruktion und Optimierung.

## 6.1. Verifizierung des bestehenden AREA CAD-Modells

Die Verifizierung eines **CAD**-Modells ist ein essenzieller Schritt im Entwicklungsprozess, um sicherzustellen, dass das digitale Modell korrekt und präzise die realen Gegebenheiten und Anforderungen widerspiegelt. Im Rahmen des **AREA**-Projekts ist diese Überprüfung besonders relevant, da etwaige Komponenten aus dem **CAD**-Modell als Grundlage für die Weiterentwicklung und Integration neuer Systemkomponenten dient. Auch importierte **CAD**-Dateien der neuen **BW-HS** Komponenten, wie zum Beispiel die **FCPMs**, sowie teilweise neue Avionik Komponenten, müssen überprüft werden.

## 6. Entwurf und Konstruktion

Nr.	Bezeichnung
1	Getriebeplatte
2	Motor
3	Getriebe
4	2x Rotorkopf
5	2x Taumelscheibensteuerung
6	2x Rotor
7	2x Avionik-Rig (vorne/hinten)
8	2x Ausleger (vorne/hinten)
9	Avionik



**Tabelle 6.1.:** Stückliste der erhaltenen Komponenten der bestehenden AREA

**Abbildung 6.1.:** Erhaltene Komponenten der bestehenden AREA

Zunächst ist es von zentraler Bedeutung, sich einen umfassenden Überblick über die Modell- und Ordnerstruktur zu verschaffen. Die Strukturierung und Organisation des CAD-Modells beeinflussen maßgeblich die Effizienz der weiteren Arbeitsschritte. Eine klare und logische Ordnerhierarchie ermöglicht eine schnelle Navigation und Lokalisierung von spezifischen Bauteilen oder Baugruppen. Dies ist insbesondere bei komplexen Projekten wie der AREA von Vorteil, wo zahlreiche Komponenten und Unterbaugruppen miteinander interagieren.

Daraufhin folgt die Verifizierung, bei dieser wird das bestehende AREA CAD-Modell einer detaillierten visuellen Überprüfung unterzogen. Hierbei werden die Geometrien, Abmessungen und die Anordnung der einzelnen Bauteile inspiziert. Es ist wichtig sicherzustellen, dass alle Komponenten korrekt modelliert sind und dass es keine offensichtlichen Fehler oder Unstimmigkeiten im Modell gibt.

Des Weiteren werden die im CAD-Modell verwendeten Materialien, mithilfe zur Verfügung stehenden technischen Zeichnungen und Dokumentationen, überprüft. Gegebenenfalls wird Material, sowie auch Materialeigenschaften, wie Dichte, E-Modul oder Streckgrenze, angepasst. Dies stellt sicher, dass die simulierten Massen und Materialeigenschaften korrekt sind und dass das Modell realistische Ergebnisse in nachfolgenden Simulationen und Analysen liefert.

Ein zusätzlicher wichtiger Aspekt der Verifizierung ist die Überprüfung der Bedingungen und Verbindungen zwischen den verschiedenen Komponenten in Baugruppen (Produkten). Hierbei wird sichergestellt, dass alle Teile korrekt miteinander verbunden und vollständig eingeschränkt sind.

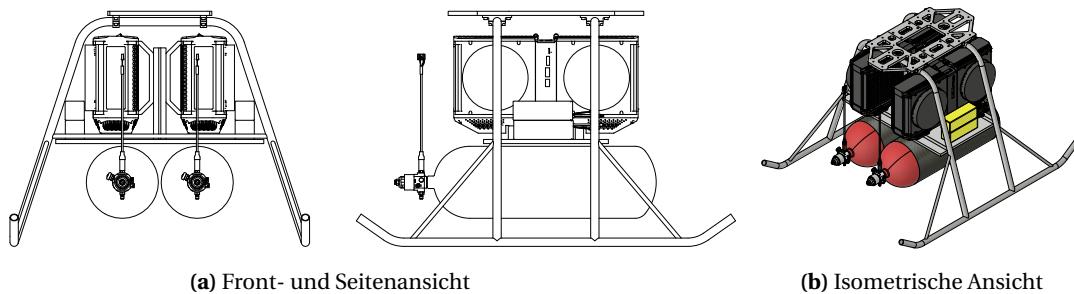
Schlussendlich dient die Verifizierung des AREA CAD-Modells dazu, eine solide und zuverlässige Basis für die weiteren Schritte im Entwicklungsprozess zu schaffen. Es gewährleistet, dass das Modell korrekt und präzise ist und dass es die realen Gegebenheiten und Anforderungen des Projekts genau widerspiegelt.

## 6.2. Konzeptionierung

Im Laufe dieses Kapitels werden die drei verschiedenen Konzepte vorgestellt und diskutiert, das endgültige Konzept mittels einer technischen Konzeptbewertung (siehe Tabelle 6.2) ausgewählt und somit eine erste Massenbilanz (siehe Abbildung 5.1) erstellt.

Bei der Weiterentwicklung des Landewerks steht man vor der Herausforderung, wirtschaftlich und zeiteffizient zu agieren. Daher ist es sinnvoll, nicht gänzlich von Grund auf neu zu beginnen, sondern das bestehende Design als Ausgangspunkt zu nehmen und gezielt anzupassen. Dieser Ansatz ermöglicht es, bereits vorhandene Komponenten und Erkenntnisse aus praktischen Tests zu nutzen und gleichzeitig den Entwicklungsprozess zu beschleunigen. Eine eingehende Untersuchung des alten Landegestells hat bestätigt, dass es den neuen Belastungen standhalten kann (siehe Kapitel 7.1 Festigkeitsanalyse des Landegestells), zudem bieten die Abmessungen ausreichend Raum für die Integration des **BW-HS**. Besonders kritisch in dieser Hinsicht sind die Breite der beiden Brennstoffzellen und die gesamte Aufbauhöhe des **BW-HS**, einschließlich der Tanks, **LiPos** und Brennstoffzellen. Trotz dieser Herausforderungen bietet das Landegestell genügend Spielraum für die notwendigen Anpassungen. Auch die Getriebeplatte, die als zentrale Schnittstelle zum restlichen Helikopter dient, kann somit nahtlos weiter verwendet werden.

### 6.2.1. Konzept 1: Vertikale Brennstoffzellen & untenliegende Tanks



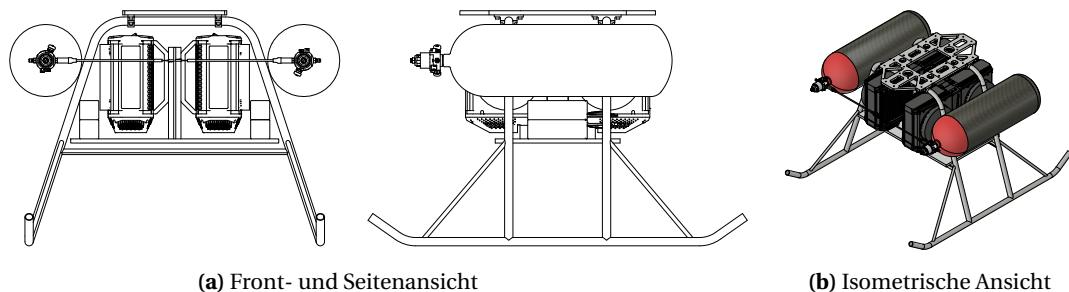
**Abbildung 6.2.:** Konzept 1

Im ersten Konzept werden die **FCPMs** direkt unter der Getriebeplatte in einer vertikalen Ausrichtung positioniert. Sie sind über eine eigens gefertigten **FCPM**-Montageplatte miteinander verbunden, die wiederum an die Hauptmontageplatte angebracht wird. Die Verbindung kann entweder verschweißt oder verschraubt ausgeführt werden. Ebenfalls kann die Hauptmontageplatte entweder direkt am Landegestell verschweißt oder mittels Trägern verschraubt werden. Die verschraubbare Option bietet den Vorteil, dass diese eine Anpassung der Schwerpunktlage in der x-Richtung zulässt, um die erforderliche Schwerpunktposition zu erreichen (siehe Kapitel 5.2). Aus diesem Grund wird die verschraubbare Variante bevorzugt. Der verfügbare Raum neben den Brennstoffzellen eignet sich zur Unterbringung der **LiPo**-Akkus, während die Tanks unterhalb der Hauptmontageplatte positioniert werden, dabei müssen die Tanks unter der Hauptmontageplatte hängend befestigt werden. Diese Konfiguration bietet eine kompakte Bauweise, effiziente Luftzirkulation für die **FCPMs** und einen direkten Zugriff auf Tanks und **LiPos**. Allerdings liegt der Schwerpunkt deut-

## 6. Entwurf und Konstruktion

lich unter der Getriebeplatte, da die FCPMs vertikal verbaut sind und so die Tanks recht weit unten angebracht werden müssen. Außerdem ist durch die Verwendung von zwei Montageplatten das Gewicht des gesamten Landewerks erhöht und die Montage der parallel verbauten FCPMs kann durch den engen Bauraum zwischen diesen beiden komplex und herausfordernd sein. Zudem erfordert dieses Konzept Anpassungen am Landegestell, neben der Entfernung der Akkuträger und dem Anschweißen neuer Träger, ist es notwendig, die horizontalen Stützstreben (siehe Abbildung 2.10) nach oben zu versetzen, sodass diese direkt über der Hauptmontageplatte positioniert sind.

### 6.2.2. Konzept 2: Vertikale Brennstoffzellen & seitliche Tanks



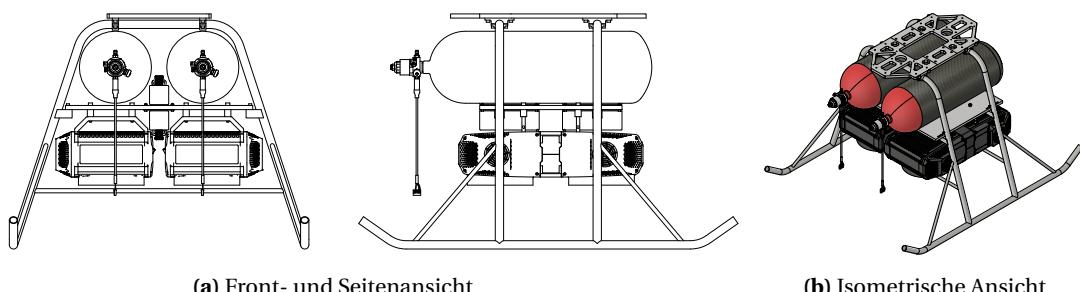
(a) Front- und Seitenansicht

(b) Isometrische Ansicht

Abbildung 6.3.: Konzept 2

Das zweite Konzept ähnelt dem ersten, wobei der Hauptunterschied in der Positionierung der Tanks liegt, die seitlich am Landegestell angebracht werden. Die Montage der Tanks kann über angeschweißte Halterungen oder verschraubbare Rohrschellen erfolgen. Aber durch die seitliche Anordnung der Tanks wird die Baugröße des Landewerks erweitert und kann somit die Aerodynamik des UAVs beeinträchtigen. Dagegen sind weniger Modifikationen am Landegestell erforderlich, da die horizontalen Stützstreben so übernommen werden können und nicht abgetrennt und neu verschweißt werden müssen.

### 6.2.3. Konzept 3: Horizontale Brennstoffzellen & obenliegende Tanks



(a) Front- und Seitenansicht

(b) Isometrische Ansicht

Abbildung 6.4.: Konzept 3

Im dritten Konzept dient eine einzige Montageplatte als zentrales Element, auf der die Tanks direkt unter der Getriebeplatte befestigt werden. Die FCPMs werden in einer horizontalen Ausrichtung

## *6. Entwurf und Konstruktion*

unter der Montageplatte positioniert und können so einfach von oben über die Montageplatte und den FCPM-Haltern fixiert werden. Die LiPo-Akkus können entweder seitlich neben den Tanks oder zentral in der Mitte montiert werden. Aufgrund des begrenzten verfügbaren Bauraums würden seitlich der Tanks positionierte LiPos etwas aus dem Landegestell hinausragen. Zudem würde dies eine Gewichtserhöhung mit sich bringen, da die Montageplatte entsprechend vergrößert werden müsste. Andererseits müssten durch mittig positionierte Akkus die FCPMs mittels Distanzhülsen etwas nach unten versetzt werden, sodass für die LiPos genug Raum zur Verfügung steht. In diesem Konzept werden die Akkus mittig platziert, dadurch ist eine kompaktere und leichtere Bauweise möglich. Die Luftzufuhr für die FCPMs wird gewährleistet, und die Befestigungsmöglichkeiten für Tanks und FCPMs sind robust. Durch die niedrigere Bauhöhe der horizontal verbauten FCPMs ist der Schwerpunkt relativ nahe unter der Getriebeplatte, was geringe Trägheitsmomente und somit gute Manövriergängigkeit verspricht. Ein potenzieller Nachteil könnte der eingeschränkte Zugang zu den LiPos im verbauten Zustand sein, sowie zusätzliche notwendige Modifikationen am Landegestell, da auch hier wie bei Konzept 1 die horizontalen Stützstreben neu positioniert werden müssen.

### **6.2.4. Technische Konzeptbewertung**

In diesem Kapitel wird eine technische Bewertung der drei entwickelten Konzepte vorgenommen, um ihre Eignung hinsichtlich verschiedener Kriterien zu beurteilen. Bei der Bewertung werden sowohl die technischen Vorteile als auch die Herausforderungen jedes Konzepts berücksichtigt. Hierbei spielen Faktoren wie die Kompaktheit, Masse, Praktikabilität oder eine variable Schwerpunktlage eine entscheidende Rolle.

In dieser Bewertung wird jedem Konzept zu jedem Kriterium eine Punktzahl gegeben. Die Punktzahl gibt an, wie gut das entsprechende Konzept das Kriterium erfüllt, dabei geht die Punkteskala von vier (sehr gut) bis hin zu null (unbefriedigend). Nicht alle Kriterien haben eine gleich hohe Relevanz, daher werden diese in der technischen Konzeptbewertung unterschiedlich stark gewichtet. Hierbei werden sowohl die spezifischen Anforderungen an das UAV als auch weitere Faktoren berücksichtigt, die durch interne Prozesse bestimmt werden, wie beispielsweise vorgegebene Fristen oder die Fertigungsmöglichkeiten in der hauseigenen Werkstatt. Die technische Wertigkeit ergibt sich schließlich durch die Division der jeweiligen gewichteten Gesamtpunktzahl durch die maximal erreichbare gewichtete Gesamtpunktzahl von 26,4.

Kriterium	Gewichtung	Konzept 1	Konzept 2	Konzept 3
Wirtschaftlichkeit	0,8	3	3	4
Zeiteffizienz	1,2	3	3	4
Praktikabilität	1,2	2	2	3
Kompaktheit	0,8	3	3	4
Masse	1,6	3	2	4
variable Schwerpunktlage	1	4	4	4
Gesamtpunkte ohne Gewichtung		18	17	23
Gesamtpunkte mit Gewichtung		19,6	18,0	25,2
<b>Technische Wertigkeit</b>	<b>0,74</b>	<b>0,68</b>	<b>0,95</b>	

Punktevergabe: Sehr gut: 4, Gut: 3, Ausreichend: 2, Gerade noch tragbar: 1, Unbefriedigend: 0

**Tabelle 6.2.:** Technische Konzeptbewertung, Vorlage: [4, S. 36]

Nach sorgfältiger Auswahl der Gewichtungen und einer durchdachten Punktevergabe kristallisiert sich das Konzept 3 mit einer technischen Wertigkeit von 0,95 als das am deutlich besten geeignete heraus. Es besticht durch seinen kompakten Aufbau, durch die ideal positionierten Tanks direkt unter der Getriebeplatte und den horizontal fixierten Brennstoffzellen. Ansonsten ist im Wesentlichen die Verwendung einer einzigen zentralen Montageplatte ein großer Vorteil.

### 6.3. Detailentwurf

Nun wird das gewählte Konzept 3 bis ins kleinste Detail ausgearbeitet, um schlussendlich ein voll-funktionsfähiges Landewerk, welches alle Anforderungen erfüllt, fertigungsgerecht herstellen zu können. Im Detailentwurf werden sowohl konstruktive Feinheiten als auch Materialauswahl, Befestigungsmethoden und andere technische Aspekte berücksichtigt. Hierbei werden alle Bauteile vollständig konstruiert und mittels FEM-Simulationen (siehe Kapitel 7) optimiert und den Anforderungen dementsprechend überprüft. Obendrein werden verwendete Normteile, sowie diverse andere Zukaufteile ausgewählt.

### 6.3.1. Tankfixierung

Im Rahmen des Detaillentwurfs wird als Erstes die Befestigung der Tanks in den Fokus genommen. Eine besondere Herausforderung stellt dabei die Tatsache dar, dass die Tanks über keine vorgefertigten Montagepunkte verfügen, das bedeutet, es existieren keine Halterungen, Bohrungen oder ähnliche Vorrichtungen. Zudem ist die zylindrische Form des Tanks zu berücksichtigen, die eine spezielle Halterungslösung erfordert. Bei der Suche nach einer geeigneten Befestigungsmethode stehen Praktikabilität, Masse und insbesondere Sicherheit im Vordergrund.



**Abbildung 6.5.:** Varianten der Tankfixierung

Verschiedene Ansätze wurden in Erwägung gezogen und getestet, darunter Spanngurte, Klettverschlüsse und Bandschellen. Auch spezielle Tankflaschengurte und maßgefertigte Metallträger wurden betrachtet, jedoch aufgrund ihres hohen Gewichts nicht weiterverfolgt. Die praktische Erprobung am realen Wasserstofftank ergab, dass Bandschellen in ihrer Handhabung unpraktisch sind und keine zuverlässige Fixierung bieten. Klettverschlüsse hingegen punkteten durch ihre einfache Handhabung und rutschfesten Oberfläche, wiesen jedoch aufgrund ihrer Elastizität und der Klettverbindung Limitierungen bei hohen Belastungen auf. Spanngurte stellten sich als besonders robust und sicher heraus, weshalb sie als bevorzugte Lösung ausgewählt wurden. Um überschüssige Gurtlängen ordentlich zu verstauen, wurde an den Spanngurten zusätzlich ein Klettverschluss angebracht.

Die eigens konzipierten Tankhalter haben den Nutzen der zylindrischen Aufnahme der Tanks und wurden aus Hart-PVC gefertigt. Dieses Material besticht durch seine ausgezeichnete Zerspanbarkeit [44, S. 400–402], die eine effiziente Fertigung ermöglicht, sowie durch seine ausreichende Druckfestigkeit [44, S. 746], die eine sichere Befestigung der Tanks gewährleistet. Zudem bietet PVC den Vorteil einer geringen Dichte, sodass ein solcher Halter nur 25 g wiegt. Jeder Tank wird durch drei dieser Tankhalter und ebenso viele Spanngurte sicher fixiert. Die Halterungen werden an der Montageplatte durch jeweils zwei Zylinderschrauben M4x12 befestigt. Für eine zusätzliche axiale Sicherung des Tanks werden sowohl auf den Tankhaltern als auch auf dem Tank selbst die komplementären Elemente eines Klettverschlusses verklebt.

### 6.3.2. LiPo-Fixierung

Die Fixierung der [LiPos](#) gestaltet sich unkomplizierter, da sie dank ihrer geraden Außenflächen direkt auf der Montageplatte aufliegen können. Zudem hat ein Akku ein Gewicht von lediglich etwa 530 g, was bedeutet, dass die Fixierung während des Fluges nicht stark belastet wird. Als optimale, einfache und vollkommen ausreichende Lösung werden hier zwei Klettverschluss-Kabelbinder je Akku verwendet. Diese wiegen nicht nur wenige Gramm pro Stück, sondern bieten auch eine zuverlässige Fixierung. Zusätzlich wird auch hier, zur axialen Sicherung, beidseitig Klettband verklebt.

### 6.3.3. Montageplatte

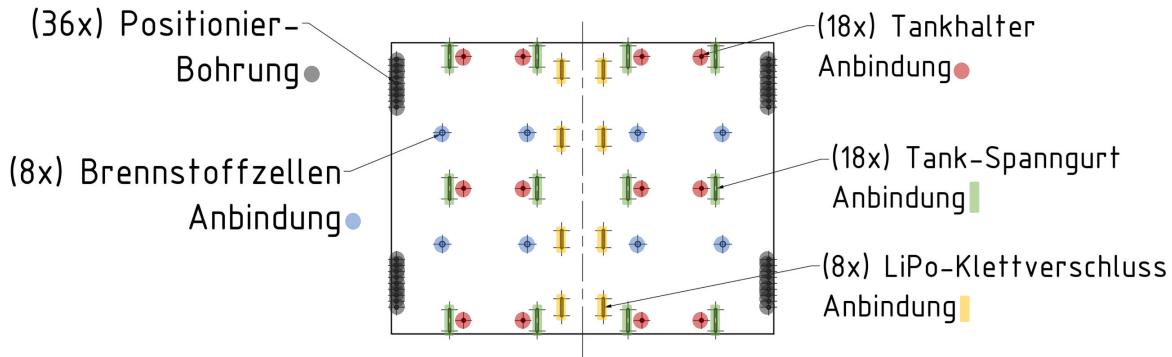
Das zentrale Element der [BW-HS](#) Integration stellt die Montageplatte dar. Diese fungiert als Bindeglied zwischen sämtlichen Komponenten des Hybridsystems und dem Landegestell, wodurch das gesamte Landewerk zu einer Einheit wird. Die Montageplatte wird mittels Schrauben an Trägern befestigt, die ihrerseits am Landegestell angeschweißt sind. Durch mehrerer in einer Linie angeordneter Bohrungen kann die gesamte Konstruktion flexibel in der x-Richtung justiert werden, um die Schwerpunktlage optimal auszurichten. Die Montageträger sind hierbei identisch zu den Akkuträgern aus der vorherigen Konstruktion. Aufgrund der großen Bauform und der hohen Belastungen während des Fluges, stellt die Montageplatte das kritischste Bauteil dieser Konstruktion dar. Daher ist eine sorgfältige und durchdachte Gestaltung dieser Komponente von höchster Relevanz. Im Weiteren werden Aspekte wie die Anbindungspunkte, Materialauswahl und Ansätze zur Gewichtsreduktion detailliert erörtert.

#### Anbindungen

Zu Beginn werden die Anbindungen in der Platte berücksichtigt, da diese die Positionierung der weiteren Komponenten festlegen und somit als Ausgangspunkt für den gesamten Entwurf der Montageplatte fungieren. Diese Anbindungen müssen daher exakt dimensioniert und platziert werden, sodass die erfolgreiche Integration des [BW-HS](#) gelingt, um im Anschluss weitere gewichtsreduzierende Maßnahmen ergreifen zu können.

Für die Verbindung der Platte mit den Trägern sind Durchgangsbohrungen mit einem Durchmesser von 4,2 mm vorgesehen. Mithilfe von Zylinderschrauben M4x20 und Sicherungsmuttern M4 wird die Platte an den Trägern fixiert. Durch die Anordnung von neun solcher Bohrungen pro Träger im Abstand von jeweils 7 mm zueinander, ergibt sich eine variable Verschiebe Möglichkeit der Platte in x-Richtung um insgesamt 56 mm. Somit ist laut [CAD](#)-Modell eine Verschiebung der Schwerpunktlage von 10 mm bis 40 mm vor der Rotorachse möglich.

Die Befestigung der Tankhalter erfolgt über M4 Gewindebohrungen in der Platte, mittels Zylinderschrauben M4x12. Die Positionierung dieser Bohrungen wurde so gewählt, dass zwischen den



**Abbildung 6.6.:** Anbindungen an der Montageplatte

Tanks ausreichend Platz für die **LiPos** bleibt. Da auf der Rückseite der Platte keine Muttern verwendet werden können, um eine ebene Auflagefläche für die Spanngurte der Tankbefestigung zu gewährleisten, wurde hier auf ein Gewinde in der Platte zurückgegriffen und auf Muttern verzichtet.

Die Spanngurte zur Befestigung der Tanks werden durch Langlöcher mit einer Breite von 3 mm und einer Länge von 25 mm geführt. Für die Befestigung der **LiPos** mittels Klettverschlüssen sind ebenfalls Langlöcher vorgesehen, die jedoch nur eine Länge von 20 mm aufweisen.

Die Befestigung der Brennstoffzellen erfolgt über ein vorgegebenes Bohrbild der Brennstoffzellenhalter (siehe [22, S. 12]). Hierzu werden Durchgangsbohrungen mit einem Durchmesser von 6,2 mm in der Platte vorgesehen, durch die Zylinderschrauben M6x35 in die Gewinde der Brennstoffzellenhalter geschraubt werden.

Da die **LiPos** mittig positioniert sind, ist es notwendig, die **FCPMs** etwas nach unten zu versetzen, um ausreichend Platz zu schaffen. Um diesen Versatz zu realisieren, werden Distanzhülsen aus Aluminium (EN AW 7075) mit einer Höhe von 17 mm eingesetzt. Diese Hülsen sind ebenfalls mit Durchgangsbohrungen von 6,2 mm Durchmesser ausgestattet, um die **FCPM**-Verschraubung zu ermöglichen.

### Materialauswahl

Nachdem die Basis mit den vorgegebenen Außenabmessungen und den notwendigen Anbindungen modelliert wurde, ergibt sich die Notwendigkeit einer sorgfältigen Materialauswahl für die Platte. Zwei Materialkonzepte wurden in Erwägung gezogen: Zum einen eine Ausführung aus Aluminium (EN AW 7075) in Leichtbauweise, ähnlich der Getriebeplatte, und zum anderen die Verwendung einer **CFK**-Platte. Beide Konzepte werden mittels Fräsvorfahren hergestellt und werden im Folgenden detailliert beschrieben.

Bei der Aluminiumvariante wird, analog zur Getriebeplatte, eine 10 mm dicke Platte verwendet. Mithilfe von Planfräsern können Taschen in die Platte eingefräst werden, wodurch die Platte ihre

## 6. Entwurf und Konstruktion

Steifigkeit primär durch die integrierten Rippen erhält. In einem ersten Entwurf werden diese Rippen mit einer Stärke von 1,5 mm konzipiert und in einer Fachwerkanordnung platziert und insbesondere die Anbindungen abgestützt. Basierend auf dieser Konstruktion beträgt die Masse etwa 1000 g. Erste FEM-Simulationen (siehe Kapitel 7.2) bestätigen die erforderliche Festigkeit dieses Entwurfs.

Bei der **CFK**-Variante ist aufgrund des Lagenaufbaus aus Carbon eine solche Rippenbauweise nicht sinnvoll umsetzbar. Daher wird hier mit einer durchgehenden Platte gearbeitet, die eine Dicke von 6 mm aufweist. Durch gezielte Aussparungen in weniger beanspruchten Bereichen, basierend auf **FEM**-Simulationen (siehe Kapitel 7.2), konnte auch hier Gewicht eingespart werden. Die Masse dieses Vorentwurfs liegt bei etwa 1100 g.

Bei der Auswahl des Materials für die Montageplatte sind neben den technischen Aspekten auch wirtschaftliche Faktoren zu berücksichtigen. Insbesondere bei der Verwendung einer **CFK**-Platte sind zusätzliche Komplexitäten zu beachten. So erfordern die für die Tankhalter notwendigen Gewinde in der **CFK**-Platte den Einsatz von Gewinde-Inserts, die eingepresst werden müssen. Dieser zusätzliche Fertigungsschritt erhöht nicht nur die Komplexität, sondern auch die Kosten der **CFK**-Montageplatte.

Darüber hinaus sind die Materialkosten für **CFK**-Platten im Vergleich zu Aluminiumplatten des Typs EN AW 7075 höher. Stand September 2023 belaufen sich die Kosten für eine 6 mm starke **CFK**-Platte mit den Mindestabmessungen von 450x342 mm auf mindestens 300 €. Im Gegensatz dazu ist eine 10 mm EN AW 7075 Platte gleicher Abmessungen bereits für deutlich unter 100 € erhältlich.

Ein weiterer entscheidender Aspekt ist die Fertigungsmöglichkeit in der hauseigenen Werkstatt. Während die Aluminiumplatte intern hergestellt werden kann, was eine direkte Kommunikation mit den Fertigungsexperten ermöglicht, muss die **CFK**-Platte extern produziert werden. Dies kann zu unvorhersehbaren Verzögerungen führen, da die Produktionsfristen bei externen Dienstleistern schwerer zu kalkulieren sind. Andererseits ist bei der **CFK**-Platte im Vergleich zu der Aluminiumvariante ein geringerer Materialabtrag und eine weniger komplexe Fräsbearbeitung erforderlich, welche weniger zeitaufwändig ist.

Kriterium	Alu	<b>CFK</b>
Masse	+	-
Wirtschaftlichkeit	+	-
Zeiteffizienz	=	=

Besser: +, Schlechter: -, Gleich: =

**Tabelle 6.3.:** Analyse Materialauswahl: Aluminium versus **CFK**

Bei genauerer Betrachtung der vorliegenden Daten wird deutlich, dass in diesem speziellen Anwendungsfall die Aluminiumvariante der **CFK**-Option überlegen ist, wie auch der obenstehenden Tabelle 6.3 zu entnehmen ist. Die Aluminium-Platte ist nicht nur leichter, sondern auch günstiger herzustellen. Aufgrund dieser Erkenntnisse wird die Entscheidung zugunsten der Aluminiumvariante getroffen.

### Detaillierte Ausarbeitung

Mithilfe von FEM-Simulationen konnte die bestehende Montageplatte aus Aluminium weiter optimiert werden und somit in der Masse reduziert werden (siehe Kapitel 7.3). Das Gewicht der Platte beträgt nun lediglich 881 g. Aber aufgrund der untenliegenden Versteifungen werden zwei spezielle LiPo-Montageplatten benötigt, da die an der Unterseite der Montageplatte gelegenen LiPos sonst keine ebene Auflagefläche haben. Diese werden aus 1 mm starken CFK-Platten gefertigt und an der Unterseite der Hauptmontageplatte mittels M3x16 Schrauben und M3 Sicherungsmuttern befestigt. Entsprechende Durchgangslöcher in der Hauptmontageplatte müssen dafür vorgesehen werden. Die LiPo-Montageplatten sind mit Langlöchern ausgestattet, die zur Befestigung der Klettverschlüsse für die LiPos dienen, somit wird jeder LiPo durch zwei unabhängige Klettverschlüsse fixiert. Aufgrund des benötigten Bauraums für die Klettverschlüsse hinter den LiPo-Montageplatten müssen die Versteifungen in diesem Bereich leicht abgesenkt werden. Um dennoch die erforderliche Bauteilfestigkeit zu gewährleisten, wurden zusätzliche Versteifungen vorgesehen.

Für eine fertigungsgerechte Konstruktion wurden alle vertikalen Kanten der Versteifungen mit einem Minestradius von 2,1 mm verrundet, um die Bearbeitung mit einem Ø4 mm Schaftfräser zu ermöglichen.

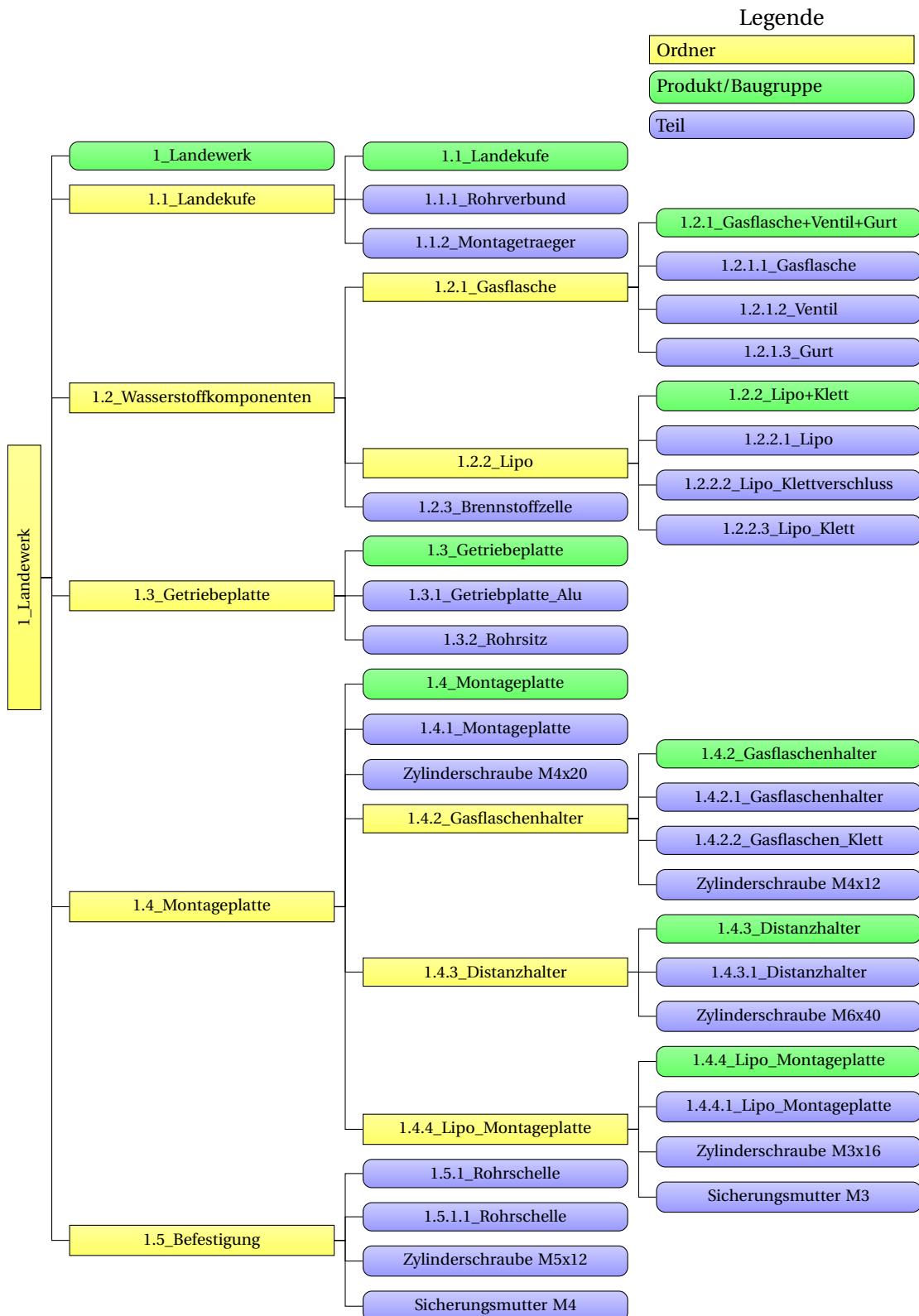
### 6.4. Fertigung

Für die Realisierung des Projekts wurden alle erforderlichen technischen Zeichnungen angefertigt und sind im Anhang zu finden. Die technischen Zeichnungen dienen als Grundlage für die Fertigung und beinhalten alle relevanten Grundmaße, Toleranzen und Oberflächenanforderungen und werden durch .stp Dateien ergänzt. Die Fertigung wurde frühzeitig in Auftrag gegeben, um eine termingerechte Fertigstellung sicherzustellen. Darüber hinaus wurden alle notwendigen Zukauf- und Normteile beschafft (siehe Abbildung A.7).

### 6.5. Baugruppen- und Ordnerstruktur

Die Baugruppen- und Ordnerstruktur des neu konzipierten Landewerks orientiert sich an die des vorherigen Landewerks. Dies gewährleistet eine reibungslose und unkomplizierte Integration in die bestehende AREA-Ordnerstruktur. Im Folgenden wird die detaillierte Baugruppen- und Ordnerstruktur des neuen Landewerks dargestellt.

## 6. Entwurf und Konstruktion



**Abbildung 6.7.: Baugruppen- und Ordnerstruktur**

# 7. Simulationen und Analysen

In diesem Kapitel werden die Simulationen und Analysen detailliert beschrieben, die für die Auslegung des Landewerks essenziell sind. Bei den Festigkeitsanalysen wird nur der Lastfall eines 5 g Landestoßes betrachtet, da bei diesem die höchsten Kräfte auftreten. Die Durchführung aller Simulationen erfolgt gemäß der im Kapitel 4.3 festgelegten Methodik, um konsistente und zuverlässige Ergebnisse sicherzustellen.

## 7.1. Festigkeitsanalyse des Landegestells

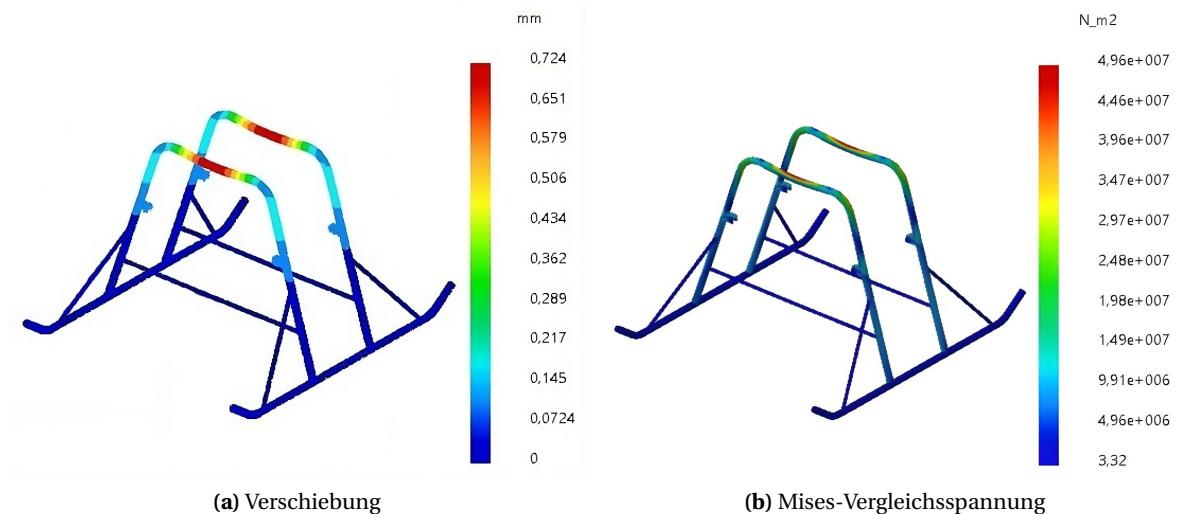


Abbildung 7.1.: Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung des Landegestells

Diese Festigkeitsanalyse dient der Überprüfung, ob das modifizierte Landegestell den neuen Belastungen durch das BW-HS standhält. Die Randbedingungen sind so festgelegt, dass sie einen realistischen Aufprall auf den Boden simulieren, indem beide Kufen fest eingespannt sind.

Die auf den Trägern wirkende Masse, durch das BW-HS und deren Anbringung, beträgt etwa 23,6 kg. Zusätzlich wurde eine verteilte Masse von 23,9 kg definiert, die durch die restlichen Komponenten über die Getriebeplatte auf das Landegestell ausgeübt wird. Weiterhin wurde eine Beschleunigung von 5 g festgelegt.

## 7. Simulationen und Analysen

Die erste Berechnung ergab einen globalen Fehler von 63,8 %. Durch mehrfache Netzverfeinerung auf eine Elementgröße von 5 mm und einem absoluten Durchhang von 1,5 mm, sowie durch den Einsatz von parabolischen Elementen, konnte der globale Fehler auf 7,7 % reduziert werden, welcher als akzeptabel betrachtet wird.

Die Ergebnisse der Simulation zeigen eine minimale Verschiebung der teilweise fixierten Kufe, während die maximale von-Mises-Vergleichsspannung bei etwa 50 MPa liegt (siehe Abbildung 7.1). Angesichts einer Streckgrenze von 95 MPa für die verwendeten EN AW 6060 Rohre ergibt sich ein ausreichender Sicherheitsfaktor von 1,9.

### 7.2. Festigkeitsanalyse der Aluminium- und CFK-Platte

Diese Festigkeitsanalyse dient der Verifizierung der Tragfähigkeit der Aluminium und CFK Materialkonzepte, um einen direkten Vergleich zwischen den beiden Materialien zu ermöglichen. Es ist wichtig zu beachten, dass in dieser ersten Analyse die CFK-Platte als isotropes, sprödes Material modelliert wurde. Diese Annahme ist vorerst gerechtfertigt, da die Platte einen quasi-isotropen Lagenaufbau mit vier Faserverlaufsrichtungen aufweist.

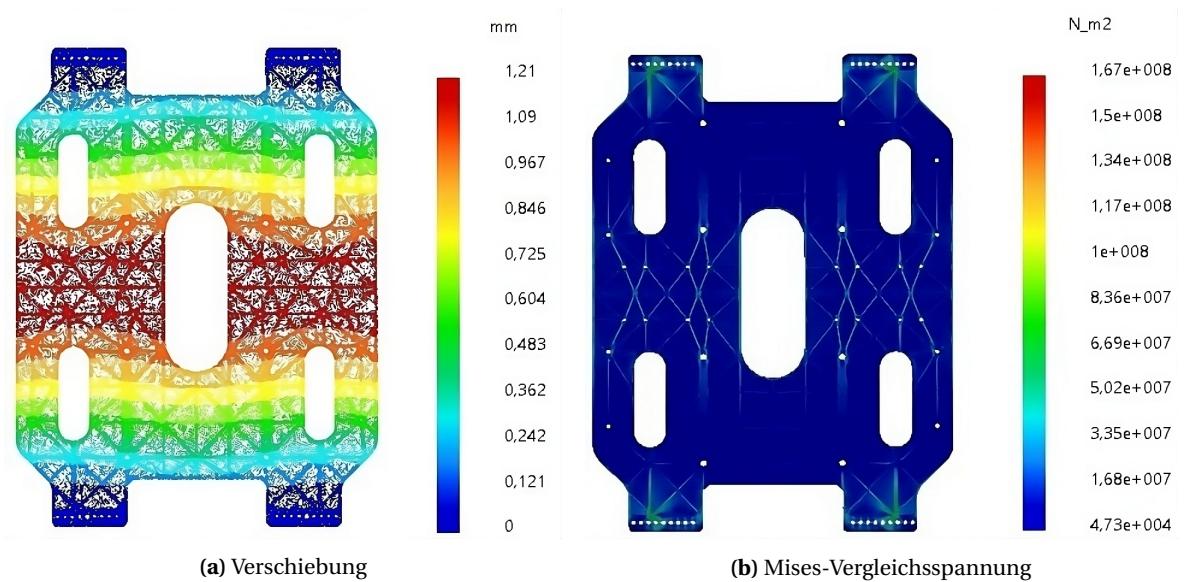
Bei beiden Varianten wurden die vier Anschraubbohrungen als fest eingespannt angenommen. Die auf die Platte wirkenden Lasten umfassen das gesamte BW-HS mit einem Gewicht von 22,07 kg sowie die Masse von 0,5 kg für weitere Befestigungselemente wie Schrauben, Klettverschlüsse und Tankaufnahmen, bei einer Beschleunigung von 5 g.

Bei der Aluminiumplatte wurde durch Netzverfeinerung auf eine Elementgröße von 2 mm und einem absoluten Durchhang von 0,5 mm ein Fehlergrad von 7,7 % erreicht. Die maximale von-Mises-Spannung beträgt 167 MPa (siehe Abbildung 7.2), was bei einer Streckgrenze des verwendeten Materials EN AW 7075-T6 von etwa 460 MPa einen Sicherheitsfaktor von über 2,75 ergibt.

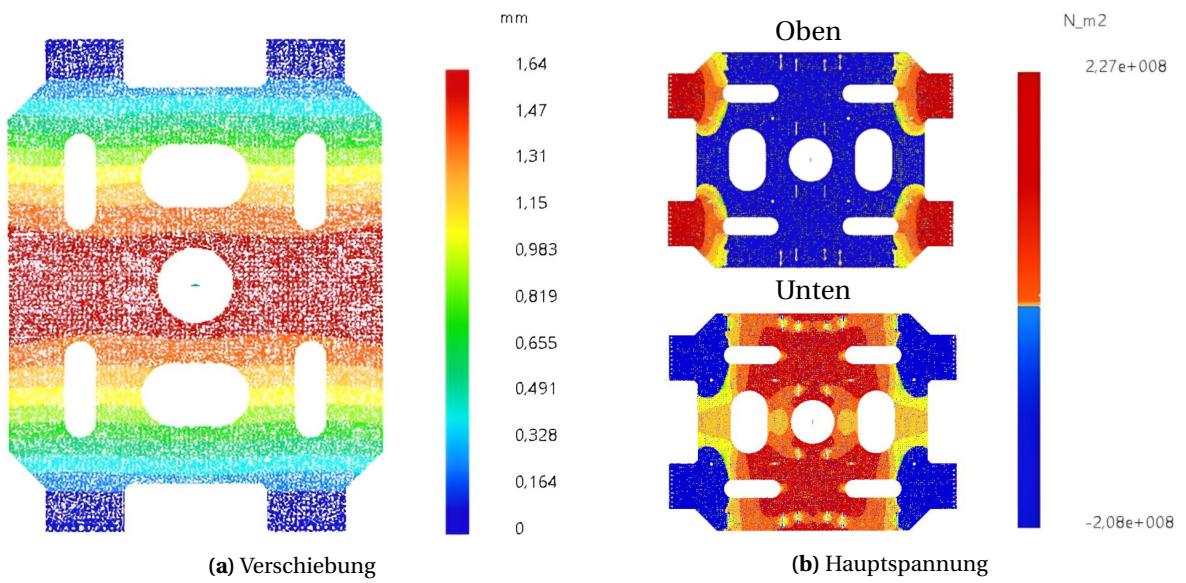
Bei der CFK-Platte wurde durch Netzverfeinerung auf eine Elementgröße von 3 mm und einem absoluten Durchhang von 1 mm ein Fehlergrad von 8,6 % erzielt. Da CFK ein sprödes Material ist, wurde die Hauptspannung als Vergleichsgröße herangezogen [30, S. 144]. Die höchste Hauptspannung beträgt nach Optimierung der Platte, durch Anpassung der Plattenstärke und Aussparungen, 227 MPa im Zug und 208 MPa im Druck (siehe Abbildung 7.3). Bei einer Zugfestigkeit von etwa 900 MPa und einer Druckfestigkeit von etwa 520 MPa für quasi-isotope Laminate ergibt sich ein ausreichender Sicherheitsfaktor von 2,5 [15].

In beiden Fällen wäre eine weitere Optimierung durch massenreduzierende Maßnahmen möglich gewesen, da beide Platten hohe Sicherheitsfaktoren aufweisen. Allerdings wurde darauf verzichtet, da der Hauptzweck dieser Simulation einzig die Verifizierung der Festigkeit für den Vergleich der beiden Materialien war.

## 7. Simulationen und Analysen



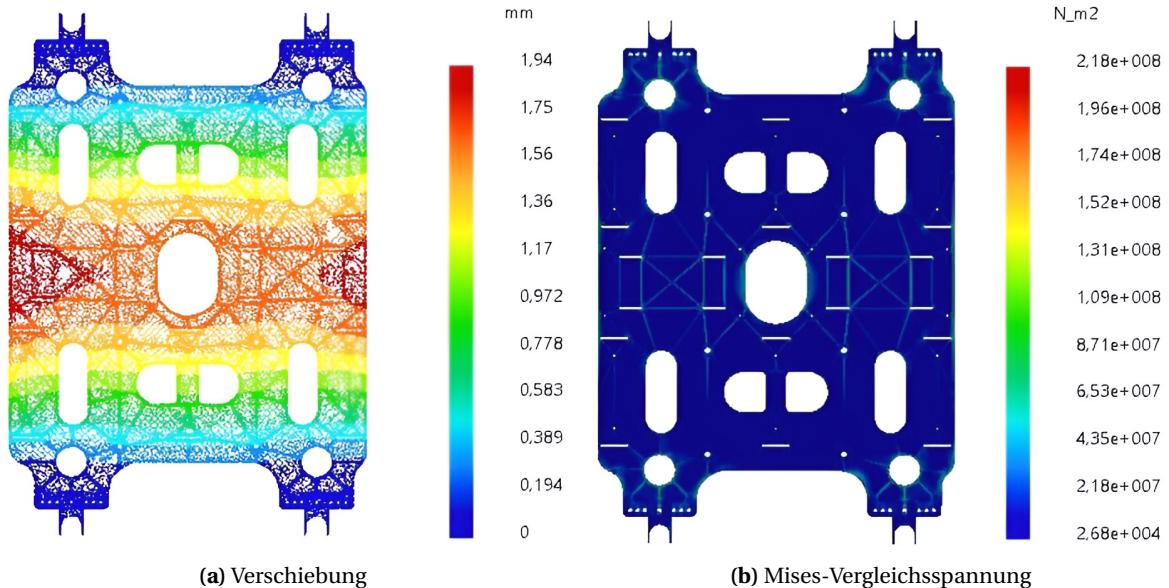
**Abbildung 7.2.:** Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung der Aluminiumplatte



**Abbildung 7.3.:** Verschiebung und Hauptspannung der CFK-Platte

### 7.3. Festigkeitsanalyse und Optimierung der Montageplatte

Um noch präzisere Ergebnisse in der abschließenden Simulation der Aluminium-Montageplatte zu erzielen, wird diese über vier Verschraubungen an den Trägern fixiert. Die Kontaktfläche zwischen Platte und Trägern ist als gleitend definiert. Die Massen des [BW-HS](#) werden an den entsprechenden Bohrungen angebracht und die 5 g Beschleunigung definiert. Nach einer Netzverfeinerung mit einer Elementgröße von 2 mm, einem absoluten Durchhang von 0,5 mm und der Verwendung von parabolischen Elementen, ergibt sich ein Fehlergrad von 9,7 %. Durch weitere Optimierungen, wie die Verstärkung und Neuanordnung bestimmter Rippen und die Anpassung von Aussparungen resultiert eine maximale Vergleichsspannung von 218 MPa (siehe Abbildung 7.4). Dies resultiert in einem Sicherheitsfaktor von 2,1. Dabei konnte eine Gewichtersparnis von etwa 120 g im Vergleich zum Aluminium-Vorentwurf erzielt werden.



**Abbildung 7.4.:** Verschiebung und Mises-Vergleichsspannung der Montageplatte

### 7.4. Frequenzanalyse

In der Frequenzanalyse wird untersucht, ob das Landewerk anfällig für Resonanzphänomene ist. Hierbei sind sowohl die Schwenkeigenfrequenzen in Abhängigkeit von der Rotordrehzahl als auch die translatorischen Eigenfrequenzen der gesamten Struktur von Bedeutung. Die Schwenkeigenfrequenzen können einer vorangegangenen Arbeit entnommen werden, die sich mit dem Entwurf der [AREA](#) befasst hat (siehe [4, S. 77]). Die Eigenfrequenzen des Landewerks werden mittels [FEM](#) in [CATIA](#) ermittelt.

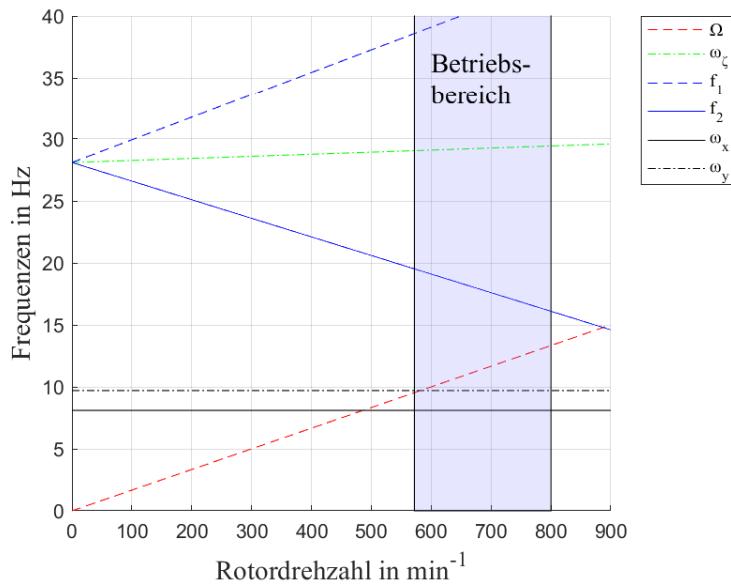
## 7. Simulationen und Analysen

Für die FEM-Analyse werden dem Landegestell die realen Massen zugeordnet. Im Kontext der Bodenresonanz ist es erforderlich, die Eigenfrequenzen des Landewerks unter Berücksichtigung des Bodenkontakts zu bestimmen. Die realitätsnahe Simulation dieses Bodenkontakts stellt eine Herausforderung dar. Allerdings hat ein Vergleich verschiedener Einspannungsbedingungen gezeigt, dass eine feste Einspannung beider Kufen die realistischsten Schwingungsformen liefert. Nach einer Netzverfeinerung auf 4 mm und einem absoluten Durchhang von 1 mm wurde ein akzeptabler Fehlergrad von 6,1 % erzielt. Die ersten vier Längs- und Quereigenfrequenzen sind wie folgt:

Eigenfrequenzen	
Längs-	Quer-
8,1	9,7
50,4	41,6
129,1	143,7
140,8	165,5

**Tabelle 7.1.:** Längs- und Quereigenfrequenzen der AREA (in Hz)

Die Eintragung der ersten Längs- und Quereigenfrequenz ( $\omega_y$  und  $\omega_x$ ) in ein Diagramm (siehe Abbildung 7.5) zusammen mit der hoch- und niederfrequenten Schwingung ( $f_1$  und  $f_2$ ) (gemäß Gl. (3.16)), sowie der Rotordrehzahl  $\Omega$ , und der Schwenkeigenfrequenz  $\omega_\zeta$ , zeigt deutlich, dass bei keiner Rotordrehzahl Bodenresonanz zu erwarten ist. Dies resultiert daraus, dass es keinen Schnittpunkt zwischen niedrfrequenten Schwingungen und den Eigenfrequenzen des Landewerks gibt. Zudem lässt sich aus dem Diagramm ableiten, dass der Rotor schwenksteif ist, da die Schwenkeigenfrequenz über der Rotordrehzahl liegt. Dies schließt ebenfalls das Auftreten von Luftresonanz aus. [47, S. 249–267]



**Abbildung 7.5.:** Entkoppelte Landewerk- und Schwenkeigenfrequenzen

## 8. Schlussfolgerung und Ausblick

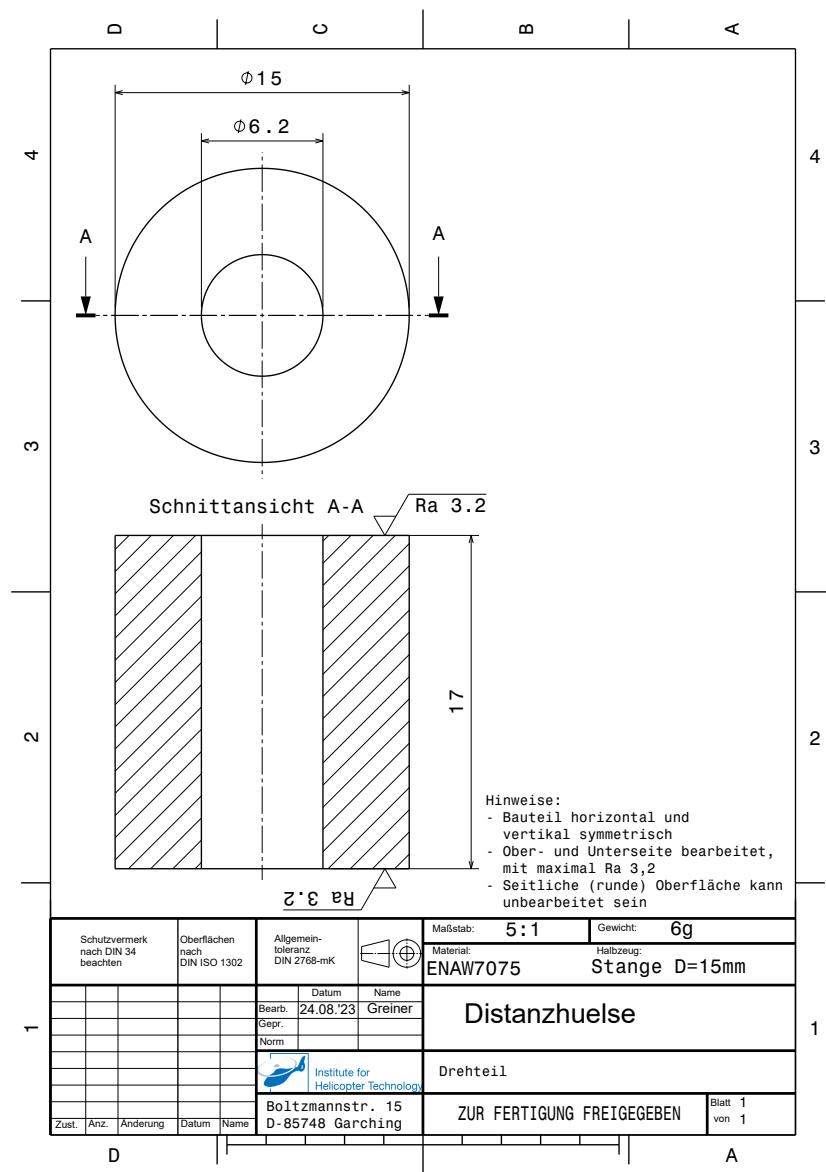
Diese Arbeit hat die erfolgreiche Konstruktion eines Landewerks für die Integration des [Batterie-Wasserstoff-Hybridsystems](#) in die [AREA](#) zum Ziel gehabt. Der Entwicklungsprozess begann mit einer ausführlichen Anforderungsanalyse, die alle technischen und wirtschaftlichen Kriterien berücksichtigte. Anschließend wurden in der Konzeptphase drei verschiedene Entwürfe entwickelt und bewertet. Nach der Auswahl des besten Konzepts folgte der Detailentwurf in [CATIA V5](#), der stets im Einklang mit den festgelegten Anforderungen stand. Anforderungen wie Lastfestigkeit und Resonanzverhalten wurden mittels [FEM](#)-Simulationen in [CATIA V5](#) ausführlich analysiert.

Das resultierende Landewerk erfüllt die gestellten Anforderungen in geeigneter Weise. Es zeichnet sich durch seine Kompaktheit, Praktikabilität und Leichtigkeit aus. Dies wurde durch die Verwendung einer zentralen Montageplatte erreicht, an der alle Komponenten des [BW-HS](#) und deren Halterungen befestigt sind. Die Materialauswahl, die hochfestes Aluminium, Kunststoffe, Textilien und Verbundwerkstoffe wie [CFK](#) einschließt, sowie konstruktive Leichtbaumethoden, trugen zur Gewichtsreduktion bei. In der Bewertung des finalen Konzepts zeigt sich, dass ein ausgewogener Kompromiss zwischen der Ausschöpfung des technischen Potenzials und notwendigen Sicherheitsreserven gefunden wurde. Da es sich um ein Einzelstück handelt und keine praktischen Tests durchgeführt wurden, kamen hohe Sicherheitsfaktoren in der Festigkeitsanalyse zum Einsatz.

Die nächsten Schritte nach dieser Arbeit beinhalten die Flugerprobung der [AREA](#). Dabei werden die Leistungsziele und Anforderungen des gesamten [eVTOLs](#), insbesondere des Landewerks, überprüft. Zudem wird zu klären sein, ob Optimierungsbedarf am Landewerk besteht und inwiefern das entwickelte Konzept für zukünftige Projekte und deren praktischen Anwendung geeignet ist. Zukünftige Arbeiten könnten mithilfe einer genaueren Analyse der dynamischen Lasten im Flug und bei der Landung, sowie praktischen Tests, das Potenzial für weitere Masseneinsparungen ausschöpfen. Zudem könnten in weiterführenden Projekten, mit höheren Stückzahlen und dadurch kosteneffizienteren Fertigungsverfahren, komplexere Konstruktionslösungen verwendet werden. Anstelle des in dieser Arbeit verwendeten verschweißten Aluminiumrohrverbunds könnte beispielsweise ein Landewerk vollständig aus [CFK](#), das bereits alle integrierten Aufnahmen für ein [BW-HS](#) bietet, in Erwägung gezogen werden. Im Kontext des Personentransports mit [eVTOLs](#) müssen zudem zahlreiche weitere Faktoren berücksichtigt werden. Insbesondere durch die eingeschränkten Autorotationseigenschaften vieler in der [eVTOL](#) Branche verwendeten Multikopter stellt die Sicherheit trotz hoher Redundanz einen wichtigen Faktor dar. Das Landewerk sollte daher im Falle eines Unfalls über Deformationselemente wie Crash-Tubes oder spezielle Unterböden verfügen, ebenso wie über energieabsorbierende Sitze.

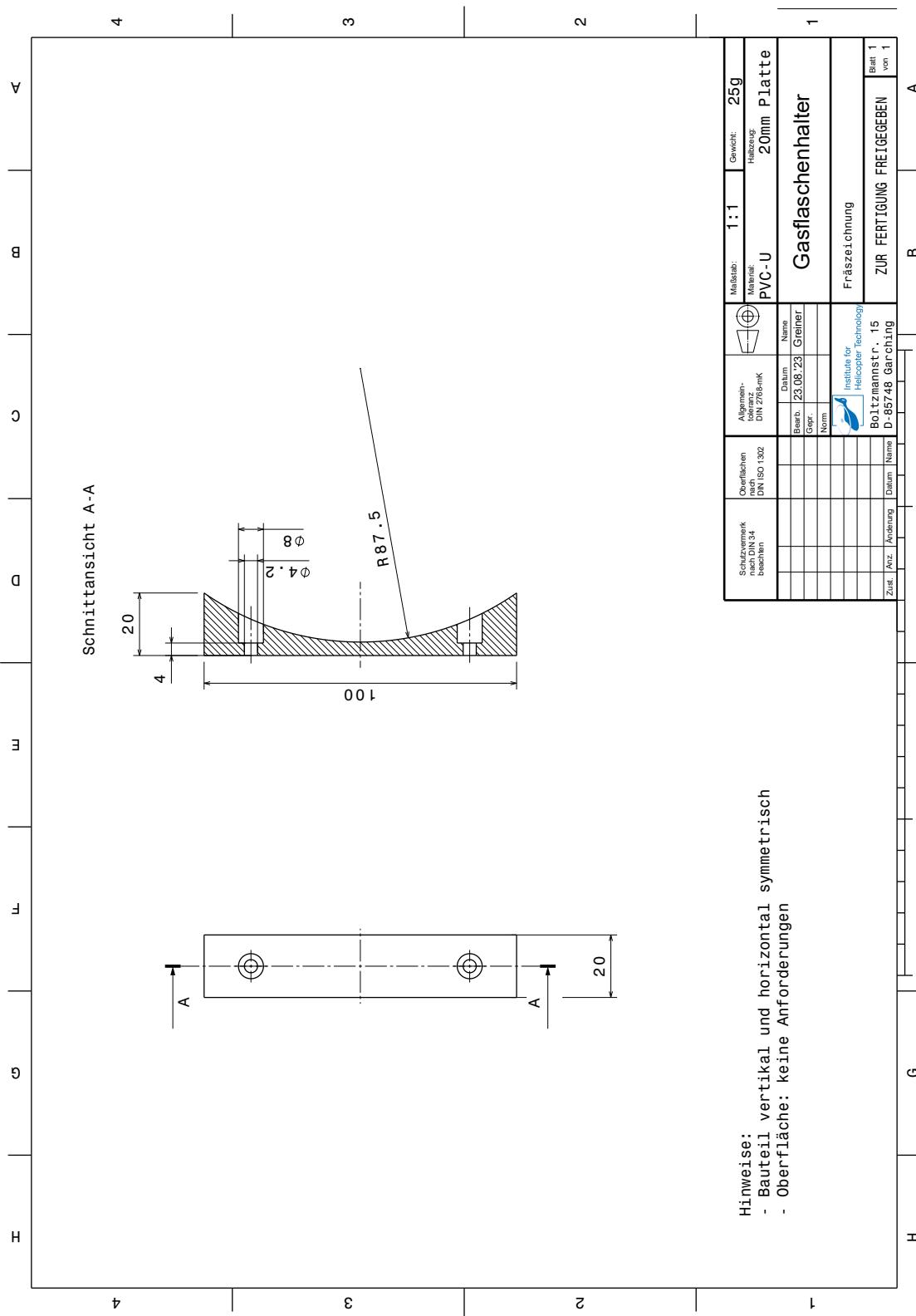
# A. Anhang

## A.1. Fertigungszeichnungen



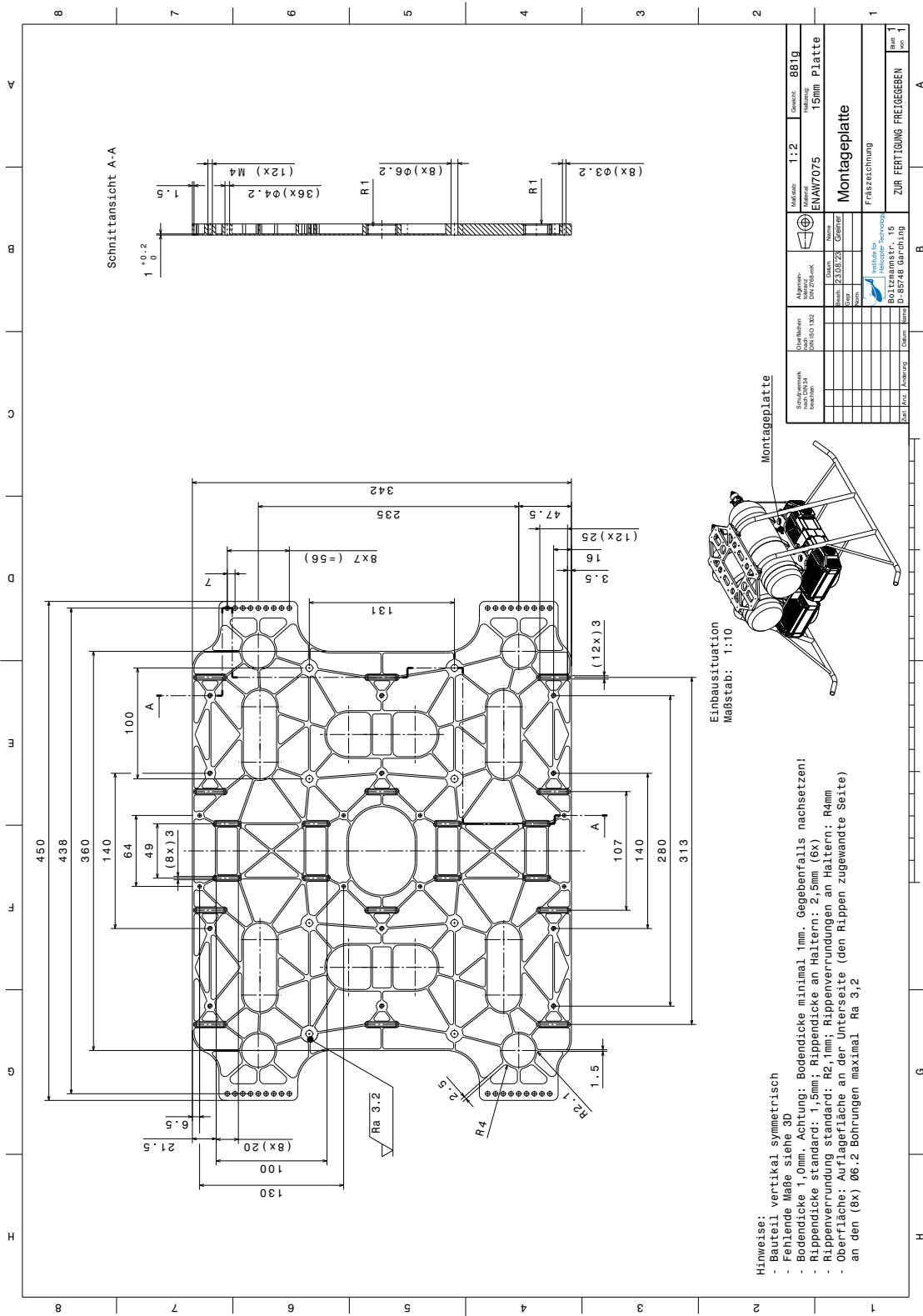
**Abbildung A.1.:** Technische Zeichnung der Distanzhülse (nicht Maßstabsgetreu)

A. Anhang



**Abbildung A.2:** Technische Zeichnung der Tankhalter (nicht Maßstabsgetreu)

## A. Anhang



**Abbildung A.3.: Technische Zeichnung der Montageplatte (nicht Maßstabsgetreu)**

A. Anhang

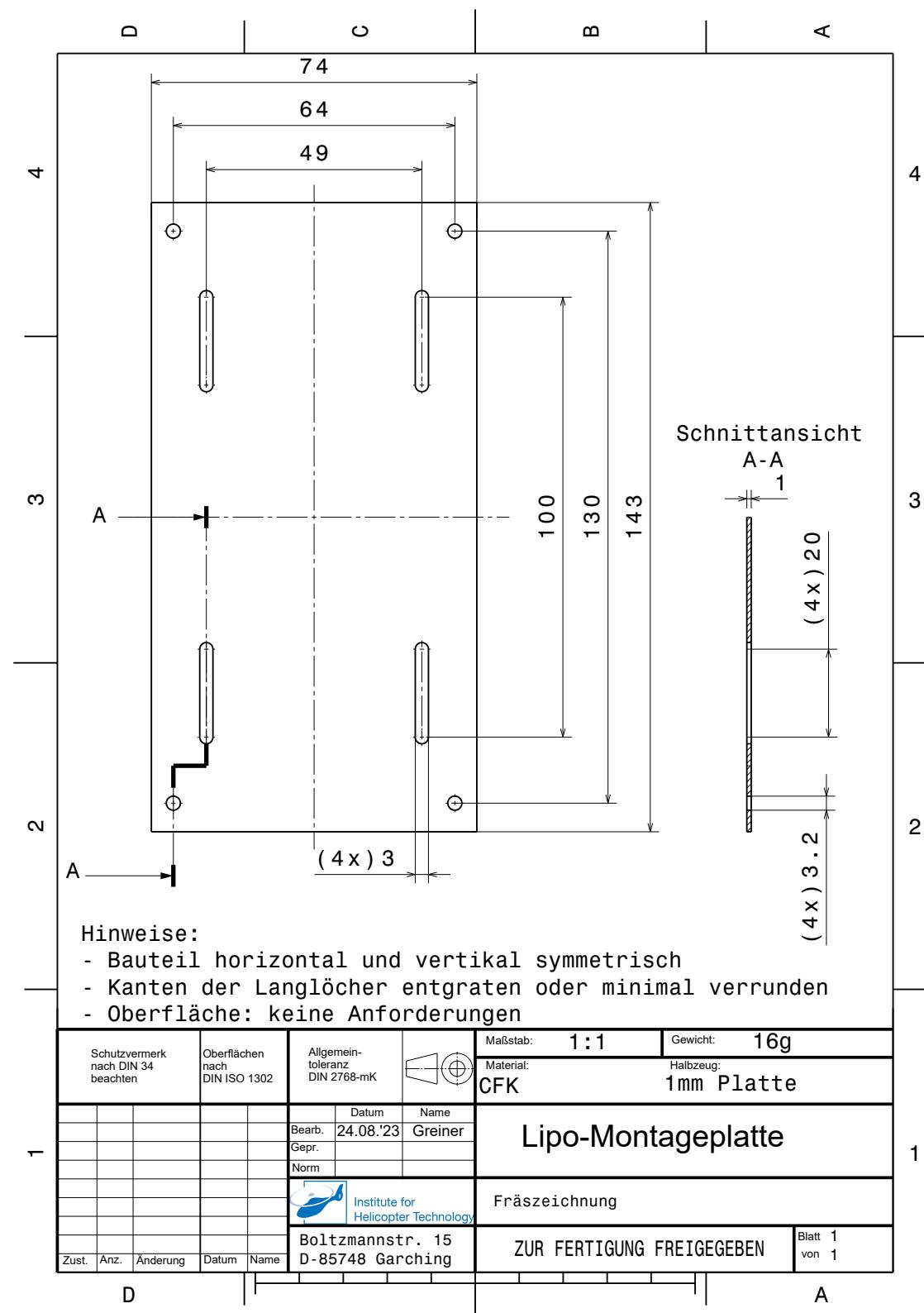
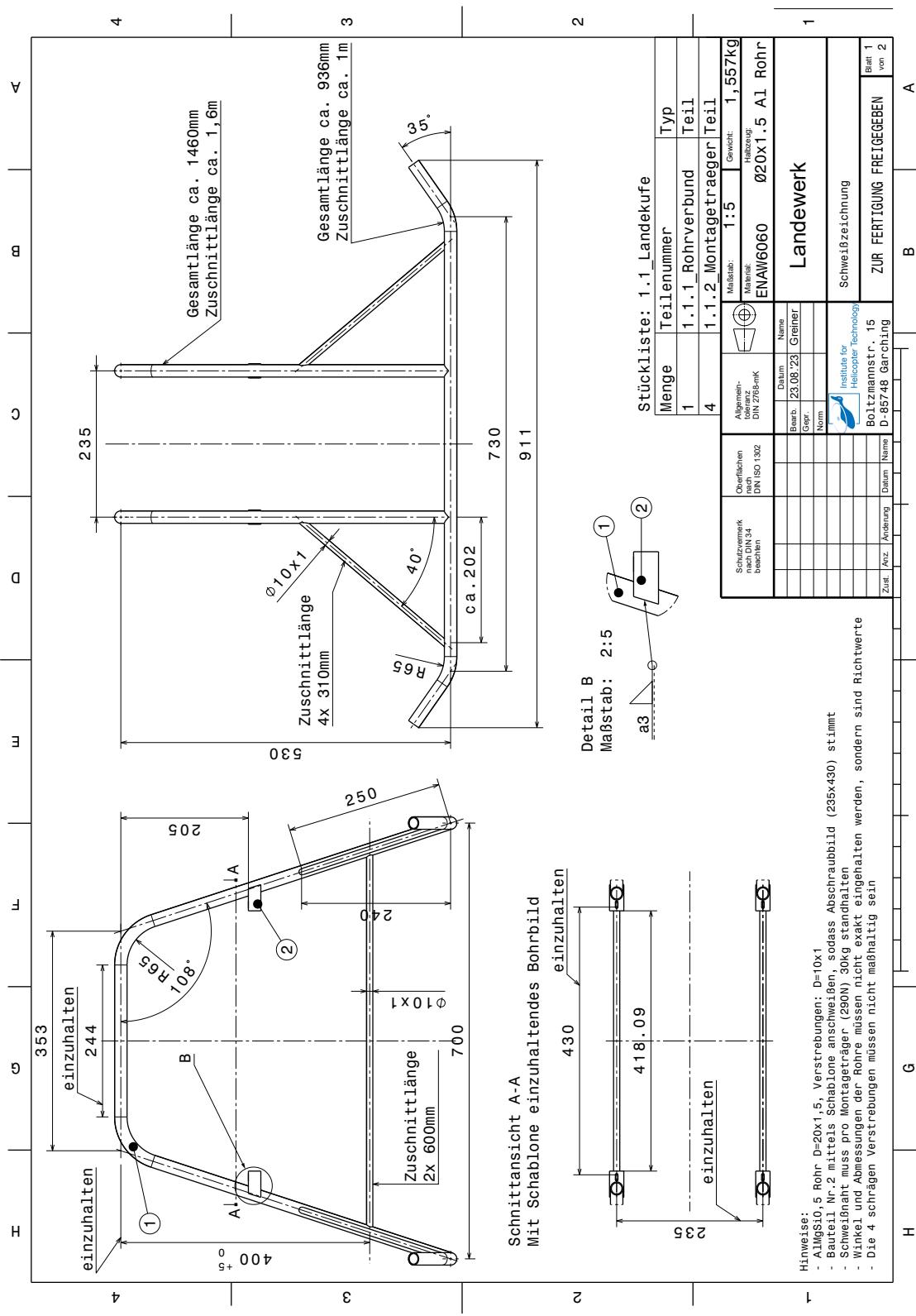


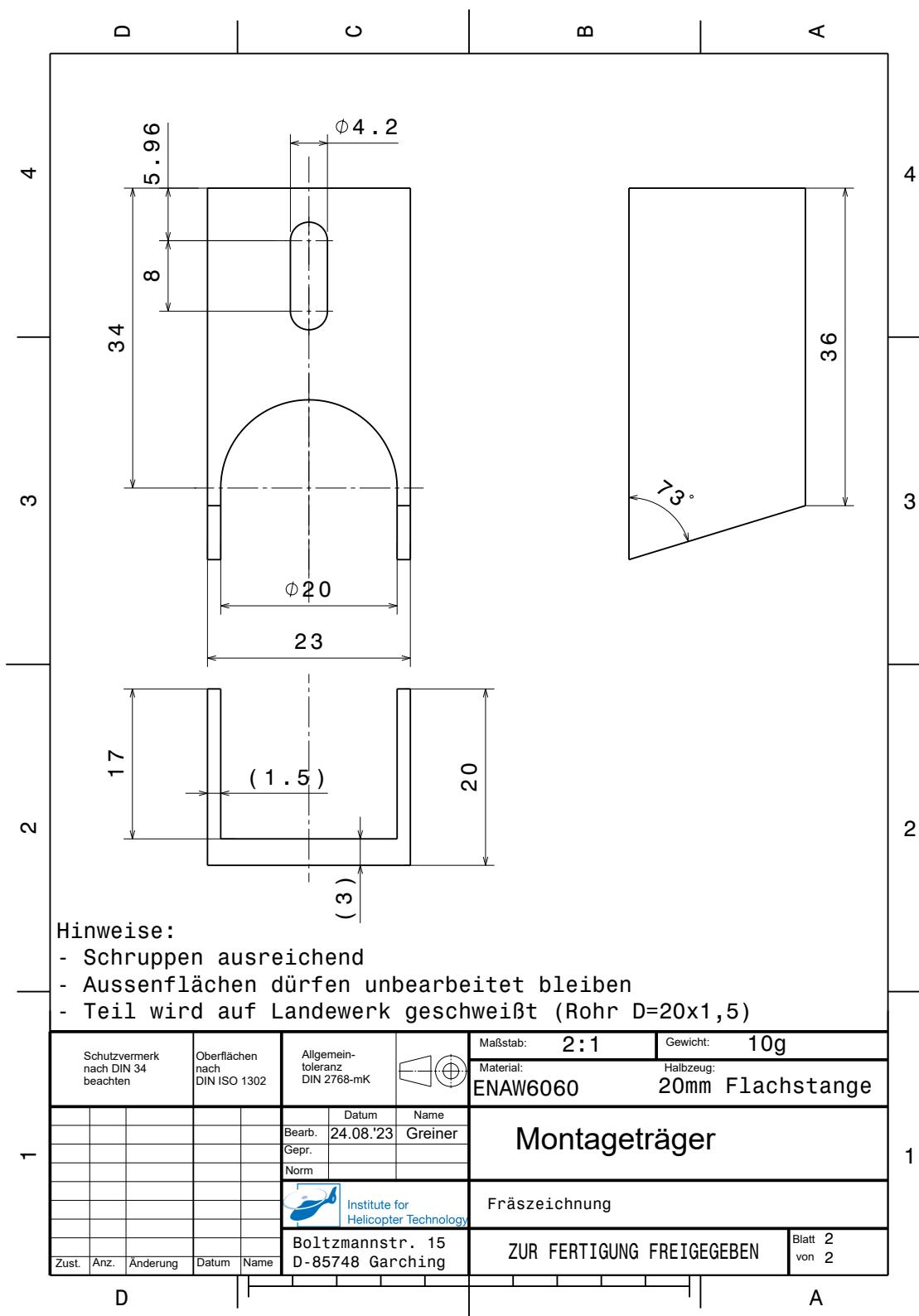
Abbildung A.4.: Technische Zeichnung der LiPo-Montageplatte (nicht Maßstabsgetreu)

## A. Anhang



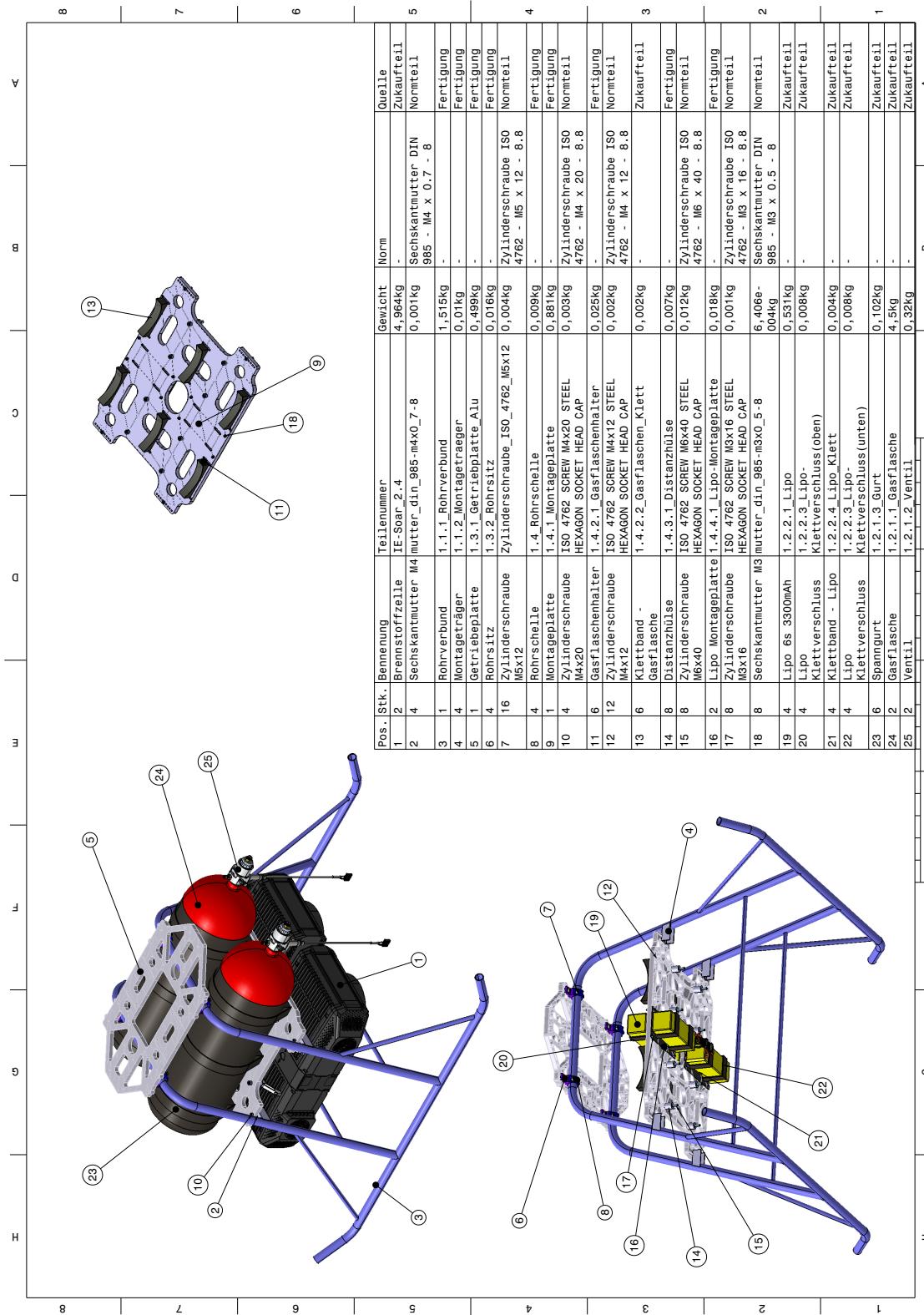
**Abbildung A.5.:** Technische Zeichnung des Landewerks (nicht Maßstabsgerecht)

A. Anhang



**Abbildung A.6.:** Technische Zeichnung des Montageträgers (nicht Maßstabsgetreu)

## A. Anhang



**Abbildung A.7.: Gesamtzeichnung mit Stückliste**

## A.2. Schwerpunktlagenberechnung

### Konstanten:

```
p = 1.225;
g = 9.81;
N_R = 2;
N_b = 2;
C_d0 = 0.012;
R = 1.668;
alpha = 24;
omega_RPM = 572:800;
omega = (omega_RPM/60)*2*pi;
m = 40:0.1:60;
sigma = 0.031;
CG_x_mm = zeros(length(m),length(omega));
```

### Berechnung:

```
for i=1:length(m)
    T = (0.5*g*m(i))/(cosd(0.5*alpha));
    v_i = sqrt(T/(2*p*(pi*R^2)));
    for j=1:length(omega)
        lambda_i = v_i/(omega(j)*R);
        B = 1-((1.386/N_b)*lambda_i/sqrt(1+lambda_i^2));
        P_ideal = T*v_i*B^(-1);
        P_i = 1.388*P_ideal;
        P_0 = (1/8)*sigma*C_d0*p*(pi*R^2)*(omega(j)*R)^3;
        P = P_i + P_0;
        M_T = P/omega(j);
        M_y = 2*M_T*sind(0.5*alpha);
        CG_x = M_y/(m(i)*g);
        CG_x_mm(i,j) = CG_x*1000;
    end
end
minCG = min(CG_x_mm,[],2);
maxCG = max(CG_x_mm,[],2);
```

### Graph:

```
figure;
xlabel('m_{ges} in kg', 'FontSize', 14, 'FontName', 'Times New Roman');
ylabel('CG_{x} in mm', 'FontSize', 14, 'FontName', 'Times New Roman');
grid on; hold on;

plot(m,minCG,'k-', 'HandleVisibility', 'off');
plot(m,maxCG,'k-', 'HandleVisibility', 'off');
fill([m, fliplr(m)], [minCG', fliplr(maxCG')], [0.8, 0.8, 0.8], 'LineStyle',
'none', 'FaceColor',[0.5 0.5 1],'FaceAlpha',0.2, 'HandleVisibility', 'off');

plot(m,CG_x_mm(:,(length(omega)/2)+0.5),'b--', 'DisplayName', '680 min^{-1}');
plot(50,CG_x_mm((length(m)/2)+0.5,(length(omega)/2)+0.5), 'rx', 'MarkerSize', 20,
'DisplayName', 'ber. CG_{x}');

txt=sprintf('Betriebsbereich');
text(41,26, txt, 'FontSize', 14, 'FontName', 'Times New Roman');
legend('Location', 'best', 'FontName', 'Times New Roman');
saveas(gcf, 'Schwerpunktlage.eps', 'epsc');
```

**Abbildung A.8.:** Matlab Live Script zur Schwerpunktlagenberechnung in Abhängigkeit der Gesamtmasse im Betriebsbereich

### **A.3. Bilder**



**Abbildung A.9.:** Landewerk und Gesamtansicht

# Literatur

- [1] Bright Appiah Adu-Gyamfi und Clara Good. „Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies“. In: *Transportation Engineering* 9 (2022), S. 100134. ISSN: 2666-691X. DOI: [10.1016/j.treng.2022.100134](https://doi.org/10.1016/j.treng.2022.100134).
- [2] Airbus S.A.S. *Airbus reveals the next generation of CityAirbus*. Sep. 2021. URL: [http://www.helicopters.airbus.com/website/en/press/Airbus-reveals-the-next-generation-of-CityAirbus\\_2378.html](http://www.helicopters.airbus.com/website/en/press/Airbus-reveals-the-next-generation-of-CityAirbus_2378.html) (besucht am 26. 09. 2023).
- [3] Airbus S.A.S. *CityAirbus NextGen: Fully-electric and integrated urban air mobility*. URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/urban-air-mobility/cityairbus-nextgens> (besucht am 01. 09. 2023).
- [4] Aaron Ulrich Barth. „Auslegung, Simulation, Bau und Flugerprobung eines unbemannten, elektrischen Hubschraubers mit kämmenden Rotoren für extreme Flughöhen“. Diss. München: Technische Universität München, 2020.
- [5] Martin P. Bendsøe und Ole Sigmund. *Topology Optimization*. 2. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2004. ISBN: 9783662050866. DOI: [10.1007/978-3-662-05086-6](https://doi.org/10.1007/978-3-662-05086-6).
- [6] Walter Bittner. *Flugmechanik der Hubschrauber*. 3., aktualisierte Auflage. Berlin: Springer, 2009. ISBN: 9783540889724. DOI: [10.1007/978-3-540-88972-4](https://doi.org/10.1007/978-3-540-88972-4).
- [7] Anthony R. S. Bramwell. *Bramwell's helicopter dynamics*. 2. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2001. ISBN: 9780750650755.
- [8] Carbon Composites e.V. *Umsatz mit Carbon-Verbundwerkstoffen weltweit nach Anwendung im Jahr 2017 - (in Milliarden US-Dollar)*. 2018. URL: <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/660136/umfrage/umsatz-mit-carbon-verbundwerkstoffen-weltweit-nach-anwendung/> (besucht am 29. 09. 2023).
- [9] Clifford. Amazon. URL: [https://m.media-amazon.com/images/I/A1IkMBIxMxL.\\_AC\\_SL1500\\_.jpg](https://m.media-amazon.com/images/I/A1IkMBIxMxL._AC_SL1500_.jpg) (besucht am 25. 09. 2023).
- [10] Adam P. Cohen, Susan A. Shaheen und Emily M. Farrar. „Urban Air Mobility: History, Ecosystem, Market Potential, and Challenges“. In: *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems* 22.9 (2021), S. 6074–6087. DOI: [10.1109/TITS.2021.3082767](https://doi.org/10.1109/TITS.2021.3082767).
- [11] Juan C. Heinrich Darrell W. Pepper. *The Finite Element Method - Basic Concepts and Applications with MATLAB, MAPLE, and COMSOL*. 3. Auflage. Boca Raton: CRC Press, Apr. 2017. ISBN: 9781315395104. DOI: [10.1201/9781315395104](https://doi.org/10.1201/9781315395104).
- [12] Dassault Systèmes. *CATIA*. URL: <https://www.3ds.com/de/produkte-und-services/catia/> (besucht am 02. 09. 2023).

## Literatur

- [13] Johnny T. Doo u. a. *NASA Electric Vertical Takeoff and Landing (eVTOL) Aircraft Technology for Public Services – A White Paper*. White Paper. NASA Transformative Vertical Flight Working Group 4 (TVF4), Aug. 2021. URL: [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20205000636/downloads/2021-08-20-eVTOL-White-Paper-Final\\_V48.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20205000636/downloads/2021-08-20-eVTOL-White-Paper-Final_V48.pdf).
- [14] Ethan Trex. *Henry Ford's Attempt to Make Us All Pilots*. Mental Floss. 2014. URL: <https://www.mentalfloss.com/article/28764/flying-flivver-henry-fords-attempt-make-us-all-pilots> (besucht am 01. 09. 2023).
- [15] *Faserverbund Werkstoffdaten: Eine Sammlung der wichtigsten Werkstoffdaten für den Anwender von Faserverbund-Materialien sowie allgemeine Daten und Tabellen*. Techn. Ber. URL: <https://www.swiss-composite.ch/pdf/i-Werkstoffdaten.pdf> (besucht am 18. 10. 2023).
- [16] Dietmar Gross, Werner Hauger, Jörg Schröder und Wolfgang A. Wall. *Technische Mechanik 3 - Kinetik*. 15., überarbeitete Auflage. Berlin: Springer Vieweg, 2021. ISBN: 978-3-662-63064-8. DOI: [10.1007/978-3-662-63065-5](https://doi.org/10.1007/978-3-662-63065-5).
- [17] *Guide to Cylinder Options for UAV Applications*. Intelligent Energy. 2020.
- [18] Manfred Hajek. *Grundlagen der Luftfahrttechnik - Teil II: Drehflügler*. Skriptum der Technischen Universität München, Wintersemester 2021/22.
- [19] Manfred Harder u. a. *Urban Air Mobility / USD 90 billion of potential: How to capture a share of the passenger drone market*. Report. München: ROLAND BERGER GMBH, Nov. 2020.
- [20] Michael Heine und Hubert Jäger. *Moderner Leichtbau mit Carbonfasern - Von der Vision zur Realität*. Presentation. Okt. 2012. URL: [https://www.researchgate.net/publication/308880992\\_Moderner\\_Leichtbau\\_mit\\_Carbonfasern\\_-\\_Von\\_der\\_Vision\\_zur\\_Realität\\_Modern\\_Lightweight\\_Constructions\\_with\\_Carbon\\_Fibers\\_-\\_From\\_Vision\\_to\\_Reality](https://www.researchgate.net/publication/308880992_Moderner_Leichtbau_mit_Carbonfasern_-_Von_der_Vision_zur_Realität_Modern_Lightweight_Constructions_with_Carbon_Fibers_-_From_Vision_to_Reality).
- [21] HPS Solutions GmbH. *LW351-06-A-01-V-K-02N-XXJX Einstufiger H2*. URL: [https://www.hps-solutions.de/media/image/53/58/c7/LW351\\_2.jpg](https://www.hps-solutions.de/media/image/53/58/c7/LW351_2.jpg) (besucht am 02. 10. 2023).
- [22] *IE-SOAR 2.4 / 1.2kW FUEL CELL POWER MODULE*. Dokumentennummer: 10010371. Intelligent Energy. 2023.
- [23] Intelligent Energy. *IE-SOAR Series*. URL: <https://www.intelligent-energy.com/our-products/ie-soar-fuel-cells-for-uavs/> (besucht am 19. 09. 2023).
- [24] Intelmann. Amazon. URL: [https://m.media-amazon.com/images/I/717p4Sn12xL.\\_AC\\_SL1500\\_.jpg](https://m.media-amazon.com/images/I/717p4Sn12xL._AC_SL1500_.jpg) (besucht am 25. 09. 2023).
- [25] San Ping Jiang und Qingfeng Li. *Introduction to Fuel Cells - Electrochemistry and Materials*. Singapore: Springer Singapore, 2021. ISBN: 978-981-10-7625-1. DOI: [10.1007/978-981-10-7626-8](https://doi.org/10.1007/978-981-10-7626-8).
- [26] Julia Lauria-Blum. *eVTOL Evolution: The Past, Present & Future of Air Mobility*. Metropolitan Airport News. 2023. URL: <https://metroairportnews.com/evtol-evolution-the-past-present-future-of-air-mobility/> (besucht am 27. 09. 2023).
- [27] Kathy Barnstorff. *The Puffin: A Passion for Personal Flight*. NASA Langley Research Center. 2010. URL: <https://www.nasa.gov/topics/technology/features/puffin.html> (besucht am 27. 09. 2023).

- [28] Hideki Kinjo. *DEVELOPMENT TRENDS AND PROSPECTS FOR eVTOL: A NEW MODE OF AIR MOBILITY*. Monthly Report. Mitsui & Co. Global Strategic Studies Institute, Juni 2018. URL: [https://www.mitsui.com/mgssi/en/report/detail/\\_\\_icsFiles/afieldfile/2019/07/18/1906m\\_kinjo\\_e.pdf](https://www.mitsui.com/mgssi/en/report/detail/__icsFiles/afieldfile/2019/07/18/1906m_kinjo_e.pdf).
- [29] Bernd Klein. *Leichtbau-Konstruktion*. 10., überarbeitete und erweiterte Auflage. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2013. ISBN: 9783658022723. DOI: [10.1007/978-3-658-02272-3](https://doi.org/10.1007/978-3-658-02272-3).
- [30] Werner Koehldorfer. *Finite-Elemente-Methoden mit CATIA V5 / SIMULIA*. 3., überarbeitete und erweiterte Auflage. München: Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2010. DOI: [10.3139/9783446423268](https://doi.org/10.3139/9783446423268).
- [31] Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie. *Research Project Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes (AREA) in Synchropter (Flettner) Configuration*. URL: <https://www.asg.ed.tum.de/ht/forschungsprojekte/abgeschlossene-forschungsprojekte/area/> (besucht am 18.07.2023).
- [32] Y. Lemmens, E. Troncone, S. Dutré und T. Olbrechts. „IDENTIFICATION OF HELICOPTER GROUND RESONANCE WITH MULTI-BODY SIMULATION“. In: *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Paper ICAS 2012-8.3.2. LMS International, Belgium. Brisbane, Australia, 2012.
- [33] *Lightweight Hydrogen Regulator – User Manual*. Dokumentennummer: 10010368. Intelligent Energy, 2022.
- [34] Justin Littell. *Challenges for Vehicle Safety in Autonomous electric Vertical Take-off and Landing (eVTOL) Vehicles*. Presentation. NASA LaRC Blue Sky Workshop, Aug. 2018. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20200006610/downloads/20200006610.pdf>.
- [35] Wanyi Ng und Anubhav Datta. „Hydrogen Fuel Cells and Batteries for Electric-Vertical Takeoff and Landing Aircraft“. In: *Journal of Aircraft* (2019), S. 1–17. DOI: [10.2514/1.C035218](https://doi.org/10.2514/1.C035218).
- [36] Overlander. *3300MAH 22.2V 6S 80C EXTREME PRO LIPO BATTERY*. URL: <https://www.overlander.co.uk/lipo-batteries/22-2v-6s/3300mah-22-2v-6s-80c-extreme-pro-lipo-battery.html> (besucht am 19.09.2023).
- [37] Dimitrios G. Pavlou. *Essentials of the Finite Element Method - For Mechanical and Structural Engineers*. Academic Press, 2015. ISBN: 978-0-12-802386-0. DOI: [10.1016/C2014-0-03143-7](https://doi.org/10.1016/C2014-0-03143-7).
- [38] Ralf Peters. *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt*. Springer Vieweg Berlin, Heidelberg, 2015. ISBN: 978-3-662-46797-8. DOI: [10.1007/978-3-662-46798-5](https://doi.org/10.1007/978-3-662-46798-5).
- [39] Tobias Pflumm, Aaron Barth, Konstantin Kondak und Manfred Hajek. „Auslegung und Konstruktion eines Hauptrotorblattes für ein in extremen Flughöhen operierendes Drehflügel-UAV“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015*. Rostock, Okt. 2015.
- [40] Porsche Consulting. *Investments made in the electric vertical take-off and landing (eVTOL) market from 2009 to 2021 (in million U.S. dollars)*. 2021. URL: <https://www.statista.com/statistics/1282216/global-evtol-aircraft-market-investments/> (besucht am 01.09.2023).
- [41] qobobo. Amazon. URL: [https://m.media-amazon.com/images/I/81fbxttVvwL.\\_AC\\_SL1500\\_.jpg](https://m.media-amazon.com/images/I/81fbxttVvwL._AC_SL1500_.jpg) (besucht am 25.09.2023).
- [42] Alireza Rezaeian. „Helicopter ground resonace analysis using multibody dynamics“. In: DLR. Göttingen, 2010.

## Literatur

- [43] Saba Al-Rubaye, Antonios Tsourdos und Kamesh Namuduri. „Advanced Air Mobility Operation and Infrastructure for Sustainable Connected eVTOL Vehicle“. In: *Drones* 7.319 (2023). DOI: [10.3390/drones7050319](https://doi.org/10.3390/drones7050319).
- [44] Hansjürgen Saechtling. *Saechtling Kunststoff Taschenbuch*. 30. Auflage. München: Hanser, 2007. ISBN: 978-3-446-40352-9.
- [45] Volocopter GmbH. *VOLOCITY - The air taxi that's a cut above*. URL: <https://www.volocopter.com/solutions/volocity/> (besucht am 26.09.2023).
- [46] Volocopter GmbH. *VoloCity soll erstes kommerzielles Volocopter Flugtaxi werden*. Aug. 2019. URL: <https://www.volocopter.com/de/newsroom/volocity-soll-erstes-kommerzielles-volocopter-flugtaxi-werden/> (besucht am 01.09.2023).
- [47] Berend Gerdes van der Wall. *Grundlagen der Dynamik von Hubschrauber-Rotoren*. Springer Vieweg Berlin, Heidelberg, 2018. ISBN: 978-3-662-57641-0. DOI: [10.1007/978-3-662-57642-7](https://doi.org/10.1007/978-3-662-57642-7).
- [48] *What it takes to design an aircraft from scratch*. Lilium GmbH. 2020. URL: <https://lilium.com/newsroom-detail/lilium-architecture-design-principles> (besucht am 28.09.2023).
- [49] Martin Wiedemann. *Systemleichtbau für die Luftfahrt*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2022. ISBN: 978-3-658-38479-1. DOI: [10.1007/978-3-658-38480-7](https://doi.org/10.1007/978-3-658-38480-7).
- [50] Peter WSteinke. *Finite-Elemente-Methode - rechnergestützte Einführung*. 5., bearb. u. erg. Aufl. Berlin, Heidelberg: Springer, 2015. ISBN: 9783642539374. DOI: [10.1007/978-3-642-53937-4](https://doi.org/10.1007/978-3-642-53937-4).
- [51] Zhengcheng Zhang. *Rechargeable batteries - Materials, Technologies and New Trends*. Hrsg. von Sheng Shui Zhang. Green energy and technology. Cham: Springer, 2015. ISBN: 9783319154589. DOI: [10.1007/978-3-319-15458-9](https://doi.org/10.1007/978-3-319-15458-9).
- [52] Dieter R. Ziethen und Werner Koehldorfer. *CATIA V5 – Volumenkörper*. 2., neu bearbeitete Auflage. München: Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2010. DOI: [10.3139/9783446424296](https://doi.org/10.3139/9783446424296).