

Interner Bericht

DLR-IB-SY-BS-2025-141

Entwicklung und Auslegung eines Fahrwerks für einen skalierten Flugversuchsträger

Bachelorarbeit

Lukas Stendel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Systemleichtbau



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Dokumenteigenschaften

Titel	Entwicklung und Auslegung eines Fahrwerks für einen skalierten Flugversuchsträger
Betreff	Bachelorarbeit
Institut	Systemleichtbau
Erstellt von	Lukas Stendel
Beteiligte	Jan Tikalsky
Geprüft von	Prof. Dr. Andreas Bardenhagen
Freigabe von	Prof. Dr.-Ing. Hans Peter Monner
Zugänglichkeit	☒ Stufe 1: Allgemein zugänglich (in elib ohne Zugangsbeschränkung)
	☐ Stufe 2: DLR intern zugänglich (in elib mit Beschränkung „nur DLR-intern zugänglich“)
Datum	05.08.2025
Version	1.0
Datei Info	IB_2025_141_BA_Stendel.pdf

Technische Universität Berlin

Fakultät V-Verkehrs- und Maschinensysteme

Institut für Luft- und Raumfahrt

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Systemleichtbau

Bachelorarbeit

Von Lukas Stendel

Entwicklung und Auslegung eines Fahrwerks für einen skalierten Flugversuchsträger

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen-ILR, Technische Universität Berlin, Berlin

Zweitprüfer: M.Sc. Andreas Gobbin- ILR, Technische Universität Berlin, Berlin

Firmenbetreuer: Dipl. Ing. Jan Tikalsky- Institut für Deutsche Luft- und Raumfahrt,
Braunschweig

Autor: Lukas Stendel

Matrikelnummer: 

Kurzfassung

Im Rahmen des DLR-Projekts morphAir zur Entwicklung und Validierung einer adaptiven Tragflächenstruktur wurde ein skalierter, unbemannter Flugversuchsträger mit einer Spannweite von 2,995 m und einem erhöhten maximalen Abfluggewicht von 70 kg entwickelt. Ziel war es, einen Vergleich zwischen einem konventionellen und einem formveränderlichen Flügel zu ermöglichen.

Gegenstand dieser Bachelorarbeit war die Entwicklung, Auslegung und Konstruktion eines geeigneten Hauptfahrwerks für diesen Versuchsträger. Ausgangspunkt bildete die Ungeeignetheit des bisherigen Modellflugfahrwerks, das den neuen Anforderungen aufgrund des begrenzten Bauraums und der erhöhten Auflastung nicht mehr gerecht wurde.

Die methodische Vorgehensweise orientierte sich an der VDI-Richtlinie 2221. Zunächst wurden die Anforderungen an das Fahrwerk auf Basis von DLR-Vorgaben und der Bauvorschrift CS-VLA definiert. Anschließend erfolgte eine Auswertung von Flugmessdaten zur Ermittlung realistischer Belastungen. Darauf aufbauend wurde eine systematische Funktionsanalyse durchgeführt und vier Konzeptvarianten mit Hilfe eines morphologischen Kastens entwickelt. Diese Varianten wurden anhand zuvor definierter Bewertungskriterien miteinander verglichen. Die bestbewertete Lösung wurde anschließend detailliert konstruiert und mithilfe konventioneller Berechnungen ausgelegt, sodass eine belastungsgerechte Gestaltung aller Bauteile sichergestellt werden konnte.

Die ausgewählte Lösung sieht einen hydraulischen Dämpfer als tragendes Element vor, kombiniert mit einem luftgefüllten Reifen und einer im Rad integrierten Bremse. Durch die einfache und modulare Bauweise wird sowohl eine gute Wartbarkeit als auch eine effektive Energieabsorption bei harten Landungen erreicht. Insgesamt ermöglicht die entwickelte Konstruktion einen sicheren Flugbetrieb, der die im Flugversuch realistisch auftretenden Belastungsszenarien berücksichtigt.

Abstract

As part of the DLR project *morphAir* for the development and validation of an adaptive wing structure, a scaled, unmanned flight test vehicle with a wingspan of 2.995 m and an increased maximum take-off weight of 70 kg was developed. The objective was to enable a comparison between a conventional and a morphing wing.

This bachelor's thesis focused on the development, design, and construction of a suitable main landing gear for the test vehicle. The starting point was the inadequacy of the existing model aircraft landing gear, which no longer met the new requirements due to space constraints and increased structural loads.

The methodological approach followed VDI Guideline 2221. First, the requirements for the landing gear were defined based on DLR specifications and the CS-VLA certification standard. Flight test data were then evaluated to determine realistic loads. Based on this, a systematic functional analysis was carried out, and four conceptual variants were developed using a morphological matrix. These variants were evaluated according to predefined criteria. The best-rated concept was subsequently designed in detail and dimensioned using conventional calculations to ensure load-appropriate component design.

The selected solution features a hydraulic damper as a load-bearing element, combined with an air-filled tire and a brake integrated into the wheel. Thanks to its simple and modular design, the system ensures both maintainability and effective energy absorption during hard landings. Overall, the developed landing gear enables safe flight operations under realistic loading scenarios.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung.....	i
Abstract	ii
Inhaltsverzeichnis	iii
Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	v
Formelverzeichnis.....	vi
Abkürzungsverzeichnis	viii
1 Einleitung.....	1
1.1 Das Projekt morphAir	1
1.2 Ziel der Abschlussarbeit	2
1.3 Methodik und Vorgehensweise.....	2
2 Klären und Präzisieren der Aufgabenstellung des Produktes	4
2.1 Rechtslage zum Betrieb innerhalb der EU.....	4
2.2 Anforderungsliste	4
2.3 Auswertung der Messdaten	5
2.4 Berechnung Federweg.....	8
2.5 Lastfälle nach CS-VLA.....	9
2.6 Auftretende Energie bei harter Landung	11
3 Ermittlung von Funktionen und deren Strukturen	12
4 Lösungsfindung.....	14
4.1 Morphologischer Kasten	15
4.2 Lösungsmöglichkeit 1	16
4.3 Lösungsmöglichkeit 2	18
4.4 Lösungsmöglichkeit 3	20
4.5 Lösungsmöglichkeit 4	22
5 Bewertung der Lösungen	24
5.1 Bewertungskriterien.....	24
5.1.1 Anzahl der Teile	24
5.1.2 Integration des Energieträgers in das UAV	24

5.1.3 Erwartetes Ausfallverhalten	24
5.1.4 Austauschbarkeit im Flugversuch.....	25
5.2 Bestimmung der Gewichtungsfaktoren.....	25
5.3 Diskussion der Bewertungsmatrix.....	26
6 Gliederung der Module	27
7 Gestaltung der Module	30
7.1 Achse 1	31
7.1.1 Schubspannung	31
7.1.2 Biegespannung	32
7.1.3 Flächenpressungen.....	33
7.2 Achse 2	33
7.2.1 Querkraft	34
7.2.2 Biegespannung	34
7.2.3 Flächenpressung.....	34
7.3 Dämpfer.....	35
7.4 Crashelement	35
7.5 Galerie	36
7.6 Gabel.....	37
7.7 Radträger	38
7.8 Drehmomentstütze	38
7.9 Aufnahme für Drehmomentstütze	38
7.10 Materialauswahl.....	39
8 Diskussion der Ergebnisse	40
9 Ausblick	41
10 Literatur	42
11 Anhang.....	43

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Unmodifizierter Protues	1
Abbildung 2: Zeitlicher Verlauf von Höhe und Sinkgeschwindigkeit	6
Abbildung 3: Abstände und Kräfte zwischen Fahrwerk und Schwerpunkt	10
Abbildung 4: Funktionsstruktogramm des Hauptfahrwerks mit Legende	12
Abbildung 5: Legende Für Prinzipskizzen	14
Abbildung 6: Skizze Lösungsmöglichkeit 1	17
Abbildung 7: Skizze Lösungsmöglichkeit 2	19
Abbildung 8: Skizze Lösungsmöglichkeit 3	21
Abbildung 9: Skizze Lösungsmöglichkeit 4	23
Abbildung 10: Fahrwerk in Isometrischer Ansicht. Rad entfernt zwecks Sichtbarkeit.....	27
Abbildung 11: Skizze des Fahrwerks und Ersatzmodell.....	30
Abbildung 12: Achse 1 in seitlicher und isometrischer Ansicht	31
Abbildung 13: Achse 2 in isometrischer und seitlicher Ansicht	33
Abbildung 14: Galerie in isometrischer und drei-Seiten Ansicht	36
Abbildung 15: Gabel in isometrischer, seitlicher und unterer Ansicht	37
Abbildung 16: Radträger in isometrischer Ansicht	38
Abbildung 17: Drehmomentstütze in isometrischer und seitlicher Ansicht	38

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Sinkraten im Flugversuch	7
Tabelle 2: Auftretende Lasten in Newton in Abhängigkeit vom Lastfall, alle Größen in Newton	11
Tabelle 3: Allgemeiner Morphologischer Kasten.....	15
Tabelle 4: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 1	16
Tabelle 5: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 2	18
Tabelle 6: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 3	20
Tabelle 7: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 4	22
Tabelle 8: Paarweiser Vergleich der Kategorien zur Bewertung	25
Tabelle 9: Gewichtungsfaktoren	25
Tabelle 10: Bewertungsmatrix.....	26

Formelverzeichnis

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
A	mm^2	Fläche
E_{kin}	J	Kinetische Energie
F_{Ax}	N	Kraft in x Richtung am Lager A
$F_{Ausschub}$	N	Ausschubkraft des Dämpfers
F_{Ay}	N	Kraft in y Richtung am Lager A
F_{Az}	N	Kraft in z Richtung am Lager A
F_{Bx}	N	Kraft in x Richtung am Lager B
F_{By}	N	Kraft in y Richtung am Lager B
F_{Bz}	N	Kraft in z Richtung am Lager B
$F_{Achse1\,vertikal}$	N	Vertikale Kraft an Achse 1
$F_{Dämpfer}$	N	Dämpferkraft
F_G	N	Gewichtskraft
F_{MG}	N	Kraft am Hauptfahrwerk
F_{NG}	N	Kraft am Nasenfahrwerk
F_{Res}	N	Resultierende Kraft
$F_{Vertikal}$	N	Kraft in vertikaler Richtung an Achse 2
I_{Kreis}	mm^4	Flächenträgheitsmoment für eine Welle mit rundem Querschnitt
M_A	Nm	Moment um Punkt A
$M_{Achse\,1}$	Nm	Moment um Achse 1
$M_{Achse\,2}$	Nm	Moment um Achse 2
M_B	Nm	Moment um Punkt B
M_{Max}	Nm	Maximal Auftretendes Biegemoment
P_v	N	Bodenreaktionskraft in vertikaler Richtung
P_x	N	Bodenreaktionskraft in horizontaler Richtung

P_y	N	Seitliche Bodenreaktionskraft
P_{ymax}	N	Maximale Seitliche Bodenreaktionskraft
SD	/	Stabndardabweichung
SE	/	Standardfehler
Px_{Ma}	N	Maximale auftretende Bodenreaktion in horizontaler Richtung
Pi	/	Archimedische Konstante
a	$\frac{m}{s^2}$	Beschleunigung
d	mm	Durchmesser
q_{vor}	$\frac{N}{mm^2}$	Vorhandene Flächenpressung
r	mm	Radius
s	m	Weg
o	mm	Länge des Kreisbogens der Mulde in der Gabel
v	m/s	Geschwindigkeit
v_0	m/s	Endgeschwindigkeit in vertikaler Richtung
v_{sink}	m/s	Sinkrate
σ_v	$\frac{N}{mm^2}$	Vergleichsspannung nah von Mieses
τ_{max}	$\frac{N}{mm^2}$	Maximal auftretende Schubspannung durch Querkraft

Abkürzungsverzeichnis

Begriff	Abkürzung
Bauvorschrift	CS
Bauvorschrift für Drohnen	CS-UAS
Bauvorschrift für Very Light Aeroplanes	CS-VLA
Beyond Visual Line of Sight	BVLOS
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt	DLR
First Person View	FPV
Hauptfahrwerk	MG
Hyperelastic Trailing Edge Morphing	HyTEM
Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems	JARUS
maximales Abfluggewicht	MTOW
Nasenfahrwerk	NG
Schwerpunkt	CG
Specific Operations Risk Assessment	SORA
Unbemanntes Luftfahrzeug	UAV
Visual Line of Sight	VLOS

1 Einleitung

Die Einleitung stellt das Projekt und das Ziel der Abschlussarbeit vor. Ebenso werden das Vorgehen und die angewandte Methodik beschrieben.

1.1 Das Projekt morphAir

Immer strengere Umweltauflagen zur Reduzierung der Emissionen[1] steht die kommerzielle Luftfahrt unter immensen kommerziellen und ökologischen Druck. Dieser Druck ist ein treibender Faktor für stetige Innovation und Entwicklungen mit den Zielen der Kostensenkung und Leistungssteigerung von Flugzeugen. Eine Schlüsselstrategie zum Erreichen dieser Ziele ist die Optimierung der aerodynamischen Effizienz von Flugzeugen. Deshalb wird am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit dem Projekt morphAIR an der Möglichkeit zur Umsetzung von formvariablen Tragflächen geforscht. Im Fokus steht die Entwicklung und Validierung einer adaptiven Hinterkantenstruktur, mit Hilfe von HyTEM (**H**yperelastic **T**railing **E**dge **M**orphing), welche durch eine Optimierung der Auftriebsverteilung eine Senkung des induzierten Widerstandes in Abhängigkeit des Betriebspunkts eine Steigerung der aerodynamischen Effizienz zur Folge hat. Die Anwendung dieser Technologie ermöglicht erhebliche Kraftstoffeinsparungen, wodurch nicht nur ökologische Anforderungen erfüllt werden, sondern auch die Betriebskosten gesenkt werden können.



Abbildung 1: Unmodifizierter Protues

Zur Validierung der entwickelten Konzepte unter realen Bedingungen wird die Testplattform Proteus genutzt, um in Flugversuchen Messdaten zu erheben. Proteus ist ein unbemanntes Luftfahrzeug (UAV) mit einer Spannweite von 2995mm und einem maximalen Abfluggewicht (MTOW) von 70Kg. Die resultierende Flächenbelastung ermöglicht einen Vergleich zwischen den Ergebnissen aus skalierten Flugversuchen mit Proteus und den zu erwartenden Effizienzgewinnen in der kommerziellen Luftfahrt.

1.2 Ziel der Abschlussarbeit

Ziele dieser Abschlussarbeit sind die Auslegung und Konstruktion des Hauptfahrwerks des Proteus nach den Anforderungen durch das DLR und geeignete Bauvorschriften. Dies ist notwendig, da der Proteus auf einem kommerziell erhältlichen Modellkunstflugzeug mit einem MTOW von 20Kg basiert, sich durch ein Gewicht von 70Kg und die Modifikationen an der Rumpfzelle für den Flugversuchsbetrieb weit von für den Modellflug bewährten Ansprüchen an das Fahrwerk entfernt hat. Zudem gibt es zum aktuellen Zeitpunkt noch keine rechtlich bindende Bauvorschrift für Drohnen (CS-UAS), sondern nur einen Entwurf. Infolge dessen ist eine Berechnung der Belastungen am Fahrwerk, eine Betrachtung der vorhandenen Bauvorschriften und der Konstruktion notwendig, um eine Angemessene Lösung für das Hauptfahrwerks des Proteus zu finden.

1.3 Methodik und Vorgehensweise

Das Vorgehen zum Auslegen des Fahrwerks soll sich nach der Aufgabenstellung an der VDI 2221 orientieren. Es bieten sich im Rahmen dieser Arbeit folgende sechs Schritte an:

1. Klären und präzisieren der Aufgabe des Produktes

In diesem Schritt werden Anforderungen durch das DLR, geometrische Grenzen und Anforderungen durch geeignete Bauvorschriften wie der CS-23 oder der CS-VLA gesammelt.

2. Ermittlung der Funktionen und deren Struktur

Ziel ist es, in diesem Schritt Abhängigkeiten einzelner Komponenten zueinander und den Fluss von Information, Energie und Stoffen innerhalb des Fahrwerks darzustellen und zu erkennen.

3. Suche nach Lösungsprinzipien

Es sollen mögliche Lösungen gesammelt und strukturiert zu einer oder mehreren möglichen Gesamtlösungen zusammengesetzt werden.

4. Bewerten und Auswahl von Lösungen

Da sich für ein Problem meistens mehrere Lösungsansätze gibt, ist es notwendig diese Ansätze miteinander zu vergleichen und unter Berücksichtigung von geeigneten Auswahlkriterien eine Lösung zu finden, dessen Umsetzung weiterverfolgt wird.

5. Gliedern in Module

Das ganzeinheitliche Fahrwerk wird in einzelne Module gestaltet. Wichtig an dieser Stelle ist die Betrachtung der Schnittstellen der Module untereinander und mit dem Gesamtprodukt Fahrwerk und dem Rumpf oder anderen Schnittstellen in der UAV.

6. Gestalten der Module

Im Letztem Schritt werden die einzelnen Module ausgearbeitet und mithilfe von CAD konstruiert.

Gemäß der Aufgabenstellung werden keine Betrachtungen am Bereich des Nasenfahrwerks und für die Anbindung an den Rumpf getroffen.

2 Klären und Präzisieren der Aufgabenstellung des Produktes

Der Proteus basiert auf einem existierenden Modellflugzeug von Tomahawk Aviation. Bei diesem befindet sich das Hauptfahrwerk in den Flügeln. Aufgrund der Aktuatoren der formveränderlichen Flügel ist dies beim Proteus nicht möglich. Folglich müssen die Anforderungen an ein Hauptfahrwerk, welches sich im Rumpf befindet festgestellt werden.

2.1 Rechtslage zum Betrieb innerhalb der EU

Die rechtliche Grundlage für den Betrieb von UAVs in Europa wird durch die Durchführungsverordnung (EU) 2019/94[2] gebildet. Aufgrund seines Gewichts von über 25 kg und des Einsatzes im BVLOS-Betrieb (**B**eyond **V**isual **L**ine of **S**ight) fällt der Proteus in die Specific Category. Da für diesen Betrieb weder eine vordefinierte Risikobewertung noch ein Standard-Szenario existiert, muss eine individuelle Risikobewertung nach der SORA-Methode (Specific Operations Risk Assessment) durchgeführt werden. Im Rahmen der SORA erfolgt eine Risikobeurteilung und Minimierung des Risikos für unbeteiligte Personen, die abhängig vom Betriebsszenario und der potenziellen Einschlagenergie bewertet wird. Die Durchführungsverordnung enthält keine konstruktiven Vorgaben zur Gestaltung des Fahrwerks eines UAS. Zum Zeitpunkt dieser Abschlussarbeit existiert ein Entwurf der JARUS (Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems) für eine Bauvorschrift (Kurz: CS) für UAS. Die einzigen Anforderungen an das Fahrwerk bestehen darin, dass es im Falle eines beweglichen Fahrwerks eine Verriegelung aufweisen muss[3].

In der durch das DLR geforderten Bauvorschrift für Very Light Aeroplanes (CS-VLA) sind die zu berücksichtigenden Lastfälle definiert. Es gibt keine konstruktiven Vorschriften.

2.2 Anforderungsliste

Die Anforderungen an das Hauptfahrwerk ergeben sich aus der Anforderungsliste der CS-VLA und der CS-23. Die Schwerpunkte der Anforderungsliste (Im Anhang) des DLR liegen auf den geometrischen Anforderungen, Funktionsanforderungen und den zu betrachtenden Lastfällen. Des Weiteren sind allgemeine Anforderungen, die sich aus dem vorhandenen UAV sowie dem Versuchsaufbau für Messungen unter realen Bedingungen ableiten und wünschenswerte Eigenschaften enthalten. Die Anforderungsliste befindet sich im Anhang.

Eine Auswertung der Sinkgeschwindigkeiten während der Landung, basierend auf bereits durchgeführten Flugversuchen mit dem Proteus, ermöglicht einen Vergleich mit den durch die Bauvorschriften vorgegebenen Maximalwerten.

Dabei werden die tatsächlich auftretende kinetische Energie und Sinkrate den Grenzwerten gegenübergestellt.

2.3 Auswertung der Messdaten

Die Messdaten wurden durch die Sensoren des Proteus im Flugversuch erhoben und durch den Autopiloten im Flug gespeichert. Dabei wurde das UAV teilweise vom Sicherheitspiloten im VLOS (**V**isual **L**ine **o**f **S**ight) und durch einen Piloten in einer FPV (**F**irst **P**erson **V**iew) Station im FPV betrieb geflogen. Es wurden jeweils Landungen durch den Piloten und den Sicherheitspiloten durchgeführt. Insgesamt stehen 26 auswertbare Landungen aus 12 Flugversuchen zur Verfügung. Ziel der Auswertung war es, Erkenntnisse über die auftretende Vertikalgeschwindigkeit beim Landeanflug zu gewinnen. Um dies zu erreichen, wird der zeitliche Verlauf der gemessenen Vertikalgeschwindigkeit mit Hilfe des GPS und der barometrischen Höhe betrachtet. Die folgende Grafik dient als Beispiel, um die Auswertung der Messdaten zu veranschaulichen. In der Grafik sind drei verschiedene Punkte zu erkennen:

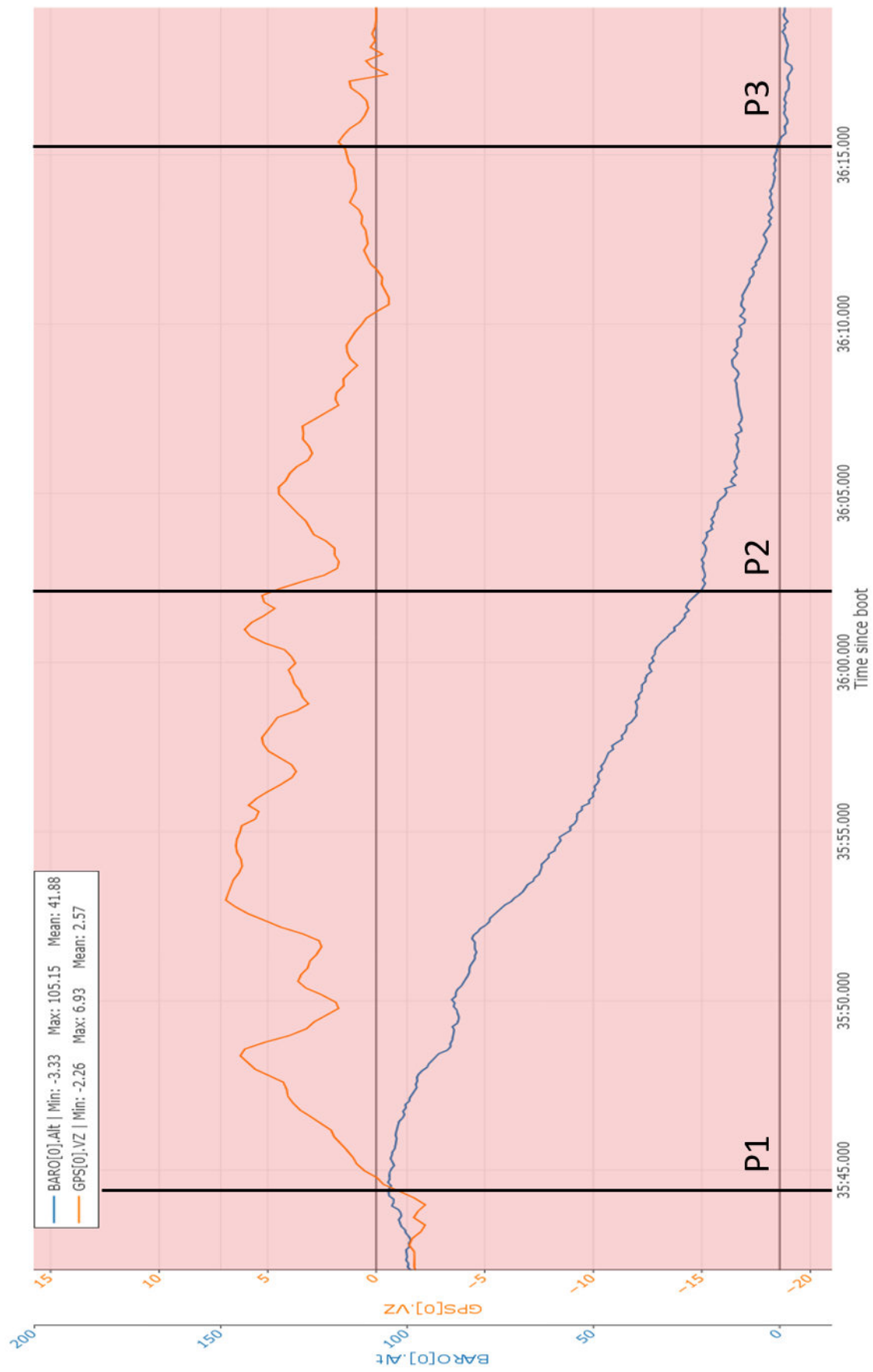


Abbildung 2: Zeitlicher Verlauf von Höhe und Sinkgeschwindigkeit

Log.No.	Landung Nr.	Sinksrate m/s
2		
	1	1,62
	2	1,33
	3	2,35
12		
	1	1,64
	2	1,87
13		
	1	4,7
	2	3,43
	3	3,9
14		
	1	3,39
	2	1,6
	3	1,71
	4	1,61
15		
	1	1,2
24		
	1	0,86
	2	1,31
25		
	1	1,52
	2	4,31
58		
	1	3,5
60		
	1	2,18
	2	2,45
61		
	1	3
	2	2,7
62		
	1	2,72
	2	1,87
63		
	1	3,09
	Mittelwert SD	2,3944
	Abweichung SE	1,03937513

Tabelle 1: Sinkraten im Flugversuch

Die orangene Kurve zeigt die Geschwindigkeit in vertikale Richtung. Die blaue Kurve beschreibt den Verlauf der gemessenen Höhe. Der erste Punkt (P1) stellt den Übergang vom Flug in konstanter Höhe zum Sinkflug dar. Im zweiten Punkt (P2) ist das Abfangen vor der Landung dargestellt. Dieser Punkt ist für die Auslegung des Fahrwerks relevant, da die vorliegende Geschwindigkeit jene ist, mit der das UAV mit der Landebahn in Kontakt tritt, wenn dem Autopiloten oder dem RC-Piloten ein Abfangen nicht gelingt. Der letzte Punkt (P3) zeigt die erfolgreiche Landung durch Erreichen einer konstanten Höhe bei einer Sinkgeschwindigkeit von 0 m/s an. Im Folgenden wurden die Messdaten aus den restlichen Flügen mit derselben Methode bezüglich der vertikalen Geschwindigkeit beim Landen ausgewertet. Es ergibt sich die Tabelle 1 auf der linken Seite.

Aufgrund der geringen Menge von 26 Messwerten wird eine t-Verteilung angenommen. Bei einer eiseitigen Verteilung ergibt sich mit einem Faktor von 2,497 aus der Quinttabelle [4], der Standardabweichung (SD) und dem Standardfehler (SE) eine Sinkrate von:

$$v_{sink} = SD + 2,497 * SE = 2,394 \frac{m}{s} + 2,497 * 1,039 = 4,988 \frac{m}{s} \quad (1)$$

Somit liegen 99% der Landeanflüge unter einer vertikalen Geschwindigkeit von 4,988 m/s.

2.4 Berechnung Federweg

Die maximal zulässige Beschleunigung wird durch das Lastenheft mit 5g vorgegeben. Um den Benötigten Weg des Fahrwerks zu bestimmen mit dem das UAV ein federt ohne die maximal zulässige Beschleunigung von 5g zu überschreiten, werden die ersten beiden Grundgleichungen der Kinematik herangezogen und eine konstante Beschleunigung angenommen:

$$v(t) = v_0 + a * t \quad (2)$$

$$s(t) = v_0 * t + \frac{1}{2} a * t^2 \quad (3)$$

Die Formel für die Geschwindigkeit (2) wird nach t umgestellt:

$$t = \frac{v - v_0}{a} \quad (4)$$

Folglich wird t in die Gleichung für den Weg (3) eingesetzt.

Es wird angenommen, dass die vertikale Endgeschwindigkeit $v_0 = 0 \frac{m}{s}$ beträgt, da der Rumpf in vertikaler Richtung bis zum Stillstand abgebremst werden soll. Somit ergibt sich für den Weg die Gleichung:

$$s = \frac{v^2}{2 * a} \quad (5)$$

Mit den bekannten Werten für die vertikale Sinkgeschwindigkeit, der Endgeschwindigkeit und der maximalen Beschleunigung ergibt sich für den benötigten Federweg:

$$s = \frac{v_{sink}^2}{2 * a} = \frac{4,998^2 \frac{m^2}{s^2}}{2 * 5 * 9,81 \frac{m}{s^2}} = 0,272m \quad (6)$$

Es ist zu beachten, dass sich dieser Federweg aufgrund der Messdaten und der Studentischen t-Verteilung ergibt. Folglich ist die Wahrscheinlichkeit groß, dass 99% Landungen unter einer

Sinkgeschwindigkeit von $4,988 \frac{m}{s}$ liegen, dieser Wert liegt über dem Doppelten des arithmetischen Mittels. Der hohe t-Faktor ist durch die geringe Anzahl an Messdaten bedingt. Gleichzeitig ist die Standardabweichung durch einzelne Landungen mit besonders hohen Sinkgeschwindigkeiten vergleichsweise groß.

Nach Absprache mit den Projektverantwortlichen, wird für eine zu erwartende Landung eine Sinkgeschwindigkeit von $3 \frac{m}{s}$ angenommen. Bis zu dieser Geschwindigkeit darf es nicht zu plastischen Verformungen am Fahrwerk kommen. Ab einer Sinkgeschwindigkeit größer $3 \frac{m}{s}$ bis zu $4,988 \frac{m}{s}$ wird eine harte Landung angenommen und es dürfen plastische Verformungen am Fahrwerk auftreten. Diese müssen bei einer Sichtprüfung nach dem Flugbetrieb erkennbar sein. Zusätzlich sollen Verformungselemente im Flugversuchsbetrieb tauschbar sein. Für die Sinkgeschwindigkeit von $3 \frac{m}{s}$ ergibt sich der Federweg wie folgt:

$$s = \frac{v_{sink}^2}{2 * a} = \frac{3 \frac{m}{s}}{2 * 5 * 9,81 \frac{m}{s^2}} = 0.092m \quad (7)$$

Somit muss das Fahrwerk in der Lage sein, einen Federweg von mindestens 9,2 cm zur Verfügung zu stellen. Dieser Wert basiert auf der Annahme, dass der Dämpfer über eine lineare Kennlinie verfügt. Ein Federweg von 27 cm ist mit dem gegebenen Rumpf nicht umsetzbar, wohingegen 9,2 cm als realistischer Wert im Hinblick auf den verfügbaren Bauraum erscheint. Aufgrund des quadratischen Einflusses der Geschwindigkeit in Gleichung (6) und (7) führt die Reduzierung der zu erwartenden Sinkrate bei der Landung zu einer Drittelung des benötigten Federwegs.

2.5 Lastfälle nach CS-VLA

Um die Lastfälle nach der CS-VLA zu bestimmen werden die Lasten am Hauptfahrwerk und dem Nasenfahrwerk benötigt. Diese werden nun durch das Momentengleichgewicht und das Kräftegleichgewicht in vertikaler Richtung bestimmt. Die Folgende Abbildung 3 zeigt die durch den bereits vorhandenen Rumpf die gegebenen Abstände des Nasenfahrwerks (NG) und des Hauptfahrwerks (MG) zum Schwerpunkt (CG) und wird genutzt, um die Lasten am Fahrwerk zu bestimmen:

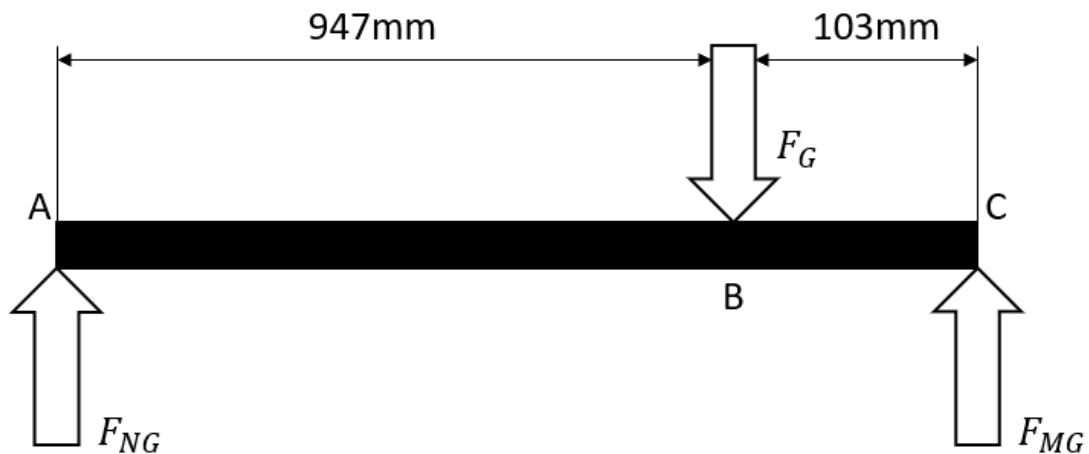


Abbildung 3: Abstände und Kräfte zwischen Fahrwerk und Schwerpunkt

Nach der obenstehenden Abbildung 3 ergibt sich für das Momentengleichgewicht um die Punkte A und B bei positivem Drehsinn im Uhrzeigersinn:

$$\sum M_A = F_G * 947mm - F_{MG} * (947mm + 103mm) = 0 \quad (8)$$

$$\sum M_B = F_{NG} * 947mm - F_{MG} * 103mm = 0 \quad (9)$$

Es ergeben sich folgende Gleichgewichte:

$$F_{MG} = F_G * \frac{947mm}{1050mm} = F_G * 0,902 \quad (10)$$

$$F_{NG} = F_{MG} * \frac{103mm}{947mm} = F_{MG} * 0,108 = 0,099 * F_G \quad (11)$$

Mit den gegebenen Werten für die Masse des Proteus und der maximal zulässigen Beschleunigung von 5g ergeben sich Folgende Bodenreaktionskräfte nach CS-VLA:

$$F_G = 5 * 9,81 \frac{m}{s^2} * 75kg = 3678,7N \quad (12)$$

$$F_{MG} = 3678,7N * 0,902 = 3318,2N \quad (13)$$

$$F_{NG} = 3678,7N * 0,099 = 364,1N \quad (14)$$

Unter Berücksichtigung der Lastfälle in der CS-VLA 471 -499 [5] Ergibt sich Folgende Tabelle für die auftretenden Lasten, je nach Lastfall:

Lastfall	Pz in N	Px in N	Py Inboard in N	Py Outboard in N	PxMax in N=	1659,1
CS-VLA 479	Level Landing					
a	995,5	-829,6				
b	1327,3	829,6				
c	1659,1	497,7				
CS-VLA 485	2206,6		367,9	242,8	Side Load Landing	
CS-VLA 493	2206,6	1765,3			Braked Roll	

Tabelle 2: Auftretende Lasten in Newton in Abhängigkeit vom Lastfall, alle Größen in Newton

$P_{x_{Max}}$ ist dabei die Maximal auftretende Kraft in horizontaler Richtung. P_x stellt die jeweilige horizontale und P_z die vertikale Komponente der Bodenreaktionen da. P_y Beschreibt die Seitlich wirkende Kraft auf das Fahrwerk bei schiebenden Landungen. Diese entspricht der halben Bodenreaktionskraft des Hauptfahrwerks F_{MG} , welche in Gleichung (13) Berechnet wurde.

2.6 Auftretende Energie bei harter Landung

Nach der Betrachtung des Federwegs bei zu erwartenden normalen vertikalen Landegeschwindigkeit wird nun die vorhandene kinetische Energie bei einer Landung mit der maximal zulässigen Sinkrate betrachtet. Die Differenz aus der maximalen Abzubauenen Energie und der Energie die maximal durch das Fahrwerk abgebaut werden kann, ist die durch Crash Elemente zu absorbierender Menge an Energie. Diese Energie muss gezielt abgebaut werden um Strukturelle Schäden im Rumpf der UAV zu vermeiden. Für die kinetische Energie gilt allgemein:

$$E_{Kin} = \frac{1}{2} * m * v^2 \quad (15)$$

Für die Landung mit der maximalen Sinkrate gilt:

$$E_{Kin} \left(4,889 \frac{m}{s} \right) = \frac{1}{2} * 75kg * \left(4,889 \frac{m}{s} \right)^2 = 893,04J \quad (16)$$

Die maximale vom Fahrwerk abgebaute Energie beträgt:

$$E_{Kin} \left(3 \frac{m}{s} \right) = \frac{1}{2} * 75kg * \left(3 \frac{m}{s} \right)^2 = 337,5J \quad (17)$$

Folglich gilt für den Betrag der abzubauenen Energie:

$$E_{Kin} \left(4,88 \frac{m}{s} \right) - E_{Kin} \left(3 \frac{m}{s} \right) = 893,04J - 337,5J = 555,54J \quad (18)$$

3 Ermittlung von Funktionen und deren Strukturen

Ziel des Funktionsmodells ist es die benötigten Teilfunktion, zur Erfüllung der Gesamtfunktion des Fahrwerks und deren Einfluss aufeinander darzustellen. Somit kann mithilfe der Methode der Faktorisierung die Funktion des Fahrwerks in mehrere Teilprobleme aufgeteilt und sukzessive gelöst, bis die Teillösungen zu einer Gesamtlösung zusammengesetzt werden. Zur Darstellung der Teilfunktionen des Fahrwerks wird ein Funktionsstruktogramm genutzt. Es ist zu beachten, dass Funktionsstrukturgramme keine Eindeutige Lösung darstellen und das folgende Diagramm eine mögliche Lösung von vielen darstellt. Abbildung 4 wurde gewählt, da sie im Vergleich zu den anderen Diagrammen, welche sich im Anhang befinden, die Funktionen des Fahrwerks vollumfänglich darstellt und auf Abhängigkeiten von Funktionen eingeht.

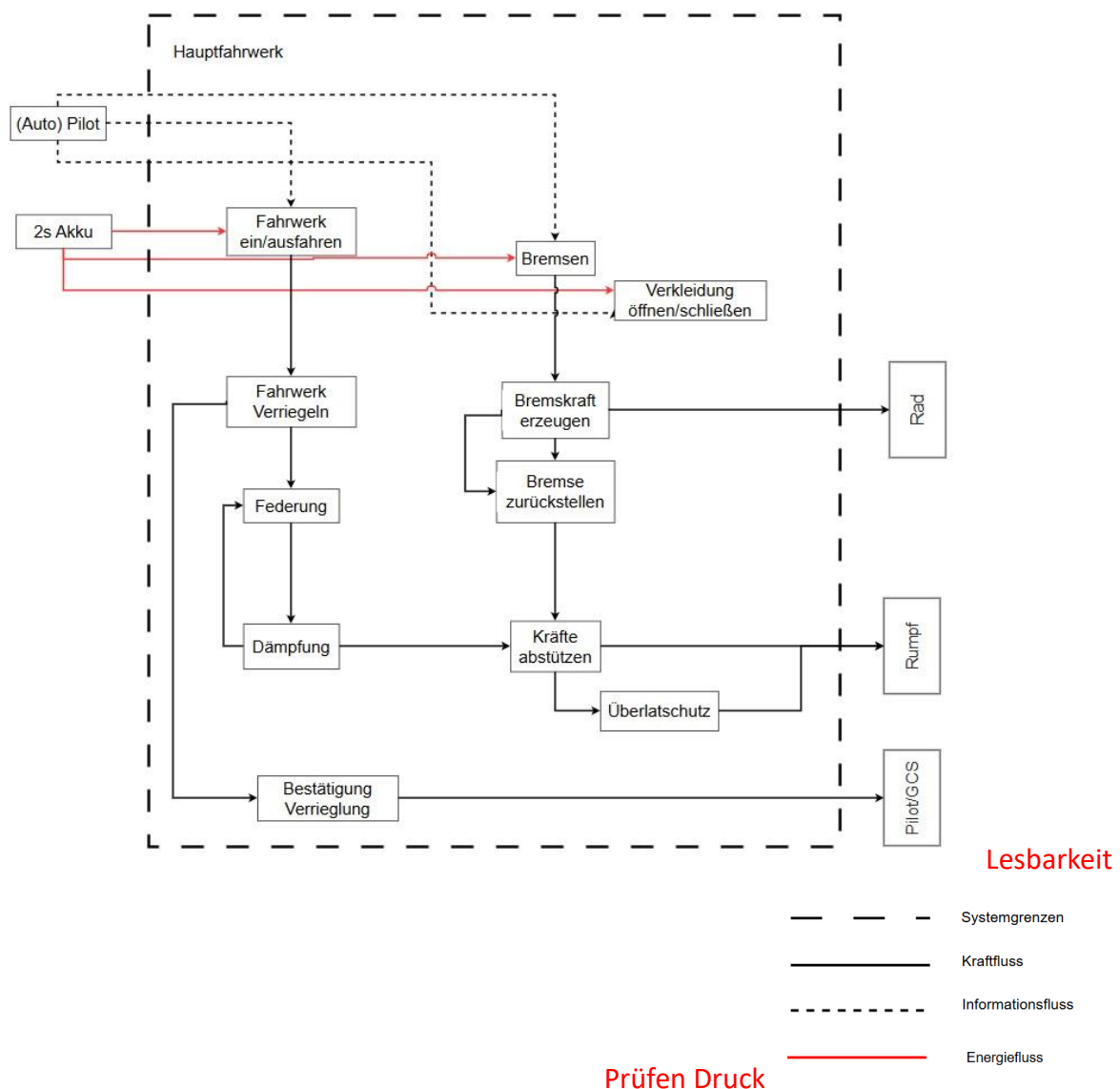


Abbildung 4: Funktionsstruktogramm des Hauptfahrwerks mit Legende

Die Systemgrenzen des Hauptfahrwerks werden durch die gepunktete Linie dargestellt und grenzen somit das das Fahrwerk und seine Funktion vom restlichen Gesamtsystem des UAV

ab. Für die Einzelnen Funktionen, welche innerhalb der Blöcke dargestellt sind, sollen im Folgenden dieser Arbeit Lösungen gefunden werden. Dabei ist zu berücksichtigen, dass sich einzelne Funktionen gegenseitig beeinflussen oder Abhängigkeiten bestehen. Es ist eine Feedback-Loop zwischen Feder und Dämpfer zu erkennen. Dies liegt am Kräftegleichgewicht zwischen Feder und Dämpfereinheit des Fahrwerks, wohingegen der Überlastschutz nicht in Kraft tritt so lange die maximalen Kräfte für elastische Verformungen nicht überschritten werden. Wie im Struktogramm zu erkennen ist, liegt der Rumpf außerhalb der Systemgrenzen des Fahrwerks. Diese Darstellung wurde gewählt, da die Befestigung des Fahrwerks am Rumpf nicht in dieser Abschlussarbeit betrachtet wird.

4 Lösungsfindung

Um Lösungen für die Funktionen aus dem Struktogramm zu finden, werden die zu erfüllenden Funktionen zeilenweise und spaltenweise mögliche Teillösungen in eine Tabelle eingetragen. So entsteht ein morphologischer Kasten, mit dem die Teillösungen übersichtlich zu Gesamtlösungen zusammengesetzt werden. Der Morphologische Kasten enthält die Maschinenelemente, welche die Funktionen des oben genannten Funktionsstruktogramms umsetzen.

Zur Verbildlichung der Entwürfe werden Skizzen genutzt. Die folgende Legende erläutert die verwendeten Symbole.

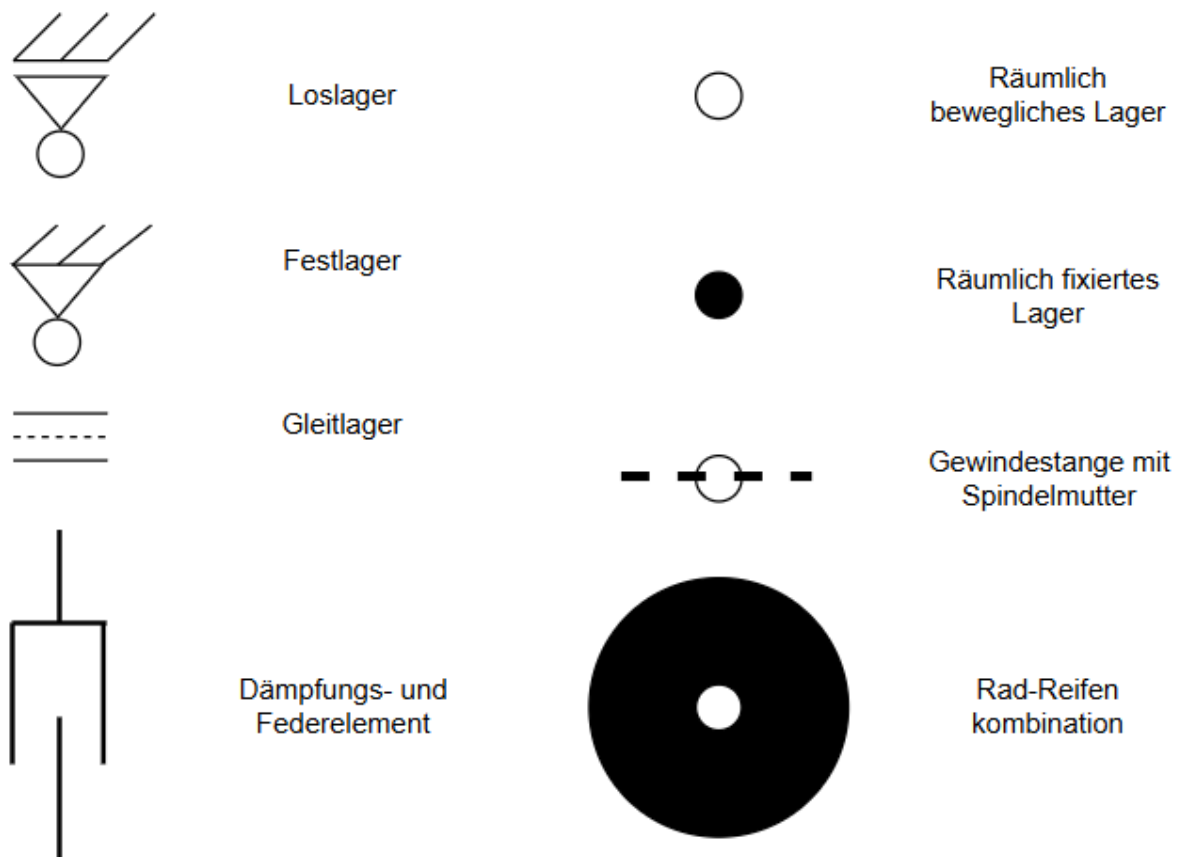


Abbildung 5: Legende Für Prinzipskizzen

4.1 Morphologischer Kasten

Für eine Gesamtlösung sind die restlichen Anforderungen aus der Anforderungsliste ebenfalls zu beachten. Aufgrund der Anzahl an Lösungen wird eine Auswahl an Lösungen betrachtet und verglichen. In der Tabelle unten ist der allgemeine Lösungsraum dargestellt aus dem sich die verschiedenen Entwürfe zusammensetzen.

Funktionen	Lösungen			
Antrieb zum Bewegen des Fahrwerks	Elektrisch	Pneumatisch		
Position der Bremse	Im Rad	Außerhalb des Rades	Tangential zum Reifen	
Art der Bremse	Bandbremse	Scheibenbremse	Radbremse	Felgenbremse
Antrieb der Bremse	Elektrisch	Pneumatisch		
Antrieb der Verkleidung	Elektrisch	Pneumatisch	Mechanisch gekoppelt beim Ausfahren	
Federelement	Spiralfeder	Tellerfedern	Blattfeder	Reifen
Dämpfungselement	Gasdruckdämpfer	Hydraulischer Dämpfer	Elastomer Blöcke	Torsionsdämpfer
Überlastschutz	Querlenker mit Sollbruch	Plastische Verformung der Elastomer Scheiben	Reibelement	Blow-out von Fluid
Bestätigung der Verriegelung	Elektrisch	Mechanisch	Mechanisch optisch	Elektrisch optisch
Art der Verkleidung	Garagentor	Verschiebung über Schienen	Mehrteilige Klappe mit Gelenken	Stoffsegel

Tabelle 3: Allgemeiner Morphologischer Kasten

4.2 Lösungsmöglichkeit 1

Der Grundgedanke der ersten Möglichkeit besteht in der Modifikation und Erweiterung des bereits im Proteus 2 verwendeten Fahrwerks. Die über einen Servo und Bowdenzug betätigte Radbremse wird übernommen. Das gesamte Fahrwerk ist einseitig in einem Festlager gelagert, während die gegenüberliegende Seite über das Feder-Dämpfer-Paket mit dem Rumpf verbunden ist. Der Einziehmechanismus, die Verriegelung sowie die Rückmeldung der Verriegelung müssen neu entwickelt werden. Der Einziehmechanismus wird durch einen Servo betrieben und die Rückmeldung der Verriegelung erfolgt über Tastschalter, die als Sensoren vom Autopiloten ausgelesen werden. Im Falle einer übermäßig harten Landung wird die auftretende Energie durch die plastische Verformung des Festlagers abgebaut. Daher muss die Verbindung des Festlagers zum Rumpf für den Flugversuch austauschbar gestaltet werden. Somit ergibt sich folgender morphologischer Kasten:

Funktionen	Lösungen			
Antrieb zum Bewegen des Fahrwerks	Elektrisch	Pneumatisch		
Position der Bremse	Im Rad	Außerhalb des Rades	Tangential zum Reifen	
Art der Bremse	Bandbremse	Scheibenbremse	Radbremse	Felgenbremse
Antrieb der Bremse	Elektrisch	Pneumatisch		
Antrieb der Verkleidung	Elektrisch	Pneumatisch	Mechanisch gekoppelt beim Ausfahren	
Federelement	Spiralfeder	Tellerfedern	Blattfeder	Reifen
Dämpfungselement	Gasdruckdämpfer	Hydraulischer Dämpfer	Elastomer Blöcke	Torsionsdämpfer
Überlastschutz	Querlenker mit Sollbruch	Plastische Verformung der Elastomer Scheiben	Reibelement	Blow-out von Fluid
Bestätigung der Verriegelung	Elektrisch	Mechanisch	Mechanisch optisch	Elektrisch optisch
Art der Verkleidung	Garagentor	Verschiebung über Schienen	Mehrteilige Klappe mit gelenken	Stoffsegel

Tabelle 4: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 1

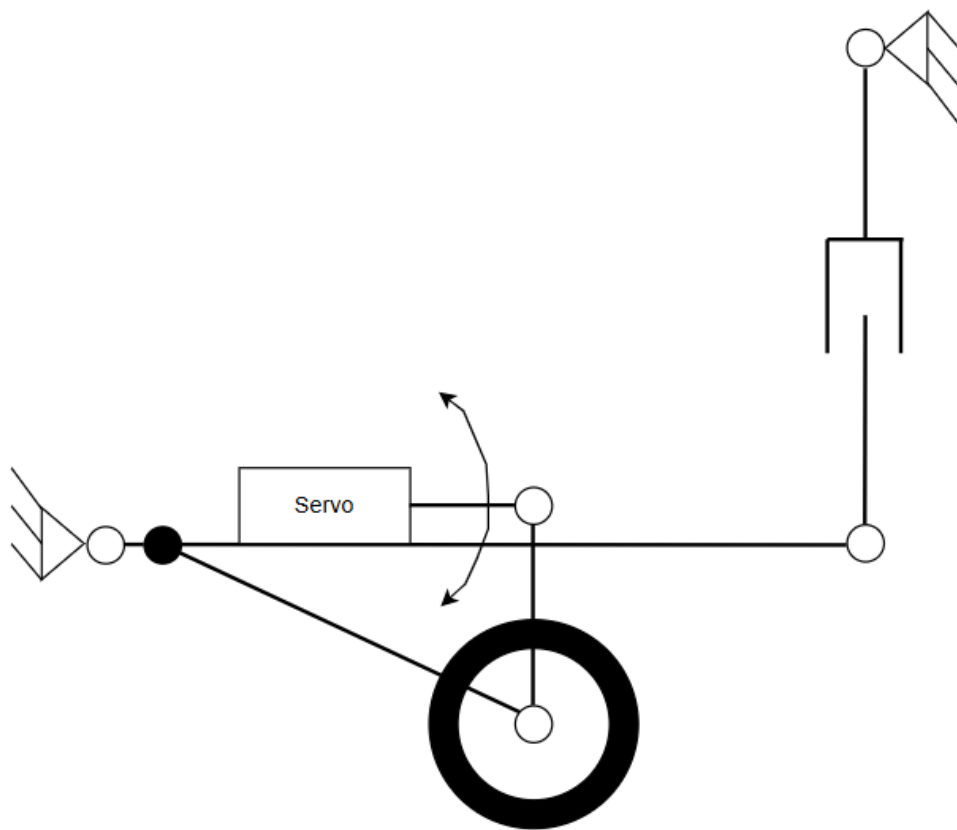


Abbildung 6: Skizze Lösungsmöglichkeit 1

Dieser Entwurf stellt eine Lösung dar, die dem aktuellen Fahrwerk aus dem Flugzeugmodellbau nahekommt. Die versagenden Elemente befinden sich zwischen den Lagern und dem Rumpf. Die Bremse ist an der Achsschwinge angebracht und wirkt tangential auf den Reifen. Wie in der obenstehenden Abbildung 6 zu erkennen ist, bietet dieser Entwurf den Vorteil, dass die durch die beiden Festlager auftretenden Momente, beispielsweise bei einer seitlichen Landung, aufgenommen werden können. Dadurch kommt es zu einer geringeren Auslenkung als bei einer einseitigen Einspannung.

4.3 Lösungsmöglichkeit 2

In diesem Entwurf soll ein luftgefüllter Reifen mit integrierter Scheibenbremse in Verbindung mit einem hydraulischen Dämpfer verwendet werden. Der Überlastschutz wird durch ein Ventil realisiert, das das Fluid kontrolliert bei einer Überbelastung aus einer Düse ausströmen lässt. Durch die eingesetzte Kinematik kann einerseits ein Rad mit relativ großem Durchmesser verwendet werden, um den Federweg des Reifens zu erhöhen, und gleichzeitig der Dämpfer platzsparend im Rumpf verstaut werden, indem er beim Einklappen des Fahrwerks mitgeführt wird. Die Bestätigung der Verriegelung erfolgt zum einen optisch über eine LED, die im ausgefahrenen Zustand leuchtet, und zum anderen über eine Meldung an den Autopiloten. Als Sensoren kommen Mikroschalter zum Einsatz. Die Verkleidung soll in vertikaler Richtung durch einen Linearantrieb verfahren werden und beim Ausfahren über eine Führung im Inneren des Rumpfes verkippt werden. Somit ergibt sich folgender morphologischer Kasten:

Funktionen	Lösungen			
Antrieb zum Bewegen des Fahrwerks	Elektrisch	Pneumatisch		
Position der Bremse	Im Rad	Außerhalb des Rades	Tangential zum Reifen	
Art der Bremse	Bandbremse	Scheibenbremse	Radbremse	Felgenbremse
Antrieb der Bremse	Elektrisch	Pneumatisch		
Antrieb der Verkleidung	Elektrisch	Pneumatisch	Mechanisch gekoppelt beim Ausfahren	
Federelement	Spiralfeder	Tellerfedern	Blattfeder	Reifen
Dämpfungselement	Gasdruckdämpfer	Hydraulischer Dämpfer	Elastomer Blöcke	Torsionsdämpfer
Überlastschutz	Querlenker mit Sollbruch	Plastische Verformung der Elastomerscheiben	Reibelement	Blow-out von Fluid
Bestätigung der Verriegelung	Elektrisch	Mechanisch	Mechanisch optisch	Elektrisch optisch
Art der Verkleidung	Garagentor	Verschiebung über Schienen	Mehrteilige Klappe mit gelenken	Stoffsegel

Tabelle 5: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 2

Zur Verdeutlichung des Aufbaus des Fahrwerks wird die Folgende Skizze genutzt:

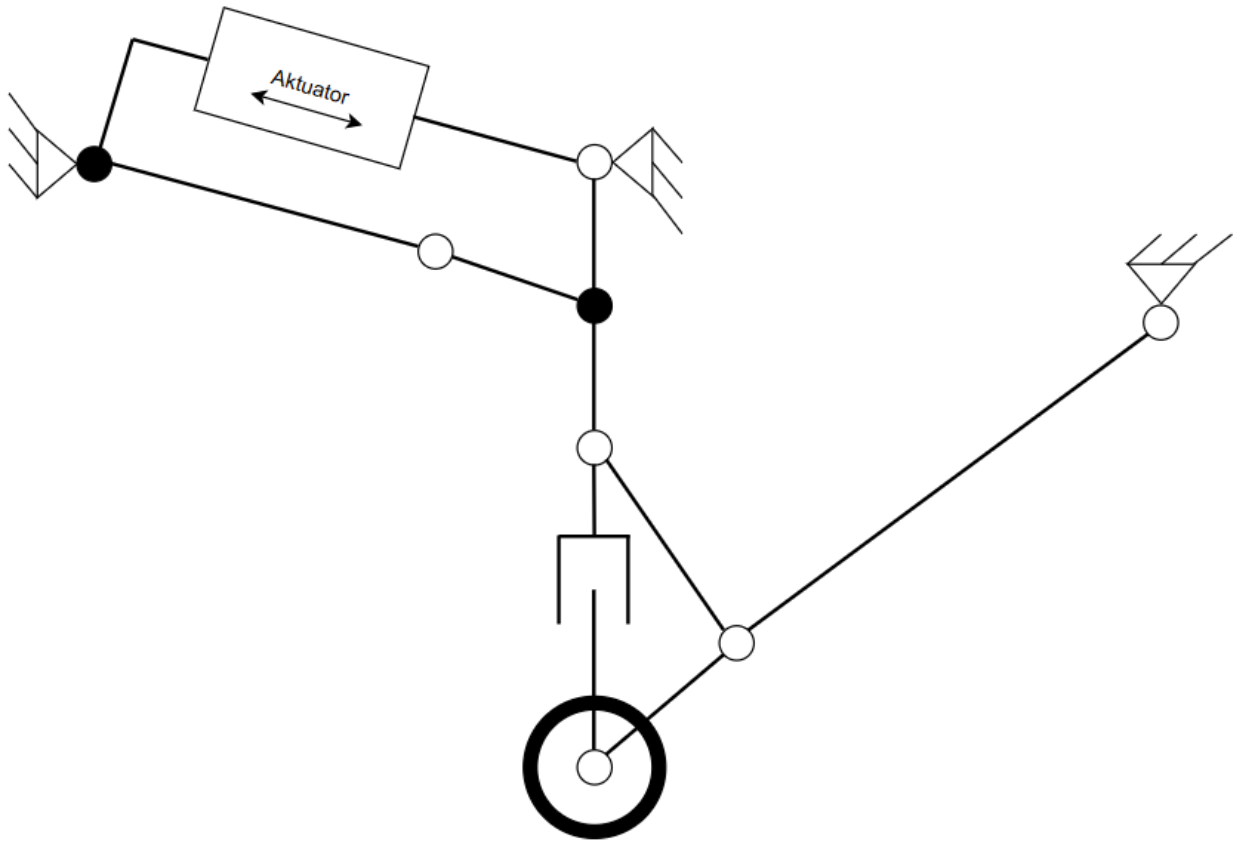


Abbildung 7: Skizze Lösungsmöglichkeit 2

Wie in der Abbildung 7 zu sehen ist, besteht das Fahrwerk aus Streben, die zug- oder druckbelastet werden. Das Gelenk über dem Dämpfer ermöglicht ein Einfahren des Fahrwerks durch Knicken, sodass das Fahrwerk auf sich selbst gefaltet werden kann. Das schwarz dargestellte Lager ist rotationssteif. Dadurch ist es möglich, ein langes Fahrwerk platzsparend im Rumpf zu verstauen. Bei der Umsetzung ist zu beachten, dass das Fahrwerk durch die drei genutzten Festlager erhöhte Anforderungen an den Rumpf stellt. Ein vergleichbarer Ansatz wird im Hauptfahrwerk der Douglas DC-3 verwendet.

4.4 Lösungsmöglichkeit 3

Die Idee dieses Entwurfs besteht darin, die Federung des Fahrwerks gleichzeitig als Ausfahrmechanismus zu nutzen. Hierzu werden Pneumatikzylinder eingesetzt, um das Fahrwerk entlang von Linearschienen vertikal im Rumpf zu verfahren. Dazu sind ein Druckspeicher oder ein Druckerzeuger erforderlich. Die Federkraft ist direkt proportional zum Systemdruck, wodurch sich die Federung an unterschiedliche Gewichtsverhältnisse anpassen lässt. Zudem ist zu prüfen, ob sich eine geeignete Dämpfung über den Pneumatikzylinder realisieren lässt. Sollte dies nicht möglich sein, kommen zur Dämpfung Elastomerblöcke zum Einsatz. Der Energieabbau bei einer harten Landung erfolgt durch Reibelemente am oberen Anschlag des Fahrwerks. Die Verkleidung ist mit dem Fahrwerk gekoppelt, sodass sie beim Ein- und Ausfahren automatisch mitbewegt wird. Die Bestätigung der Verriegelung erfolgt über Mikroschalter am Ende der Linearschienen sowie über die elektrischen Eingänge des Autopiloten. Somit ergibt sich folgender morphologischer Kasten:

Funktionen	Lösungen			
Antrieb zum Bewegen des Fahrwerks	Elektrisch	Pneumatisch		
Position der Bremse	Im Rad	Außerhalb des Rades	Tangential zum Reifen	
Art der Bremse	Bandbremse	Scheibenbremse	Radbremse	Felgenbremse
Antrieb der Bremse	Elektrisch	Pneumatisch		
Antrieb der Verkleidung	Elektrisch	Pneumatisch	Mechanisch gekoppelt beim Ausfahren	
Federelement	Spiralfeder	Tellerfedern	Blattfeder	Reifen
Dämpfungselement	Gasdruckdämpfer	Hydraulischer Dämpfer	Elastomer Blöcke	Torsionsdämpfer
Überlastschutz	Querlenker mit Sollbruch	Plastische Verformung der Elastomerscheiben	Reibelement	Blow-out von Fluid
Bestätigung der Verriegelung	Elektrisch	Mechanisch	Mechanisch optisch	Elektrisch optisch
Art der Verkleidung	Garagentor	Verschiebung über Schienen	Mehrteilige Klappe mit gelenken	Stoffsegel

Tabelle 6: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 3

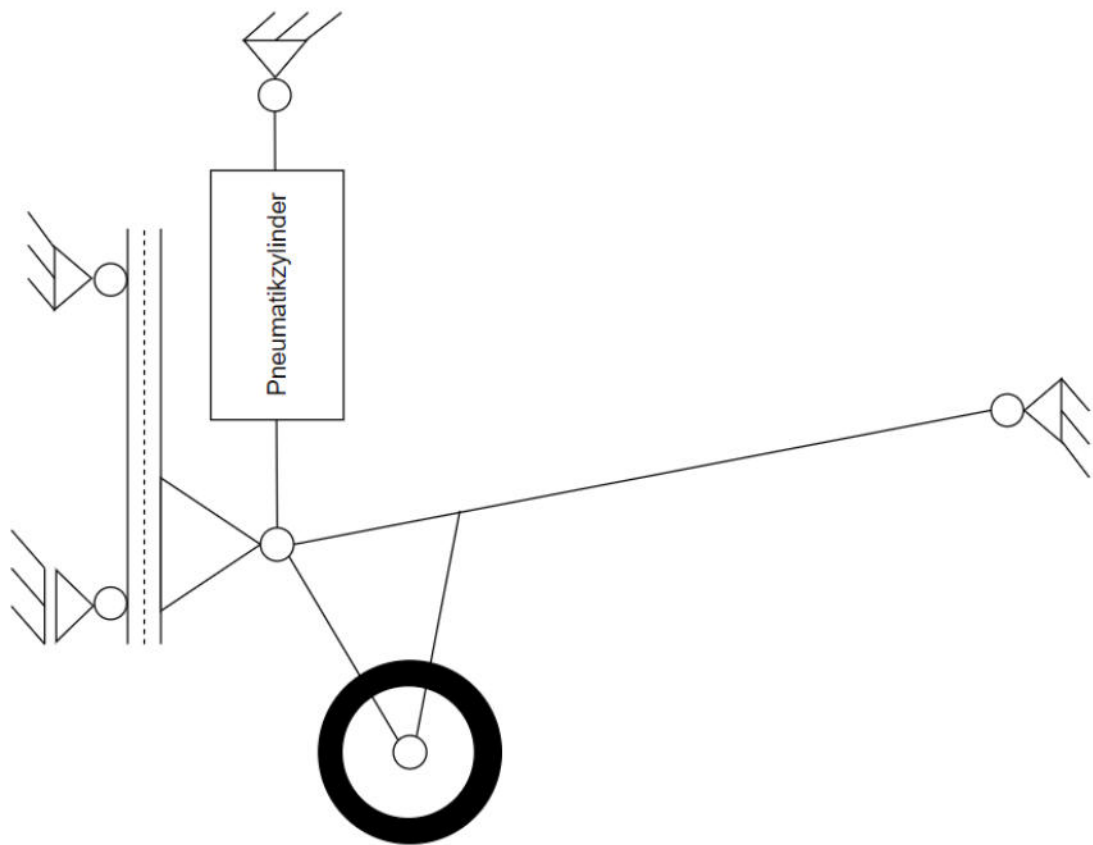


Abbildung 8: Skizze Lösungsmöglichkeit 3

Das in Abbildung 8 dargestellte Fahrwerk zeigt die Skizze des dritten Lösungsentwurfs. Durch die Gleitschiene werden vertikale Bewegungen ermöglicht. Die Bodenfreiheit des Fahrwerks ergibt sich aus dem Abstand zwischen Radträger und Schwinge sowie dem Durchmesser des Rades. Dabei ist zu beachten, dass der Verstellweg der Gleitschiene lang genug ausgelegt werden muss, um das Rad vollständig im Rumpf verstauen zu können. Bremse und Rad werden als vormontierte Einheit zugekauft. Auch der Pneumatikzylinder, der Drucktank, die Ventilblöcke und die elektronische Ansteuerung sind als Zukaufteile vorgesehen.

Die Reibelemente sollen sich im oberen Ende der Gleitschiene befinden, wohingegen die Elastomerblöcke zwischen den Lagern und den Aufnahmen der Lager im Rumpf platziert sind.

4.5 Lösungsmöglichkeit 4

Dieser Entwurf orientiert sich an modernen Fahrwerkskonzepten aus der Luftfahrt. Ziel ist es, den Dämpfer als lasttragendes Element zu verwenden, um zusätzliche Bauteile einzusparen und dadurch eine Gewichtsreduktion zu ermöglichen. Als Federelement kommt erneut ein luftgefüllter Reifen zum Einsatz, in den eine Scheibenbremse integriert ist. Die Dämpfung erfolgt über einen hydraulischen Dämpfer. Bei diesem Design ist zu beachten, dass an den Lagerstellen des Fahrwerks erhebliche Biegebeanspruchungen auftreten können und das Rad mit einer Verdrehsicherung ausgestattet werden muss. Der Überlastschutz wird durch einen Druckabbau im Dämpfer realisiert, wobei das Hydrauliköl kontrolliert ausströmt. Die Verkleidung ist mechanisch mit dem Ausfahrmechanismus des Fahrwerks gekoppelt. Eine erfolgreiche Verriegelung wird über Endschalter sowie über die elektrischen Rückmeldungen an den Autopiloten bestätigt. Somit ergibt sich folgender morphologischer Kasten:

Funktionen	Lösungen			
Antrieb zum Bewegen des Fahrwerks	Elektrisch	Pneumatisch		
Position der Bremse	Im Rad	Außerhalb des Rades	Tangential zum Reifen	
Art der Bremse	Bandbremse	Scheibenbremse	Radbremse	Felgenbremse
Antrieb der Bremse	Elektrisch	Pneumatisch		
Antrieb der Verkleidung	Elektrisch	Pneumatisch	Mechanisch gekoppelt beim Ausfahren	
Federelement	Spiralfeder	Tellerfedern	Blattfeder	Reifen
Dämpfungselement	Gasdruckdämpfer	Hydraulischer Dämpfer	Elastomer Blöcke	Torsionsdämpfer
Überlastschutz	Querlenker mit Sollbruch	Plastische Verformung der Elastomerscheiben	Reibelement	Blow-out von Fluid
Bestätigung der Verriegelung	Elektrisch	Mechanisch	Mechanisch optisch	Elektrisch optisch
Art der Verkleidung	Garagentor	Verschiebung über Schienen	Mehrteilige Klappe mit gelenken	Stoffsegel

Tabelle 7: Morphologischer Kasten Lösungsvariante 4

Zur Verdeutlichung des Aufbaus des Fahrwerks wird die Folgende Skizze genutzt:

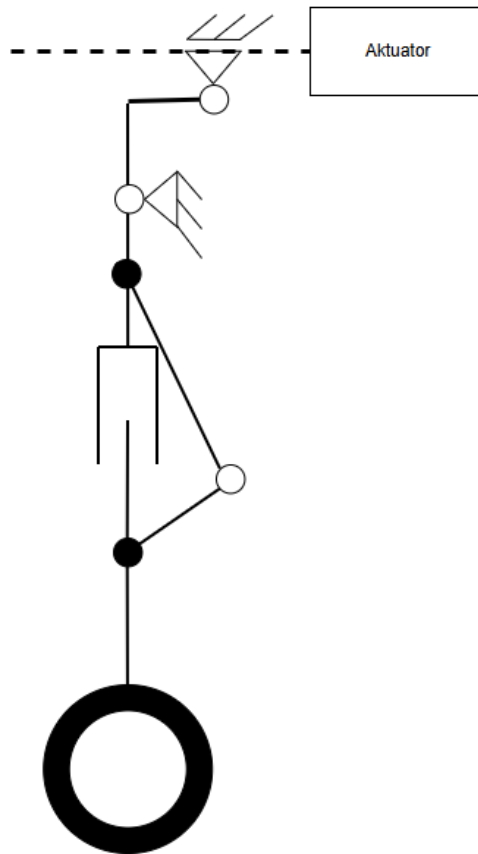


Abbildung 9: Skizze Lösungsmöglichkeit 4

Wie in Abbildung 9 zu sehen ist wird in diesem Entwurf der Dämpfer als Tragendes Element eingesetzt und zudem durch Biegebelastungen beansprucht. Torsionskräfte am Rad werden durch die zusätzliche Schwinge über das Tauchrohr des Dämpfers in den Rumpf geleitet. Auftretende Momente werden durch das Festlager und das Loslager aufgenommen. Somit ist der Antrieb zum Verstellen frei von äußeren Lasten. Die elektrisch betätigte Scheibenbremse befindet sich im Rad. Eine geeignete Kabelführung ist zu Berücksichtigen.

5 Bewertung der Lösungen

Im folgenden Abschnitt wird das Vorgehen zur Bewertung der Entwürfe erläutert. Anschließend folgt die Bewertung der Entwürfe und einer Diskussion der Ergebnisse.

5.1 Bewertungskriterien

Es wird eine gewichtete Bewertung der verschiedenen Designs genutzt, um einen Vergleich unter Berücksichtigung von vier Kriterien zu ermöglichen. Diese Kriterien werden nun vorgestellt.

5.1.1 Anzahl der Teile

Die Anzahl der Teile hat einen direkten Einfluss auf die Fertigungskosten, den Montage- und Reparaturaufwand, die Ausfallwahrscheinlichkeit sowie das Gewicht. Besonders das Gewicht und die Ausfallwahrscheinlichkeit sind für das Fahrwerk des Proteus entscheidende Größen bei der Auswahl eines geeigneten Entwurfs. Es ist zu beachten, dass zu diesem Zeitpunkt kein direkter Vergleich dieser Größen möglich ist, sondern lediglich ein indirekter Vergleich in Abhängigkeit von der Anzahl der Teile. Dabei wird angenommen, dass der Ausfall einer einzelnen Komponente zum Ausfall des Gesamtsystems des Fahrwerks führt. Die Gesamtausfallwahrscheinlichkeit ergibt sich somit als Produkt der einzelnen Ausfallwahrscheinlichkeiten [6]. Daraus folgt, dass ein System mit weniger Komponenten grundsätzlich eine geringere Ausfallwahrscheinlichkeit besitzt als ein komplexeres System mit mehr Komponenten. Für alle Komponenten wird die gleiche Ausfallwahrscheinlichkeit angenommen, da lediglich eine qualitative Aussage getroffen werden soll.

5.1.2 Integration des Energieträgers in das UAV

Aufgrund der unterschiedlichen Energieträger muss der Integrationsaufwand in das UAV betrachtet werden. Dieser Bewertungspunkt berücksichtigt insbesondere die räumlichen Beschränkungen des Rumpfes sowie die zeitlichen Einschränkungen durch den Projektplan. Aufgrund der bereits bestehenden Konfiguration des UAV werden Energieträger und Verbraucher elektrischer Energie als vorteilhaft bewertet, während Systeme wie pneumatische oder hydraulische Antriebe als nachteilig angesehen werden.

5.1.3 Erwartetes Ausfallverhalten

Das betrachtete Ausfallverhalten bezieht sich auf den Verlust der Antriebsenergie des jeweiligen Fahrwerks. Entwürfe, bei denen das Fahrwerk im Falle eines Ausfalls des Antriebs automatisch die ausgefahrene Position erreicht und verriegelt, gelten als ideal. Ein Mechanismus hingegen, der sich frei zwischen eingefahrener und ausgefahrener Position bewegen kann, ist nicht erstrebenswert.

5.1.4 Austauschbarkeit im Flugversuch

Im Falle einer Landung mit einer Sinkrate von über drei Metern pro Sekunde muss das Fahrwerk die zusätzliche Energie aufnehmen. Der zugehörige Mechanismus sollte entweder schnell und einfach ausgetauscht oder zurückgesetzt werden können, um den Flugbetrieb möglichst ohne Verzögerung fortzusetzen. Je geringer der damit verbundene Aufwand ist, desto besser ist das Fahrwerk für den Flugbetrieb geeignet.

5.2 Bestimmung der Gewichtungsfaktoren

Zur Ermittlung der Gewichtungsfaktoren für die Auswertung werden die jeweiligen Kategorien paarweise miteinander verglichen. Dabei wird in der Matrix eine Null vergeben, wenn die Kategorien als weniger wichtig angesehen werden, eine Eins, wenn sie als gleichwertig und eine Zwei, wenn die Kategorie in der Zeile wichtiger als die in der jeweiligen Spalte angesehen wird. Dieses Vorgehen führt zu folgender Tabelle:

als wichtiger	Anzahl der Teile	Integration Energieträger	Ausfallverhalten	Austauschbarkeit	Summe Zeile
Anzahl der Teile		2	2	2	6
Integration Energieträger	0		2	0	2
Ausfallverhalten	0	0		1	1
Austauschbarkeit	0	2	1		3

Tabelle 8: Paarweiser Vergleich der Kategorien zur Bewertung

Die Gewichtungsfaktoren werden in Tabelle 9 durch den Quotienten aus Erreichter Punktzahl und der Summe an Punkten berechnet. Zwecks Übersichtlichkeit werden die Faktoren auf die zweite Nachkommastelle gerundet.

	Anzahl der Teile	Integration Energieträger	Ausfallverhalten	Austauschbarkeit	Summe
<i>Quotient</i>	6/12	2/12	1/12	3/12	1
<i>Gewichtungsfaktor</i>	0,5	0,16	0,08	0,25	1

Tabelle 9: Gewichtungsfaktoren

Unter der Berücksichtigung der soeben vorgestellten Kriterien, den Gewichtungsfaktoren und den Lösungsentwürfen ergibt sich die Matrix der gewichteten Bewertung wie folgt:

Kriterien		Entwürfe							
		1		2		3		4	
		Gewichtung	Bewertung	Gewichtet	Bewertung	Gewichtet	Bewertung	Gewichtet	Bewertung
Anzahl der Teile	0,5	2	1	1	0,5	1	0,5	4	2
Integration Energieträger	0,16	4	0,64	4	0,64	2	0,32	4	0,64
Ausfallverhalten	0,08	2	0,16	2	0,16	3	0,24	2	0,16
Austauschbarkeit	0,25	1	0,25	3	0,75	3	0,75	2	0,5
Summe		2,05		2,05		1,81		3,3	

Tabelle 10: Bewertungsmatrix

Es wird eine Punktzahl von eins bis vier in der Jeweiligen Kategorie vergeben, wobei eins den schlechtesten erreichbaren Wert und vier den besten Wert darstellt. Wie in Tabelle 10 zu sehen ist, erreicht Entwurf 4 die höchste Punktzahl.

5.3 Diskussion der Bewertungsmatrix

Wie in der Tabelle zu erkennen ist, erreicht der vierte Entwurf die höchste Punktzahl. Bei Betrachtung der Gewichtungsfaktoren fällt auf, dass 66 % der möglichen Punkte durch die Kategorien „Anzahl der Teile“ und „Integration des Energieträgers“ vergeben werden. In diesen Kategorien schneidet Entwurf Nummer vier sehr gut ab, wohingegen Entwurf zwei in der Kategorie „Anzahl der Teile“ durch die hohe Anzahl an Teilen eine niedrige Punktzahl erhält. Entwurf drei schneidet in der Kategorie „Integration des Energieträgers“ schlecht ab, da das pneumatische Antriebssystem komplett neu aufgebaut und integriert werden müsste. Aktuell sind im UAV keinerlei pneumatische Systeme vorhanden. Die Integration eines elektrischen Systems ist daher deutlich vorteilhafter, was sich auch in den Bewertungen der anderen Entwürfe widerspiegelt.

Bei der Betrachtung der Bewertungsmatrix ist außerdem zu erkennen, dass sich die Entwürfe in den meisten Kategorien an den Extrema der erreichbaren Punktzahlen orientieren. In der Kategorie „Ausfallverhalten“ hingegen erreichen alle Entwürfe nur mittelmäßige Punktzahlen. Dies liegt daran, dass das Fahrwerk im Idealfall bei einem Ausfall der Antriebsenergie selbstständig den ausgefahrenen Zustand erreichen sollte. Dafür wären entweder alternative Antriebssysteme oder eine Vorspannung des Mechanismus notwendig. Beide Lösungsmöglichkeiten würden jedoch das Gewicht erhöhen; zudem würde eine Vorspannung die Beanspruchung des Antriebs steigern. Infolgedessen müsste dieser ebenfalls verstärkt und damit schwerer ausgeführt werden. Somit bildet Entwurf Nummer vier die beste Lösung unter den betrachteten Entwürfen und wird weiter ausgearbeitet.

6 Gliederung der Module

Im Folgenden wird das Fahrwerk in einzelne Module Aufgeteilt. Diese und ihre Funktion werden kurz beschrieben. Das Folgende Bild vermittelt einen Überblick über das Fahrwerk. Die nummern in Abbildung 10 entsprechen den Nummern in der folgenden Aufzählung.

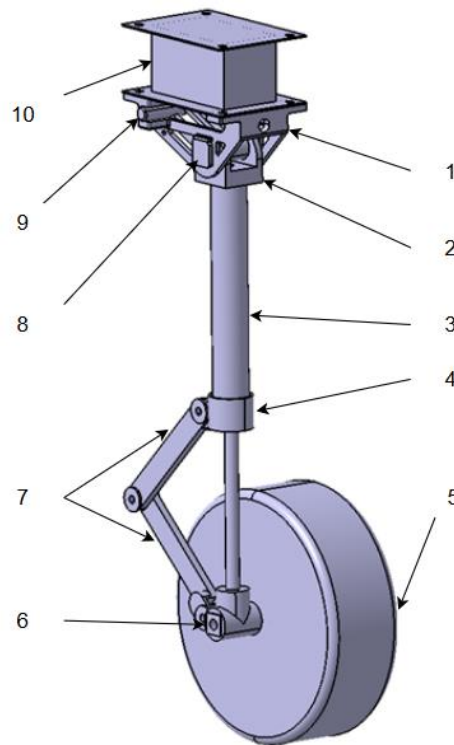


Abbildung 10: Fahrwerk in Isometrischer Ansicht. Rad entfernt zwecks Sichtbarkeit.

5 Rad mit Bremse:

Da sich die Scheibenbremse im Rad befindet werden Rad und Bremse als eine Einheit behandelt. Es handelt sich hierbei um Zukaufteile aus dem RC-Modellflug Zubehör. Das Rad ermöglicht ein Abrollen auf der Landebahn und eine Lastverteilung auf diese. Durch die luftgefüllten Reifen, lässt sich die Federrate durch den Luftdruck einstellen. Die Bremsen ermöglichen ein verzögern beim Rollen.

1 Galerie:

Diese bildet das Gegenlager für die Achsen. Zusätzlich befinden sich ein einstellbarer Endanschlag in Form einer Schraube, der Endschalter und die Aufnahme für das Crashelement an der Galerie. Die Gabel läuft im Inneren.

2 Gabel:

Diese ermöglicht das Einklappen des Fahrwerks. Der Dämpfer wird durch eine Bohrung mit Gewinde an der Unterseite mit der Gabel verschraubt.

3 Dämpfer:

Der hydraulische Dämpfer soll den Landestoß aufnehmen und das UAV beim Einfedern abbremsen, ohne die maximal zulässige Beschleunigung zu überschreiten. Durch den Einsatz als lasttragendes Element nimmt er ebenfalls die auftretenden Bodenkräfte auf und leitet diese weiter in den Rumpf.

4 Aufnahme für Drehmomentstütze:

Bei der Aufnahme für die drehmomentstütze handelt es sich um eine Schelle mit einer Bohrung, welche das Gegenlager für die Drehmomentstütze bildet.

5 Rad mit Bremse:

Da sich die Scheibenbremse im Rad befindet werden Rad und Bremse als eine Einheit behandelt. Es handelt sich hierbei um Zukaufteile aus dem RC-Modellflug Zubehör. Das Rad ermöglicht ein Abrollen auf der Landebahn und eine Lastverteilung auf diese. Durch die luftgefüllten Reifen, lässt sich die Federrate durch den Luftdruck einstellen. Die Bremsen ermöglichen ein verzögern beim Rollen.

6 Radträger:

Der Radträger beinhaltet die Aufnahme für den Dämpfer, eine Auflagefläche für die Feder, die Achse für die Räder und eine Aufnahme für die Drehmomentstütze.

7 Drehmomentstütze:

Die Drehmomentstütze zwischen dem Radträger und dem Dämpfer verhindert eine Rotation der Räder um die Achse des Dämpfers. Sie besteht aus zwei Balken, welche gelenkig miteinander verbunden sind.

8 Achse 1:

Achse 1 ist die Achse, welche den Angelpunkt des Fahrwerks bildet. Sie ist starr in der Galerie gelagert. Die Gabel ist in der Lage, sich frei um Achse 1 zu drehen. Die Achse wird durch eine quadratische Anlagefläche und das entsprechende Gegenstück in der Galerie gegen Verdrehen gesichert. Die axiale Sicherung erfolgt durch einen Wellensicherungsring und die Unterseite der Auflagefläche am Kopf der Welle. Die Auflagefläche wurde mit einem Freistich versehen, um das Anliegen an der Galerie zu ermöglichen.

9 Achse 2:

Achse 2 ist die Achse, welche verschiebbar ist und dadurch ein Einziehen des Fahrwerks ermöglicht. Die Achse wird mithilfe von zwei Sicherungsringen gegen axiale Verschiebung gesichert. Diese liegen auf der Innenseite der Gabel, da sie sich an der Aufnahme für den Linearaktuator abstützen.

10 Crashelement:

Crashelement Dient zum Abbau der Energie bei einer harten Landung. Es wird zwischen der Galerie und dem Halter am Holm montiert.

Linearantrieb

Zum ein- und ausfahren des Fahrwerks wird ein Linearantrieb genutzt. Dieser ist nicht Dargestellt.

Endschalter:

Die Endschalter dienen zur Bestätigung der Position des Fahrwerks. Er ist in Abbildung 10 nicht zu sehen, da er sich in der Galerie befindet.

$$\sum M_{A_1} = P_y * (l - a) + F_{A2z} * 2 * b + P_z * b - F_{B_z} * b = 0 \rightarrow \quad (22)$$

$$F_{A2z} = -(P_y * (l - a) + P_z * b - F_{B_z} * b) / (2 * b)$$

$$\sum F_y = F_{A1y} + P_y = 0 \rightarrow F_{A1y} = -P_y \quad (23)$$

$$\sum F_z = P_z + F_{A1z} + F_{A2z} - B_z = 0 \rightarrow F_{A1z} = -P_z - F_{A2z} + F_{B_z}$$

$$= -P_z + F_{B_z} + \frac{(P_y * (l - a) + P_z * b)}{2 * b} \quad (24)$$

Es ist zu beachten, dass die Kräfte F_{A_x} und F_{B_x} in der Symmetrieebene auf den Wellen angreifen. Die tatsächlichen Lagerkräfte in x Richtung entsprechen der halben jeweiligen Kraft F_{A_x} oder F_{B_x} . Die Lager bestehen aus zwei Lagerflächen in der Galerie. Diese werden Entsprechend den Lagern A_1 und A_2 Lager B_1 und B_2 genannt. Dies wird in der Berechnung der Flächenpressung relevant.

7.1 Achse 1

Die Achse wird im Folgenden auf Belastungen durch Querkräfte, Biegemoment und die Flächenpressung untersucht. Abbildung 12 zeigt Achse 1. Durch den Quadratische Absatz am Wellenende wird durch einen Steg an der Galerie die Achse gegen Rotation in der Galerie Gesichert. Unterhalb des Kopfes befindet sich ein Freistich auf der Welle, damit dieser sich an die Galerie anlegen kann. Die Achse wird durch den Wellensicherungsring in der Galerie gehalten. Der Außendurchmesser besitzt eine f8 Toleranz. Diese basiert auf den Anforderungen der Bundbuchsen vom Typ GGT 200G, welche genutzt werden um Achse 1 in der Galerie zu Lagern.

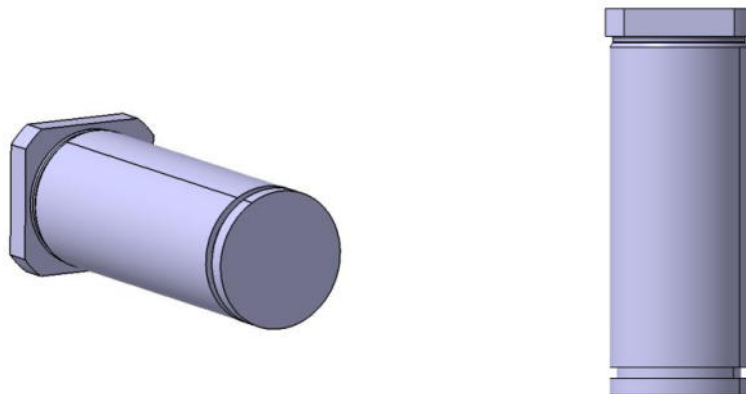


Abbildung 12: Achse 1 in seitlicher und isometrischer Ansicht

7.1.1 Schubspannung

Die maximale vorhandene Schubspannung und die zulässige Schubspannung in der Achse berechnen sich nach [7]:

$$\tau_{max} = \frac{4}{3} * \frac{K_A * F}{A * 2} \quad (25)$$

K_A stellt dabei den einen Anwendungsfaktor dar, welcher nach [7] bestimmt wurde. Die zulässige Schubspannung basiert auf der von Mises-Hypothese. S stellt den Sicherheitsfaktor dar. Dieser wurde gemäß der Anforderungsliste auf 1,5 festgelegt.

Die vorhandene Querschnittsfläche der Achsen berechnet sich nach:

$$A = P_i * r^2 \quad (26)$$

Zur Berechnung der zulässigen Querkraft wird die vorhandene Fläche mit 60% der Zugfestigkeit des Materials nach [8] multipliziert. Dieser Wert darf mit einer Sicherheit von 1,5 nicht überschritten werden.

7.1.2 Biegespannung

Die Achse wird zusätzlich auf den Einfluss des Biegemoments durch die Kräfte untersucht. Für die Berechnung der Biegespannung wird das Flächenträgheitsmoment, das maximale Biegemoment und der Abstand der Mantelfläche zur neutralen Faser benötigt. Aufgrund der Geometrie der Welle entspricht der Abstand der neutralen Faser dem Radius der Achse. Die folgenden Formeln wurden alle aus Roloff/Matek Maschinenelemente [7] entnommen. Das Flächenträgheitsmoment für eine Vollwelle berechnet sich mit:

$$I_{Kreis} = \pi * \frac{r^4}{64} \quad (27)$$

Die auf der Welle angreifende Kraft berechnet sich aus den Kräften in z und x Richtung:

$$F_{Res} = \sqrt{F_{Ax}^2 + F_{Az}^2} \quad (28)$$

Das maximale Biegemoment für eine Welle der Länge $2b$ berechnet sich nach [10] zu:

$$M_{Max} = F_{Res} * b \quad (29)$$

Folglich gilt für die maximale Biegespannung:

$$\sigma_{Max} = \frac{32 * M_{Max}}{\pi * d^3} \quad (30)$$

Um festzustellen, ob die zulässigen Spannungen eingehalten werden, wird die Vergleichsspannung nach von-Mises genutzt:

$$\sigma_v = \sqrt{\sigma_{Max}^2 + 3 * \tau_{Max}^2} \quad (31)$$

Diese Vergleichsspannung muss mit einem Sicherheitsfaktor von 1,5 unterhalb der zulässigen Spannung des Materials liegen.

7.1.3 Flächenpressungen

Die Flächenpressung ist an zwei Stellen zu betrachten: zum einen im Kontakt zwischen der Achse und der Gabel, zum anderen im Kontakt zwischen der Achse und der Galerie. Die auftretende Flächenpressung wird an beiden Stellen analog berechnet. Die wirkende Fläche ergibt sich aus [7] dem Produkt aus Durchmesser und der Länge der Kontaktfläche. Für die vorhandene Flächenpressung gilt:

$$q_{vor} = \frac{F_{Res}}{d_{Achse1} * l_{Kontakt}} \quad (32)$$

Diese darf nicht höher sein als die niedrigste zulässige Flächenpressung der in Kontakt stehenden Materialien.

7.2 Achse 2

Die in diesen Kapiteln durchgeführten Berechnungen erfolgen analog zu denen der Achse 1, jedoch wirken abweichende Lasten. Die ausführlichen Berechnungen sind ebenfalls im Anhang zu finden.

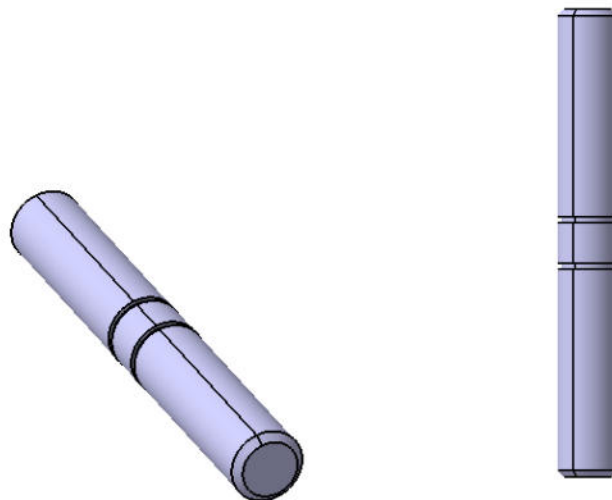


Abbildung 13: Achse 2 in isometrischer und seitlicher Ansicht

Abbildung 13 zeigt Achse 2. Die beiden Nuten für die Sicherungsringe ermöglichen ein Durchstecken der Achse bei der Montage des Fahrwerks. So bleiben die Kraftleitenden Enden der Achse frei von Elementen welche die Festigkeit negativ beeinflussen könnten. Die Welle wird mit einer Toleranz von h9 bemessen.

7.2.1 Querkraft

An Achse 2 tritt die Querkraft ausschließlich in z-Richtung auf. Durch die geringere Belastung an Achse 2 kann diese im Durchmesser kleiner ausfallen als Achse 1. Der minimale Durchmesser wird jedoch durch den Spindelantrieb begrenzt.

7.2.2 Biegespannung

In Folge des geringeren Abstands zwischen der Auflagefläche der Gabel und Galerie an Achse 2, ist die Biegespannung geringer als an Achse 1. Die Berechnung erfolgte bis auf die Auswahl des Lagerabstands Analog zu Achse 1.

7.2.3 Flächenpressung

Die relevante Flächenpressungen treten an Achse 2 im Ausgefahrenen Zustand zwischen der Achse, der Gabel und der Galerie auf.

Als erstes wird die Auflagefläche zwischen Achse und Galerie betrachtet. Durch die Auflage eines Zylinders auf einer Ebene, muss für die Flächenpressung die Hertz'sche Flächenpressung betrachtet werden. Mit den Gleichungen aus [7] gilt für die auftretende Flächenpressung zwischen dem Zylinder von Achse 2 und der Ebene der Auflagefläche:

$$p_0 = \sqrt{\frac{2 * F * E'}{\pi * b * R}} \quad (33)$$

Wobei F für die in der Lagerfläche auftretende Linienlast, E' für das Ersatz-Elastizitätsmodul und b für die halbe Kontaktbreite stehen. Dieses Berechnen sich durch:

$$\frac{1}{E'} = \frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \quad (34)$$

$$b = \sqrt{4 * F * r / (\pi * l * E')} \quad (35)$$

Die Pressung zwischen der Gabel und der Achse wird berechnet indem die aufliegende Mantelfläche der Achse in der Mulde bestimmt wird. Die Kreisbogenlänge bestimmt sich durch:

$$s = \frac{\alpha}{360} * 2 * \pi * r \quad (36)$$

Das Produkt aus dem Kreisbogen und der Breite der Gabel entspricht der Auflagefläche. Die dort auftretende Flächenpressung entspricht dem Quotienten aus der Lagerkraft und berechneten Auflagefläche.

7.3 Dämpfer

Zur Auswahl des Dämpfers wird die benötigte konstante Kraft berechnet, welche wirken muss um das UAV mit der maximal zulässigen Beschleunigung zu bremsen:

$$2 * F_{Dämpfer} = m * a = 70Kg * 5 * g = 3423N \quad (37)$$

Der Faktor 2 für die Dämpferkraft wurde gewählt, da sich insgesamt zwei Dämpfer am Hauptfahrwerk befinden, wodurch die Kraft eines Dämpfers der Hälfte des berechneten Wertes entspricht. Es wird ein Dämpfer mit einer Kraft von 1711N und einer geeigneten Größe für den Bauraum gesucht.

Nach einer Recherche bei einigen Herstellern von Gasdruckfedern und Dämpfern wurde bei Bansbach die Baureihe MC 8/22 gewählt. Der Vorteil dieser Baureihe ist, dass Feder und Dämpfer in einem Bauteil kombiniert werden, da ein Trennkolben verwendet wird um durch eine unter Druck stehende Kammer den Kolben vorgespannt. Der durch die Druckeinstellung in dieser Kammer muss die in Formel (37) berechnete Kraft erreichen werden. Die Montage am Fahrwerk erfolgt über die am Dämpfer vorhandenen Gewinde.

Der Nachteil ist, dass vom Hersteller keine Dämpfungskonstante angegeben wird. Dementsprechend kann die Auswahl nur anhand der zulässigen Kraft erfolgen. Um sicherzustellen, dass die maximale Beschleunigung oder der Federweg beim Landen nicht überschritten werden muss der Dämpfer zur Ermittlung der Dämpfungskonstante Versuchen unterzogen werden.

7.4 Crashelement

Das Crashelement muss in der Lage sein die Auftretende Energie bei einer Landung mit einer Sinkrate von über 3m/s und mit maximal 5m/s durch plastische Verformung aufzunehmen. Diese Energie wurde in (18) berechnet.

Zwecks Dimensionierung und Auswahl eines Crashelements wurden mehrere Hersteller von Honeycomb-Crashelementen kontaktiert. Als Vorgaben wurde die verfügbare Fläche über der Galerie und die Abzubauenende Energie und die Anschlussmaße der Galerie gewählt. Ein den Anforderungen entsprechendes Crashelement ist im CAD als einfacher Quader mit Flächen zur Verschraubung dargestellt, da kein CAD Modell zur Verfügung gestellt wurde.

7.5 Galerie

Die Galerie in Abbildung 14 ist das Kernelement des Fahrwerks. Durch das Langloch wird das Gleiten von Achse 2 ermöglicht, wodurch ein Einklappen des Fahrwerks möglich ist. Die Toleranzklasse des Langlochs liegt bei F9. Achse 1 wird in der unteren Bohrung geführt. Diese besitzt eine H7-Toleranzklasse. Zwischen Achse 1 und der Galerie Bundbuchsen der Firma GGT vom Typ 200G genutzt um die Gleitpaarung zu verbessern. Die Verbreiterungen an einem Ende des Langlochs sind notwendig, um die verfügbare Fläche zu erhöhen. Dadurch wird die zulässige Flächenpressung nicht überschritten. Auf der Stirnseite befindet sich eine Bohrung mit Gewinde, um mit einer Schraube das Fahrwerk im ausgefahrenen Zustand spielfrei einzustellen. Auf der Rückseite befindet sich der Durchgang für den Linearantrieb, welcher das Fahrwerk ein- und ausfährt. Der Endanschlag kann durch die beiden Bohrungen an der Seite montiert werden.

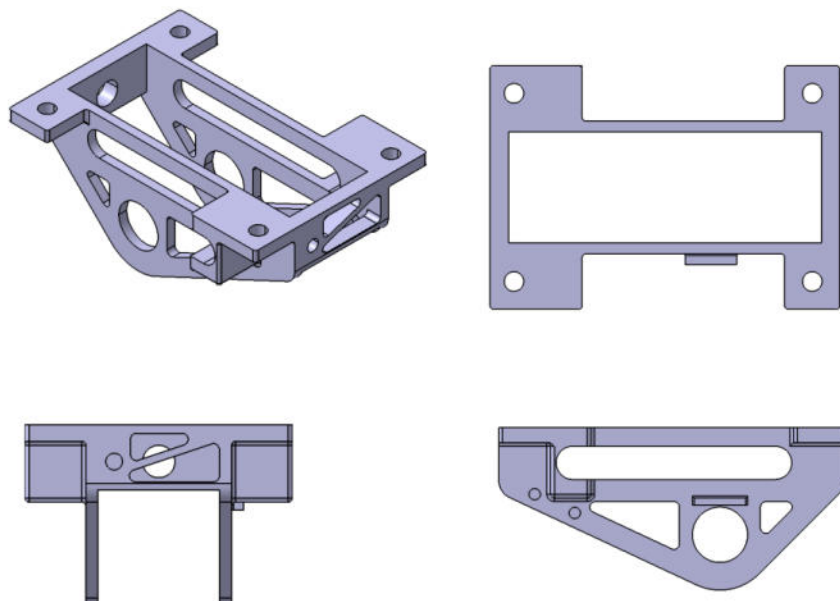


Abbildung 14: Galerie in isometrischer und drei-Seiten Ansicht

7.6 Gabel

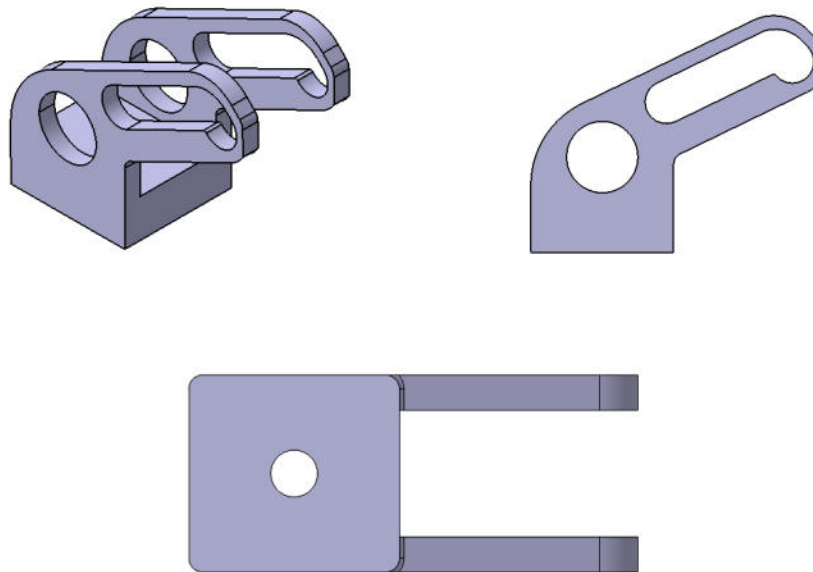


Abbildung 15: Gabel in isometrischer, seitlicher und unterer Ansicht

Die Gabel besitzt auf der Unterseite eine Bohrung mit Gewinde. Dort wird der Dämpfer mit der Gabel verschraubt. Die Bohrung für Achse 1 besitzt eine G7 Toleranzklasse. Somit ist ein Drehen um Achse 1 möglich. Die in Abbildung 15 Kröpfung in dem Langloch der Gabel wird genutzt um eine Mulde zu schaffen, in welche Achse 2 im ausgefahrenen Zustand liegt. Dadurch wird die Fläche erhöht und die zulässige Flächenpressung nicht überschritten. Die Toleranzklasse für dieses Langloch liegt bei F9 um eine Führung mit wenig Spiel zu ermöglichen. Am rechten Ende befindet sich eine Abflachung damit der Endanschlag flächig aufliegt.

7.7 Radträger

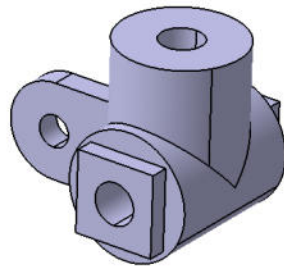


Abbildung 16: Radträger in isometrischer Ansicht

Der Radträger in Abbildung 16 besitzt drei Bohrungen mit M8 Gewinden. An der oberen Bohrung wird die Kolbenstange des Dämpfers verschraubt. Die seitlichen Bohrungen ermöglichen das Einschrauben der vom Hersteller gelieferten Achszapfen. Die quadratische Extrusion auf der Seite ist notwendig um eine Momentenstütze für die Bremse zur Verfügung zu stellen. An der Lasche auf der Rückseite befindet sich eine Lasche an der die Stützen zur Sicherung gegen Rotation befestigt werden.

7.8 Drehmomentstütze

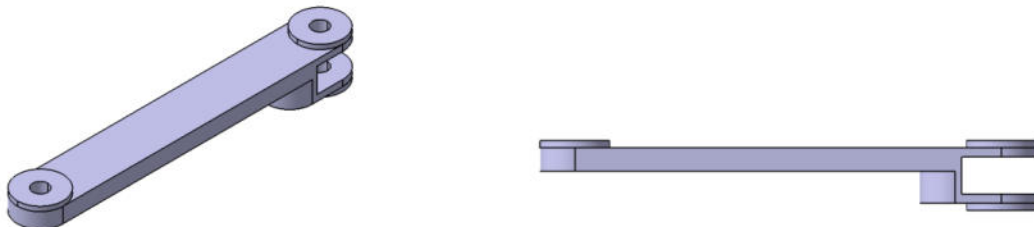


Abbildung 17: Drehmomentstütze in isometrischer und seitlicher Ansicht

Die Drehmomentstütze besteht aus zwei von den in Abbildung 17 gezeigten Elementen. Der eingebaute Zustand ist in Abbildung 10 zu sehen. Die Bohrungen besitzen eine H7 Toleranzklasse. Die Verbindung erfolgt durch Bolzen mit Wellensicherungsringen.

7.9 Aufnahme für Drehmomentstütze

Die Aufnahme der Drehmomentstütze besitzt eine Bohrung für die Drehmomentstütze und eine weitere Bohrung mit gegenüberliegendem Gewinde. Dadurch wird die Aufnahme um den Dämpfer geklemmt.

7.10 Materialauswahl

Die Materialauswahl für die Gabel, Galerie und Achsen erfolgte aufgrund der Berechnungen. Es wurden Materialien gewählt, welche in der Lage sind, den auftretenden Belastungen standzuhalten. Aufgrund der hohen Biegespannungen wurde für die Achsen 42CrMo4-Stahl gewählt, da dieser aufgrund seiner hohen Zugfestigkeit in der Lage ist, bei geringem Volumen den auftretenden Spannungen standzuhalten. Die Gabel und Galerie sind an den Kontaktstellen mit den Achsen hohen Flächenpressungen ausgesetzt. Zudem sind beides sehr voluminöse Bauteile. Infolgedessen wurde ein Material benötigt, welches leicht ist und eine hohe Zugfestigkeit besitzt. TiAl6V4 erwies sich hier als geeignet. Die Reibpaarung zwischen Stahl und Titan ist nicht wünschenswert. Um ein Fressen der Bauteile zu verhindern wird das Langloch gefettet und auf Achse 1 werden Bundbuchsen genutzt um die Reibpaarung zu optimieren. Die Materialauswahl ist in den Berechnungen zusammen mit den Materialkennwerten vermerkt. Alle weiteren Komponenten werden entweder aus Aluminium 2024T3 gefertigt oder sind Teile aus dem Zukauf, bei denen keine Wahl auf die verwendeten Materialien stammt. Die Datenblätter mit den verwendeten Kennwerten befinden sich im Anhang.

8 Diskussion der Ergebnisse

Das Ergebnis dieser Abschlussarbeit ist eine Konstruktion, die auf einer umfassenden Untersuchung der auftretenden Belastungen sowie der bereits bekannten Anforderungen an das unbemannte Luftfahrzeug basiert. Erfahrungen aus vorangegangenen Flugversuchen konnten ebenfalls einfließen. Sie führten unter anderem zur Berücksichtigung einer möglichst wartungsarmen Bremse und der leichten Austauschbarkeit einzelner Komponenten. Die Literaturrecherche hat gezeigt, dass derzeit nur wenige konkrete Vorgaben für die konstruktive Auslegung von unbemannten Luftfahrzeugen existieren. Der sonst übliche Widerspruch zwischen technischen Innovationen und gesetzlichen Vorschriften, wie man ihn aus der bemannten Luftfahrt kennt, entfällt weitgehend. Dies bietet die Chance, unkonventionelle Konstruktionen zu realisieren und auf den konkreten Anwendungsfall abgestimmte Vorschriften zu entwickeln. Die in dieser Arbeit herangezogenen Vorschriften, insbesondere die Bauvorschrift für sehr leichte Flugzeuge, stellen eine sehr konservative Herangehensweise dar.

Bei handelsüblichen Fahrwerken besteht ein wesentliches Problem darin, dass die Hersteller keine detaillierten Nachweise über die Belastbarkeit liefern. In der Regel wird nur das maximal zulässige Startgewicht des Flugzeugs angegeben. Daraus ist jedoch nicht erkennbar, bei welchen Kräften die Struktur tatsächlich versagt. Im Rahmen dieser Arbeit wurden diese Grenzwerte eindeutig bestimmt. Durch die bewusst konservative Auslegung des Fahrwerks kann der sichere Betrieb innerhalb dieser definierten Belastungsgrenzen gewährleistet werden.

Die allgemeinen, geometrischen und strukturellen Anforderungen aus der Anforderungsliste wurden erfüllt. Der einzige nicht erfüllte Punkt in der Anforderungsliste ist der schließbare Fahrwerksschacht. Aufgrund der niedrigeren Priorisierung gegenüber den anderen Anforderungen wurde dieser Punkt nicht erfüllt. Die Projektplanung sieht vor Zeitnah Flugversuche durchzuführen. Folglich wurde die Umsetzung einer Verkleidung nicht verfolgt, da diese nicht Missionskritisch für die Flugversuche ist.

Die Berechnungen erfolgten ohne Simulationen oder numerische Verfahren. Dadurch handelt es sich um sehr konservative Betrachtungen. Unter Nutzung von finite Elemente Methoden könnten Bauteile wie die Gabel oder Galerie genauer betrachtet und konstruktiv optimiert werden.

Die größte Stärke der entwickelten Konstruktion liegt in ihrem einfachen Aufbau. Sie kommt mit wenigen Einzelteilen aus und leitet die Kräfte an Stellen ein, an denen keine empfindlichen Bauteile belastet werden. Ein Nachteil besteht in den erwarteten Kosten für die Herstellung der Bauteile Galerie und Gabel, da die gewählten Materialien hochwertig sind und eine aufwendige Bearbeitung erfordern. Der laufende Betrieb des Fahrwerks wird weitere Stärken und Schwächen aufzeigen, die im weiteren Projektverlauf berücksichtigt werden können.

9 Ausblick

Für eine weitergehende Optimierung der Konstruktion sollte im Verlauf des praktischen Flugbetriebs eine genauere Analyse der tatsächlich auftretenden Kräfte auf die Rumpfstruktur erfolgen. Dies ermöglicht eine weitere Iteration des Fahrwerks, bei der die zu erwartenden Lasten näher an den auftretenden Lasten liegen.

Die fehlende Verkleidung für den Fahrwerksschacht muss ergänzt werden. Eine Möglichkeit stellt die Verwendung von zwei Gummilippen, die auf Stoß liegen und einseitig im Rumpf montiert sind, dar.

Zur Optimierung des Fahrwerks sollte die tatsächliche Dämpfungskonstante des Dämpfers ermittelt oder ein geeignetes Produkt von einem anderen Hersteller gefunden werden. Die Anfrage einer individuellen Anwendung wäre ebenfalls eine Möglichkeit.

Als Möglichkeit zur Kostensenkung wäre eine Verlängerung des vertikalen Abstandes (vgl. Abbildung 11, Abstand c) zwischen den beiden Achsen im ausgefahrenen Zustand möglich. Dadurch steigt zwar das Gewicht der Bauteile, jedoch sinken die Lagerkräfte an Achse 2. Infolgedessen können anstelle von Titan Aluminium als Werkstoff für die Gabel und Galerie verwendet werden. Ergänzend zu den konstruktiven Änderungen wäre eine Simulation zur Betrachtung der möglichen Verformungen des Fahrwerks unter Belastung sinnvoll.

Um den Antrieb des Fahrwerks kompakter zu gestalten, kann anstelle des Linearantriebs eine Spindel mit entsprechender Lagerung in der Galerie und einem Gewinde in Achse 2 verwendet werden. Die zusätzlichen Spannungen durch das Gewinde in Achse 2 müssten vorher betrachtet werden.

10 Literatur

- [1] Thomas HAAHR, *EU-Klimaneutralität bis 2050: Europäisches Parlament erzielt Einigung mit Rat*. 19.07.25, 22.04.21. [Online]. Verfügbar unter: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/TXT/PDF/?uri=CELEX:52024DC0063>
- [2] Die Europäische Kommission, *DELEGIERTE VERORDNUNG (EU) 2019/945 DER KOMMISSION vom 12. März 2019 über unbemannte Luftfahrzeugsysteme und Drittlandbetreiber unbemannter Luftfahrzeugsysteme: EU-Verordnung 2019/947*, 2019.
- [3] Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems, *JARUS CS-UAS Recommendations for Certification Specifications for Unmanned Aircraft Systems*, 2019. [Online]. Verfügbar unter: http://67.217.59.217/jarus/wp-content/uploads/2023/06/jar_13_doc_CS_UAS-1.pdf
- [4] L. Fahrmeir, C. Heumann, R. Künstler, I. Pigeot und G. Tutz, *Statistik: Der Weg zur Datenanalyse*, 9. Aufl. (Lehrbuch). Berlin, Germany: Springer Spektrum, 2023.
- [5] EASA, *CS-23 Amdt 5*. EASA, 2023. Zugriff am: 31.07.25. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-normal-category-aeroplanes-cs-23>
- [6] D. Schlottmann und H. Schnegas, *Auslegung von Konstruktionselementen: Sicherheit, Lebensdauer und Zuverlässigkeit im Maschinenbau*, 4. Aufl. Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg, 2024. [Online]. Verfügbar unter: <https://link.springer.com/978-3-662-69385-8>
- [7] C. Spura, B. Fleischer, H. Wittel, D. Jannasch, H. Roloff und W. Matek, *Roloff/Matek Maschinenelemente*, 26. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2023. [Online]. Verfügbar unter: <https://link.springer.com/978-3-658-40913-5>
- [8] K.-H. Grote, B. Bender und D. Göhlich, Hg. *Dubbel: Taschenbuch für den Maschinenbau*, 25. Aufl. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg; Imprint: Springer Vieweg, 2018. [Online]. Verfügbar unter: <https://permalink.obvsg.at/>
- [9] Die Europäische Kommission/EASA, *Easy Access Rules for Very Light Aeroplanes (CS-VLA) (Amendment 1)*, 2009. Zugriff am: 31.07.25. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-normal-category-aeroplanes-cs-23>
- [10] *Technische Mechanik. Festigkeitslehre: Lehrbuch mit Praxisbeispielen, Klausuraufgaben und Lösungen*, 2. Aufl. (Springer eBook Collection Computer Science & Engineering). Wiesbaden: Vieweg+Teubner, 2008.

11 Anhang

Die Anhänge sind unter dem Link:

<https://tubcloud.tu-berlin.de/s/Yj5okTsM2amfAed>

oder auf Anfrage beim DLR e.V. zu erhalten.