

# **DLR-IB-FA-BS-2021-97**

**Weiterentwicklung und  
Inbetriebnahme eines CubeSats  
und des entsprechenden  
Teststandes zur Validierung  
neuartiger, entfaltbarer  
Weltraumstruktursysteme für  
Parabelflugexperimente**

**Masterarbeit**

Niels Hagmeister



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**



Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

**DLR-IB-FA-BS-2021-97**

**Weiterentwicklung und Inbetriebnahme eines CubeSats  
und des entsprechenden Teststandes zur Validierung  
neuartiger, entfaltbarer Weltraumstruktursysteme für  
Parabelflugexperimente**

**Zugänglichkeit:**

**Stufe 2 DLR intern zugänglich:** analog „allgemein zugänglich“, allerdings ist dieser in ELIB nur für intern zugänglich abzulegen.

Braunschweig, *Mai, 2021*

Der Bericht umfasst: 111 Seiten

Abteilungsleiter:

*Prof. Dr. Christian Hühne*

Autor:

*Niels Hagmeister*

Autor 2 / Betreuer:

*Martin Eckhard Zander*



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



Masterarbeit

# **Weiterentwicklung und Inbetriebnahme eines CubeSats und des entsprechenden Teststandes zur Validierung neuartiger, entfaltbarer Weltraum- struktursysteme für Parabelflugexperimente**

Further development and commissioning of a CubeSat and the corresponding test rig for validation of novel deployable space structure systems for parabolic flight experiments

Diese Arbeit wurde am Institut für Maschinenelemente und Systementwicklung vorgelegt von:

Niels Hagmeister, B.Sc. RWTH  
Matrikelnummer: 312210

Fakultätsinterner Betreuer: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Georg Jacobs  
Zweitprüfer: Dipl.-Ing. Christian Konrad  
Betreuende wissenschaftliche Mitarbeiterin: Franziska Wieja, M. Sc. RWTH  
Betreuer im Unternehmen: Dipl.-Ing. Martin Zander, DLR e.V.

Aachen, den 20.05.2021



## Thema

Im Rahmen eines Kooperationsprojektes zwischen dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der National Aeronautics and Space Administration (NASA) werden aktuell verschiedene entfaltbare Struktursysteme für zukünftige Weltraumanwendungen entwickelt. Denkbare Anwendungen in der Raumfahrt sind beispielsweise Solar Shades, die Instrumente abschatten, Bremssegel zur Reduzierung von Weltraumschrott sowie kleine Sonnensegel zum treibstofflosen Antrieb von Raumsonden. Hierzu werden neue falt- und entfaltbare sowie bionische und flächig verteilte Strukturen, ähnlich denen von Insektenflügeln und Blättern für kleine Forschungssatelliten (CubeSats) grundlegend entwickelt und untersucht. Diese sollen in einer anstehenden Parabelflugkampagne unter Kurzzeitschwerelosigkeit erprobt und demonstriert werden.

Im Rahmen dieser Arbeit sollen ein Versuchsstand für Kurzzeitschwerelosigkeitsexperimente, inklusive Sensorsystem und funktionellen Bauteilen, sowie Bauteile eines CubeSats unter Berücksichtigung der generellen Grundregeln der Gestaltung im Detail konstruiert und gefertigt werden. Anschließend soll die Funktionsweise des Satelliten in dem neuentwickelten Versuchsstand validiert werden. Hierzu sollen auf der Grundlage einer umfangreichen Recherche zum Stand der Technik Validierungskonzepte für entfaltbare Struktursysteme in der Weltraumanwendung konstruktionsmethodisch erarbeitet werden.

Am Beispiel der Validierung des im Detail konstruierten Satelliten erfolgt die Feingestaltung des Prüfstandes und die Durchführung der Validierung in Bodenversuchen. In den praktischen Versuchen sollen das Entfaltungsverhalten der sogenannten Space Wings und das ausgearbeitete Messsystem mit seinen Sensoren, Kameras, Steuerelektronik und Mechanismen erprobt sowie Messwerte aufgenommen und ausgewertet werden. Die hierbei erzielten Ergebnisse sind Referenzwerte für die später in der Kurzzeitschwerelosigkeit erzeugten Daten. Der im Rahmen dieser Arbeit entwickelte und erprobte Prüfstand soll für die späteren Entfaltungsversuche während der Parabelflugkampagne 2021 von DLR und NASA zur Verfügung gestellt werden.

## **Danksagung**

Die vorliegende Masterarbeit „Weiterentwicklung und Inbetriebnahme eines CubeSats und des entsprechenden Teststandes zur Validierung neuartiger, entfaltbarer Weltraumstruktursysteme für Parabelflugexperimente“ ist das Resultat meiner Forschungsarbeit beim Deutschen Institut für Luft- und Raumfahrt in Braunschweig. Diese Arbeit stellt den Abschluss meines Masterstudiums „Entwicklung und Konstruktion“ an der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen dar.

An dieser Stelle möchte ich meinen Dank an all diejenigen richten, die mir bei der Anfertigung meiner Masterarbeit Unterstützung haben zukommen lassen.

Mein Dank gilt zunächst Franziska Wieja, M. Sc. RWTH und Univ.-Prof. Dr.-Ing. Georg Jacobs für die Betreuung und Begleitung meiner Arbeit seitens der RWTH Aachen. Hilfreiche Anregungen und konstruktive Kritik haben zur Entstehung meiner Masterarbeit in dieser Form beigetragen.

Mein besonderer Dank richtet sich ebenfalls an meinen Betreuer des DLR Dipl.-Ing. Martin Zander sowie an alle Mitarbeiter des Instituts für Funktionsleichtbau und Adaptronik in Braunschweig und der Abteilung Structural Dynamics des NASA Langley Research Center.

Des Weiteren möchte ich mich bei meiner Familie für die geleistete Unterstützung und den emotionalen Rückhalt während meiner gesamten Studienzzeit bedanken.

Ich wünsche viel Vergnügen beim Lesen meiner Masterarbeit.

# Inhalt

Formelzeichen .....	III
Abkürzungen.....	IV
Abbildungsverzeichnis .....	V
Tabellenverzeichnis .....	VIII
1 Einleitung.....	9
2 Stand der Technik und Forschung.....	11
2.1 Faltungs- und Entfaltungstechniken.....	11
2.1.1 Technische Faltungen.....	11
2.1.2 Entfaltungsmechanismen technischer Faltungen .....	13
2.1.3 Bionisch inspirierte Faltungen .....	14
2.2 Wandelbare flächige Struktursysteme in Weltraumanwendungen .....	17
2.2.1 Solaranlagen (Solar Arrays) .....	17
2.2.2 Sonnensegel (Solar Sails).....	20
2.2.3 Bremssegel (Drag Sails) .....	21
2.2.4 Sonnenschutzvorrichtungen (Sunshields) .....	22
2.3 Rissstopp .....	23
2.4 CubeSat Standard.....	24
2.5 De-Orbit Sail Satellit .....	26
2.6 Zu untersuchender Mechanismus.....	28
3 Konstruktionstechnische Grundlagen .....	31
3.1 Analyse der Anforderungen .....	31
3.2 Funktionale Dekomposition .....	32
3.3 Ableitung eines Validierungskonzeptes .....	35
4 Feingestaltung und Fertigung eines Demonstrators.....	41
4.1 Anforderungen an den WingSat .....	41
4.2 Aufbau des WingSat.....	43
4.3 Türdämpfungssysteme .....	46
4.4 Einbindung des Kamerasystems .....	49
4.5 Fertigung des WingSat .....	50
5 Feingestaltung und Fertigung eines Prüfstandes .....	51
5.1 Anforderungen an den Prüfstand.....	51
5.2 Aufbau des Prüfstandes .....	53
5.3 Entwurf und Festigkeitsnachweis des Grundgerüsts.....	54
5.4 Einbindung der Sensorik und Steuerungselektronik .....	57
5.5 Fertigung des Prüfstandes .....	60

5.6	Kalibrierung der Sensorik .....	61
5.7	Bereitstellung der Teststandsoftware.....	62
6	Durchführung und Auswertung von Funktions- und Entfaltungsversuchen .....	63
6.1	Versuchsplanung.....	63
6.1.1	Erste Testkampagne – Vergleich der Türdämpfungssysteme.....	63
6.1.2	Zweite Testkampagne – Türöffnung mit Gravitationseinfluss als Referenz.....	65
6.1.3	Dritte Testkampagne – Membranentfaltungsversuche.....	66
6.2	Auswertung der ausgeführten Versuche.....	69
6.2.1	Erste Testkampagne – Vergleich der Türdämpfungssysteme.....	69
6.2.2	Zweite und dritte Testkampagne .....	75
7	Zusammenfassung .....	78
8	Ausblick.....	80
	Literaturverzeichnis.....	81
Anhang 1	WingSat Fertigungszeichnungen.....	84
Anhang 2	LabVIEW Prüfstandsoftware Beschriftung!.....	105

## Formelzeichen

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
$a$	$\text{m}^2$	Fläche
$F_N$	N	Normalkraft
$F_R$	N	Reibkraft
$g$	$\frac{\text{m}}{\text{s}^2}$	Fallbeschleunigung
$m$	kg	Masse
$M_R$	Nm	Reibmoment
$\mu$	-	Reibungskoeffizient
$P$	W	Leistung
$r$	m	Hebelarm
$R_m$	MPa	Zugfestigkeit
$V$	$\text{m}^3$	Volumen

## Abkürzungen

Abkürzung	Beschreibung
CAD	Computer-Aided Design
DAQ	Data Acquisition System
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ESA	European Space Agency
IKAROS	Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JWST	James Webb Space Telescope
LEO	Low Earth Orbit
MIT	Massachusetts Institute of Technology
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NI	National Instruments Corp.
SSC	Surrey Space Centre
TPU	Thermoplastisches Polyurethan

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	WingSat mit entfalteter Membranstruktur im Erdorbit .....	9
Abbildung 2:	Miura-ori Faltmuster (Tachi 2010) .....	11
Abbildung 3:	Wrapping around a hub pattern (Sergio Pellegrino und Vincent 2001) .....	12
Abbildung 4:	Wrapping around a hub pattern mit Gleitfaltungen (Arya, Lee und Sergio Pellegrino 2016) .....	12
Abbildung 5:	DLR Boom (Straubel, Hillebrandt und Hühne 2016) .....	14
Abbildung 6:	Entfaltungsprozess des Flügels des Labia minor A) Beide Flügel gefaltet B) Rechter Flügel komplett entfaltet, linker Flügel im Entfaltungsprozess (F. Haas, Gorb und Wootton 2000) .....	15
Abbildung 7:	Schematische Dorsalansicht des linken Hinterflügels des Forficula auricularia mit konvexen (cx) und konkaven (cv) Faltlinien (Fabian Haas 1994) .....	16
Abbildung 8:	Gefaltetes Solar Array der ISS (NASA 2006) .....	18
Abbildung 9:	Hubble-Weltraumteleskop mit Solar Array (NASA 1990) .....	19
Abbildung 10:	Entfaltungssequenz des MegaFlex Solar Array (Murphy 2012) .....	19
Abbildung 11:	Illustration des NASA NanoSail-D auf seiner Erdumlaufbahn (NASA 2011) .....	20
Abbildung 12:	Boom des NanoSail (Johnson et al. 2011) .....	21
Abbildung 13:	Illustrationen des James Webb Space Telescope (NASA 2015) .....	22
Abbildung 14:	Illustration von 1U CubeSats in Erdorbit (ESA 2016) .....	24
Abbildung 15:	De-Orbit Sail Satellit ohne vordere Solarmodule (links) und zu Beginn der Segelentfaltung (rechts) (Hillebrandt et al. 2015) .....	26
Abbildung 16:	Entfaltungssequenz des De-Orbit Sail Satelliten (Hillebrandt et al. 2015) .....	27
Abbildung 17:	Bionisch inspirierte, selbstentfaltende Dünnschichtstruktur .....	28
Abbildung 18:	Faltungssequenz eines Prototyps der bionisch inspirierten Membran (Zander et al. 2021) .....	29
Abbildung 19:	Funktionsstruktur der selbstentfaltenden Membran in ihrer Einsatzumgebung .....	33
Abbildung 20:	Aufbau des WingSat .....	44
Abbildung 21:	Türdämpfung mit Biegebalken und Iglidur® Gleitscheibe .....	46
Abbildung 22:	Optimiertes Iglidur® Gleitelement .....	47
Abbildung 23:	Türdämpfung mit Spiralfeder und optimiertem Iglidur® Gleitelement .....	48
Abbildung 24:	Fixierung der GoPro Kamera auf dem WingSat mit der gestalteten Halterung .....	49

Abbildung 25:	Montierter WingSat .....	50
Abbildung 26:	Aufbau des Prüfstands mit montiertem WingSat.....	53
Abbildung 27:	Grundgerüst des Prüfstandes.....	55
Abbildung 28:	Festigkeitsnachweis Prüfstand mit Grenzverlauf und vorliegendem Belastungsfall (roter Punkt) .....	56
Abbildung 29:	NI DAQ-System (National Instruments 2018) .....	57
Abbildung 30:	3-Achs-Kraftsensor ME-Meßsysteme K3D40 (ME-Meßsysteme GmbH 2021).....	58
Abbildung 31:	3-Achs-Beschleunigungssensor TE Connectivity A3S 4030 (ME-Meßsysteme GmbH 2021) .....	59
Abbildung 32:	Elektrischer Verbindungsplan des Versuchsaufbaus.....	59
Abbildung 33:	Montierter Versuchsaufbau mit Gravitationskompensator und WingSat .....	60
Abbildung 34:	Kalibrierung einer horizontalen Achse des Kraftsensors mittels Kalibriergewichts ...	61
Abbildung 35:	LabVIEW Bedienoberfläche zur Steuerung der Experimente und Datenaufzeichnung .....	62
Abbildung 36:	Versuchsaufbau der Türvergleichsversuche mit eingezeichneten Koordinatensystemen der Sensorik.....	64
Abbildung 37:	Schematische Ansicht der Türversuche mit in den Schwerpunkten angreifenden Kräften sowie um die Drehachsen stattfindenden Bewegungen und wirkenden Momenten. Positionen und Ausrichtungen der Sensoren werden durch rote Koordinatensysteme für Beschleunigungen und grüne für Kräfte gezeigt.....	65
Abbildung 38:	Versuchsaufbau der Türreferenzversuche mit eingezeichneten Koordinatensystemen der Sensorik.....	66
Abbildung 39:	Versuchsaufbau der Membranentfaltungversuche.....	67
Abbildung 40:	Schematische Ansicht der Membranentfaltungversuche mit in den Schwerpunkten angreifenden Gewichts- und Fliehkräften sowie um die Drehachsen der Türen und durch die Membranentfaltung stattfindenden Bewegungen und wirkenden Momenten. Positionen und Ausrichtungen der Sensoren werden durch rote Koordinatensysteme für Beschleunigungen und grüne für Kräfte dargestellt.....	68
Abbildung 41:	Vermessung der Türvarianten in Konfiguration der ersten Versuchskampagne .....	69
Abbildung 42:	Repräsentativer Kraftverlauf in den drei Achsrichtungen ausgelöst durch die horizontale Öffnung zweier Türen .....	71
Abbildung 43:	Wirkende Beschleunigungen auf WingSat in den drei Achsrichtungen ausgelöst durch die horizontale Öffnung zweier Türen.....	72

Abbildung 44:	Gegenüberstellung der Kraftverläufe in z-Richtung der beiden Türsysteme.....	73
Abbildung 45:	Verlauf der Minimal- und Maximalwerte der Ausschläge im Kraftverlauf durch die Türsysteme in z-Richtung mit linearer Trendlinie.....	74
Abbildung 46:	Membranentfaltungsversuch mit Membranhälfte auf Prototypenbasis.....	75
Abbildung 47:	Kraftverlauf durch Türöffnung und Membranentfaltung in z-Richtung.....	76
Abbildung 48:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit - Basisteil.....	84
Abbildung 49:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Platinenrahmen.....	85
Abbildung 50:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Motorrahmen.....	86
Abbildung 51:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Obere Platte.....	87
Abbildung 52:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Untere Platte.....	88
Abbildung 53:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Rahmen 1.....	89
Abbildung 54:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Rahmen 2.....	90
Abbildung 55:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Batterie/LED Halterung.....	91
Abbildung 56:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 1.....	92
Abbildung 57:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 2.....	93
Abbildung 58:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 3.....	94
Abbildung 59:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 4.....	95
Abbildung 60:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – GoPro-Halterung.....	96
Abbildung 61:	Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Leidstück Türfixierung.....	97
Abbildung 62:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Zylinder.....	98
Abbildung 63:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Formschluss Element.....	99
Abbildung 64:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Bodenplatte V1.....	100
Abbildung 65:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Bodenplatte V2.....	101
Abbildung 66:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Modul.....	102
Abbildung 67:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Scharnier.....	103
Abbildung 68:	Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Verschluss.....	104
Abbildung 69:	LabVIEW Bedienoberfläche – Große Ansicht.....	105
Abbildung 70:	LabVIEW Bedienoberfläche - Blockdiagramm Teil 1 - WingSat.....	106
Abbildung 71:	LabVIEW Bedienoberfläche - Blockdiagramm Teil 2 – DAQ-System Prüfstand.....	107

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Anforderungsliste .....	31
Tabelle 2:	Ordnungsschema der Validierungskonzepte .....	37
Tabelle 3:	Präferenzmatrix der Bewertungskriterien .....	38
Tabelle 4:	Bewertungsschema .....	39
Tabelle 5:	Anforderungsliste - WingSat .....	42
Tabelle 6:	Anforderungsliste - Prüfstand .....	52

---

# 1 Einleitung

Bereits seit über 60 Jahren vermag es die Menschheit, Satelliten auf definierte Umlaufbahnen um die Erde zu befördern. Heute ist ein Leben ohne diese nicht mehr vorstellbar. Zahlreiche Bereiche unseres Alltags, wie zum Beispiel Kommunikations- und Navigationssysteme beruhen grundlegend auf Satellitentechnik und wären ohne diese wesentlich schwieriger zu verwirklichen. Gleichzeitig weitet sich der Einsatzbereich durch Fortschritte in der technischen Entwicklung und steigender Wirtschaftlichkeit der Transportsysteme immer weiter aus. So arbeiten gleich mehrere Unternehmen daran, über ein dichtes Netz von Kleinsatelliten im niedrigen Erdorbit (LEO) mobiles Internet global zur Verfügung zu stellen.

Durch technische Fortschritte ist es möglich, immer kleinere und damit wirtschaftlicher transportable Satelliten und Raumfahrzeuge zu entwickeln. Einige Systeme, die sich im Einsatz größerer Raumflugkörper bewährt haben, wie zum Beispiel Beschleunigungs- und Energieversorgungssysteme, stoßen jedoch bei der Skalierung an ihre Grenzen. Daher sind Innovationen nötig, um den möglichen Größenbereich zukünftiger Raumflugkörper nicht weiter zu beschränken. Ein für diese Themengebiete wichtiger Bereich sind die entfaltbaren Weltraumstrukturen. Diese Strukturen bieten vielversprechende Aussichten, sind aber mit der Problematik konfrontiert, kleinere Packvolumina und geringere Gewichte umsetzen zu sollen und dabei gleichbleibende Anforderungen an die Funktionsfläche berücksichtigen zu müssen. Daher sind entfaltbare Weltraumstrukturen gegenwärtig Gegenstand der Forschung. Ein besonders innovatives Konzept für eine solche Struktur stellt eine bionisch inspirierte, robuste, sich selbst entfaltende Membran für Mikrosatelliten dar, die vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der National Aeronautics and Space Administration (NASA) entwickelt wird und auf Untersuchungen von (Zander und Belvin 2012) beruht. Abbildung 1 zeigt eine Illustration dieser Membran, die aus dem ebenfalls abgebildeten, WingSat genannten Satellitendemonstrator, der sich auf einer Erdumlaufbahn befindet, entfaltet wurde.

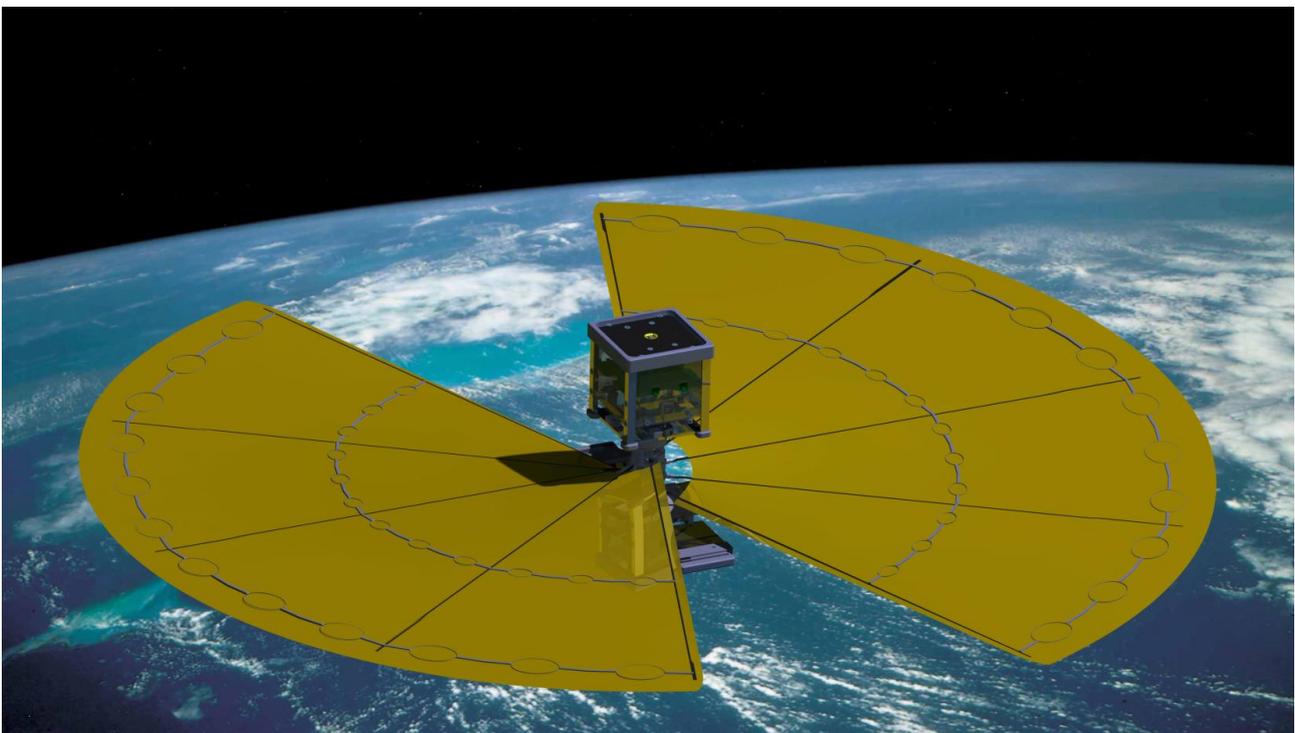


Abbildung 1: WingSat mit entfalteter Membranstruktur im Erdorbit

---

Das vorliegende Konzept wird im Rahmen eines Kooperationsprojektes zwischen DLR und der NASA, welches sich mit verschiedenen entfaltbaren Struktursystemen für zukünftige Weltraumanwendungen befasst, näher untersucht. Dazu soll ein Modell der selbstentfaltenden Membran umfangreichen Tests unterzogen werden. Da dieses Konzept zum Einsatz in der Schwerelosigkeit entwickelt wurde, sind diese Versuche im Rahmen einer Parabelflugkampagne geplant, bei der durch spezifische Flugmanöver kurzzeitige Phasen von Mikrogravitation erzeugt werden und so die späteren Einsatzbedingungen gut nachgestellt werden können.

Ziel dieser Arbeit ist es, diese Versuche vorzubereiten. Zu diesem Zweck wird ein zur Entfaltung der zu untersuchenden Membran erforderlicher Satellitendemonstrator sowie ein für die Experimente nötiger Teststand inklusive der entsprechenden Sensorik entwickelt und gefertigt. Hierzu wird zunächst ein detaillierter Überblick über den Stand der Technik und Forschung vermittelt, auf dem diese Arbeit aufbaut und der somit zum Verständnis vorausgesetzt wird.

Unter Berücksichtigung der allgemeinen Gestaltungsregeln der Konstruktionslehre werden die Anforderungen an die entfaltbare Struktur analysiert und aufbauend auf einer funktionalen Dekomposition Validierungskonzepte generiert. Anschließend folgt die Entwicklung des zu erstellenden Demonstrators sowie des für die Experimente benötigten Teststands. Dabei werden neben den einschränkenden Bedingungen der Parabelflugkampagne auch ein Standard für Mikrosatelliten auf Forschungsbasis sowie die Struktur eines bestehenden Demonstrators mit abweichendem Membransystem berücksichtigt. Zusätzlich werden die zuvor erstellten Validierungskonzepte als Grundlage zur Integration der benötigten Sensorsysteme herangezogen.

Abschließend werden, unter Zuhilfenahme von Gravitationskompensationsmechanismen, Bodenversuche der Membranentfaltung durchgeführt und ausgewertet. Auf diese Weise können erste Rückschlüsse über die Funktionalität der selbstentfaltenden Membran getroffen und Daten generiert werden, die als Referenz für die Parabelflugkampagne dienen. Ebenfalls werden so die gefertigten Testapparaturen mit der integrierten Sensorik, Steuerelektronik und Datenauswertung überprüft und somit ihre Tauglichkeit für die anstehende Kampagne bestätigt.

---

## 2 Stand der Technik und Forschung

Zur Einordnung und zum Verständnis der vorliegenden Arbeit wird ein Grundkenntnis in verschiedenen Themengebieten vorausgesetzt. Daher soll hier zunächst der Stand der Technik der verschiedenen Bereiche systematisch vorgestellt werden. Neben einem Überblick über unterschiedliche Falt- und Entfaltungstechniken werden verschiedene bestehende entfaltbare Weltraumstruktursysteme untersucht, eine Entwicklungsplattform für Kleinstsatelliten präsentiert sowie eine neuartige, bionisch inspirierte, sich entfaltende Membran veranschaulicht.

### 2.1 Faltungs- und Entfaltungstechniken

Es gibt eine Vielzahl von Faltungs- bzw. Entfaltungstechniken, die wissenschaftlich erforscht sind und für technische Anwendungen verwendet werden. Hier sollen zunächst die wichtigsten, für Raumfahrtanwendungen relevante Faltungsschemata vorgestellt werden. Dabei wird in technische Faltungen und bionisch inspirierte Faltungen unterschieden.

#### 2.1.1 Technische Faltungen

In diesem Kapitel werden einige technische Faltungen vorgestellt, die in Weltraumanwendungen verwendet werden. Auf diese Weise wird ein Grundverständnis vermittelt, welches die Betrachtung der im weiteren Verlauf dieser Arbeit vorgestellten Systeme erleichtern soll.

Als triviale Faltungsarten, welche auch sehr häufig in diesem Zusammenhang Anwendung finden, können die Z-Faltung, bei der Flächen ziehharmonikaartig gefaltet werden, und die Fächerfaltung aufgeführt werden. Diese Faltungen bestehen durch ihre Einfachheit und haben sich bereits im Einsatz in Raumfahrzeugen bewährt. Je nach Einsatzzweck (Kapitel 2.2), dem zur Verfügung stehenden Packvolumen und der geforderten Art und Weise der Entfaltung können jedoch auch komplexere Faltschemata notwendig sein. Ein solches Schema stellt zum Beispiel die in Abbildung 2 gezeigte Miura-ori-Faltung dar, die ihren Ursprung in der Papierfaltkunst Origami hat. Miura-ori zeichnet sich dadurch aus, dass der Winkel zwischen den einzelnen Faltlinien nicht  $90^\circ$  beträgt. Dadurch wird erreicht, dass die gesamte Faltung nur einen Freiheitsgrad besitzt und sich damit mit der Änderung des Winkels an einer Faltlinie die gesamte Faltstruktur in verschiedene Richtungen entfaltet und die Position jedes Punktes der gefalteten Struktur jederzeit eindeutig definiert ist. (Faber, Arrieta und Studart 2018)

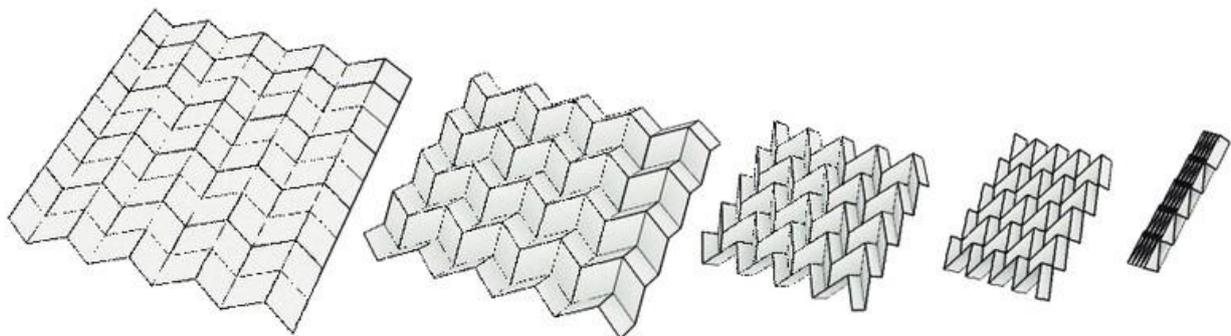


Abbildung 2: Miura-ori Faltmuster (Tachi 2010)

Eine weitere komplexe Falttechnik ist das „Wrapping around a hub pattern“, also das Wickeln einer Faltung um eine Narbe. Dieses Schema ist in Abbildung 3 dargestellt und wurde bereits bei der Membran des OrigamiSat-1 in die Praxis umgesetzt (Tokyo Institute of Technology 2015). Wenn, wie bei diesem Faltschema, eine Membran einer gewissen Dicke gefaltet und anschließend um einen Zylinder gewickelt wird, unterliegen die einzelnen Schichten der Faltung leicht unterschiedlichen Wicklungsradien. Um ungewollt auftretendes Knicken und Faltenbilden zu verhindern, ist es sinnvoll, die Membran aus einzelnen Streifen zusammensetzen, welche mit Gleitfaltungen zusammengefügt sind und sich so nicht nur rotatorisch, sondern auch translatorisch zueinander entlang der Faltlinien bewegen können. So kann eine sehr kompakte Faltung erreicht werden, ohne die Membran zu großen Belastungen auszusetzen (Arya, Lee und Sergio Pellegrino 2016). Allerdings wird die zu faltende Membran auf diese Weise erheblich geschwächt.

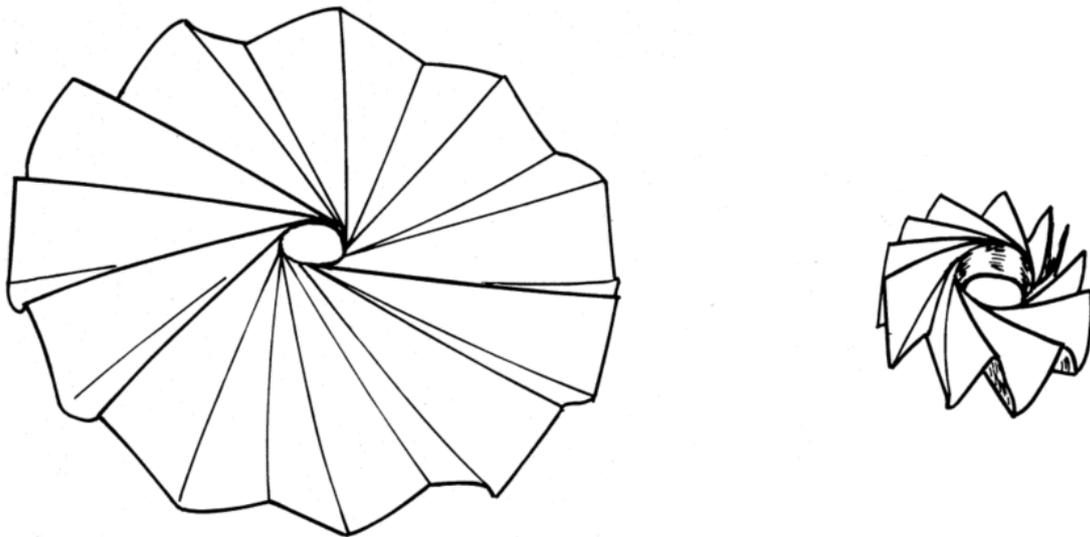


Abbildung 3: Wrapping around a hub pattern (Sergio Pellegrino und Vincent 2001)

Ein auf diesen Gleitfalten basierendes Verpackungskonzept ist in Abbildung 4 dargestellt. Hier werden die Streifen der unterteilten Membran entlang der abwechselnd angeordneten Berg- und Talfalten zusammengefasst. So entstehen vier Arme, welche ohne große Belastung sehr eng aufgewickelt werden können. (Arya, Lee und Sergio Pellegrino 2016)



Abbildung 4: Wrapping around a hub pattern mit Gleitfaltungen (Arya, Lee und Sergio Pellegrino 2016)

---

### 2.1.2 Entfaltungsmechanismen technischer Faltungen

Da die zuvor vorgestellten technischen Faltungen passiv sind, muss das Falten beziehungsweise Entfalten unter Zuhilfenahme externer Mechanismen erfolgen. Dazu wurden verschiedene Lösungsansätze in vergangenen Projekten umgesetzt. Dieses Themengebiet ist jedoch weiterhin Gegenstand der Forschung. Ein Überblick über die wichtigsten für Raumfahrtanwendungen relevanten Mechanismen wird in diesem Abschnitt vorgestellt, da eine Grundkenntnis über diese im weiteren Verlauf dieser Arbeit vorausgesetzt wird.

Neben naheliegenden Mechanismen, die auf dem Einsatz von Motoren und stützenden Strukturen basieren, wurden auch Alternativen entwickelt. Als solche können beispielsweise das Entfalten und Aufspannen von Membranen durch aufblasbare Strukturen, durch thermisch oder elektrisch getriggerte Formgedächtnismaterialien oder durch die Aufbringung von Zentrifugalkräften aufgeführt werden. Letztere Variante zeichnet sich durch seine Einfachheit und gleichmäßige Kraftaufbringung aus, da sich betrachtete Strukturen selbstständig durch sein Eigengewicht oder kleine Zusatzgewichte auffalten und spannen. Allerdings muss hierzu die gesamte Apparatur in Rotation versetzt werden, was auch wieder einen weiteren, diese Bewegung initiiierenden Mechanismus voraussetzt und je nach Einsatzzweck in der späteren Anwendung zu Problemen führen kann. (Mori et al. 2010)

Eine weitere aus Raumfahrtanwendungen bekannte Methode, Membranen zu entfalten, ist die Verwendung ausfahrbarer Ausleger, sogenannter Booms. Diese werden aus hochsteifen Materialien wie zum Beispiel carbonfaserverstärktem Kunststoff (CFK) hergestellt. Streifen dieser Materialien mit gebogenem Querschnitt weisen je nach Querschnittsform eine hohe Steifigkeit gegen Biegung in verschiedene Richtungen auf und eignen sich somit gut als Ausleger. Die Querschnittsform lässt sich einfach durch äußere Einwirkungen manipulieren. Solange sich die Verformung dabei im Hooke'schen Bereich befindet, ist diese bei Entspannung reversibel und der Querschnitt formt sich wieder in seine Ursprungsform zurück.

Als gängiges Beispiel ist in Abbildung 5 ein vom DLR entwickelter Boom mit Doppel-Omega-Querschnitt zu sehen. Dieser Ausleger weist durch seine Querschnittsform eine hohe Torsionssteifigkeit auf, wodurch eine hohe Biegesteifigkeit im Vergleich zu anderen Auslegerkonzepten für ähnliche Anwendungen erreicht wird, da der Ausleger weniger empfindlich auf Biegedrillknicken reagiert (Hillebrandt et al. 2014). Die Struktur kann wie abgebildet zusammengedrückt und aufgerollt werden, um einen platzsparenden Transportzustand einzunehmen. Wird sie jedoch durch einen externen Mechanismus, wie zum Beispiel einen Motorantrieb, abgerollt oder kann sich mit Hilfe der in der Verformung gespeicherten Energie selber abrollen, formt sich der Ausleger wieder automatisch in seine Ursprungsform. Erst in dieser entfalteten Form erreicht der Träger seine gewünschte hohe Steifigkeit gegen Biegungen und axiale Kompression.

Ein weiteres Konzept zur Entfaltung von Membranen beruht auf der Speicherung von Energie in elastisch verformbaren Scharnieren in der tragenden Struktur. Dieses zukunftsweisende Konzept weist ein großes Potential auf und wird, da es für diese Arbeit von besonderem Interesse ist, im Detail in Kapitel 2.6 vorgestellt.

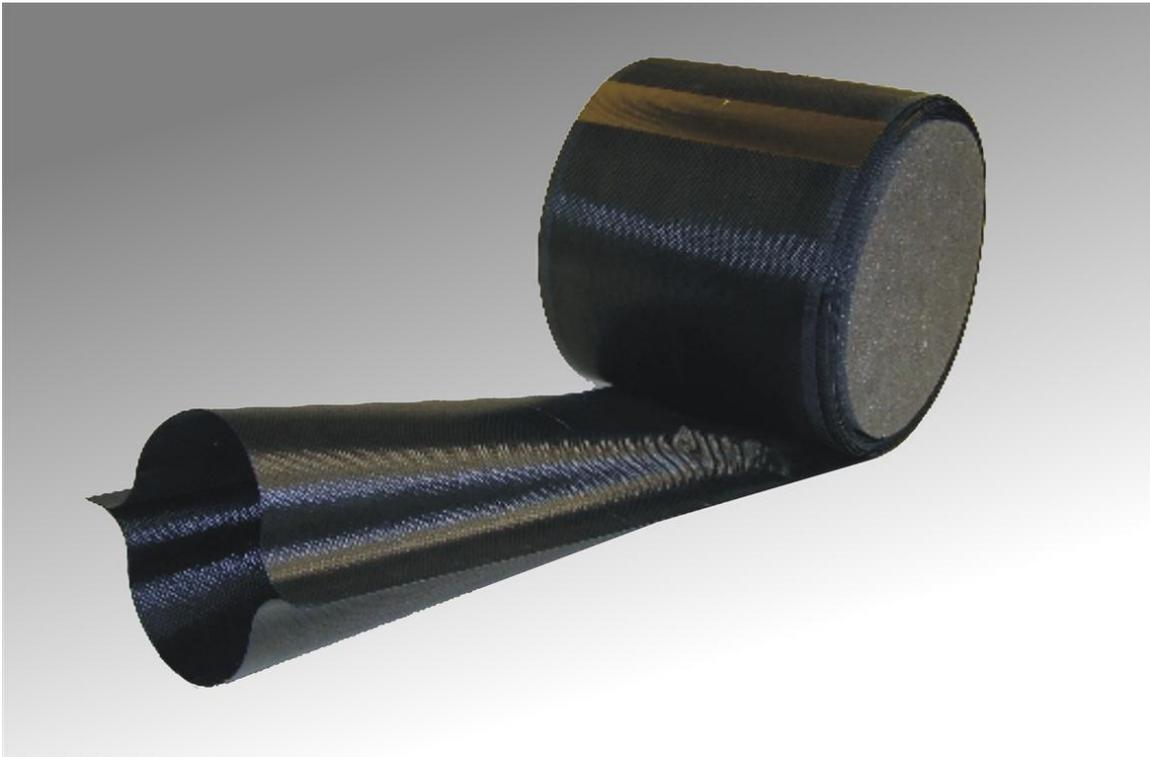


Abbildung 5: DLR Boom (Straubel, Hillebrandt und Hühne 2016)

### 2.1.3 Bionisch inspirierte Faltungen

Wie in vielen technischen Anwendungsgebieten ist es auch im Bereich der entfaltbaren Strukturen sinnvoll, Vorbilder in der Natur genau zu betrachten. So können viele inspirierende Beispiele für Strukturen gefunden werden, die nicht nur sehr effiziente Faltungen aufweisen, sondern auch besonders in Stabilitäts- und Leichtbaueigenschaften in Jahrtausenden perfektioniert wurden und so ein enormes Potential zur Gewichtsreduktion freigeben.

Einige Fluginsekten wie Käfer und Ohrwürmer haben im Laufe der Evolution beeindruckende und teils sehr komplexe Flügelfaltungsarten erhalten. Solche flugfähigen, am Boden lebenden Insekten haben gegenüber ihrer nicht flugfähigen Artgenossen den Vorteil, sich leichter über große Strecken ausbreiten und somit neue Lebensräume erschließen zu können. Würden sie ihre Flügel jedoch dauerhaft exponiert am Körper tragen, würden sie die Insekten nicht nur stark einschränken, sondern die Flügel wären auch externen Einflüssen und Verunreinigungen ausgesetzt und könnten leicht beschädigt werden. Daher falten diese Insekten ihre großen, empfindlichen Hinterflügel zusammen und verstauen diese unter festen oder lederartigen Vorderflügel, auch Tegmina oder Elytren genannt. Da diese Vorderflügel möglichst klein sein müssen, um die Flugfähigkeit nicht negativ zu beeinflussen, aber die Hinterflügel für gute Flugeigenschaften relativ groß sind, müssen diese durch eine komplexe Faltung in mehreren Dimensionen verkleinert werden und ein sehr großes Flächenverhältnis zwischen entfaltetem und gefaltetem Flügel erreicht werden. Ein besonders beeindruckendes Exemplar eines solchen Flügels lässt sich beim Ohrwurm (Dermaptera) finden. (Fabian Haas 1994)

Abbildung 6 zeigt den zur Ordnung der Ohrwürmer gehörenden Labia minor und den Entfaltungsprozess seiner Hinterflügel. Bei dieser Art wurden Flächenverhältnisse von gefaltetem zu entfaltetem Flügel von 1:18 nachgewiesen (Deiters, Kowalczyk und Seidl 2016).

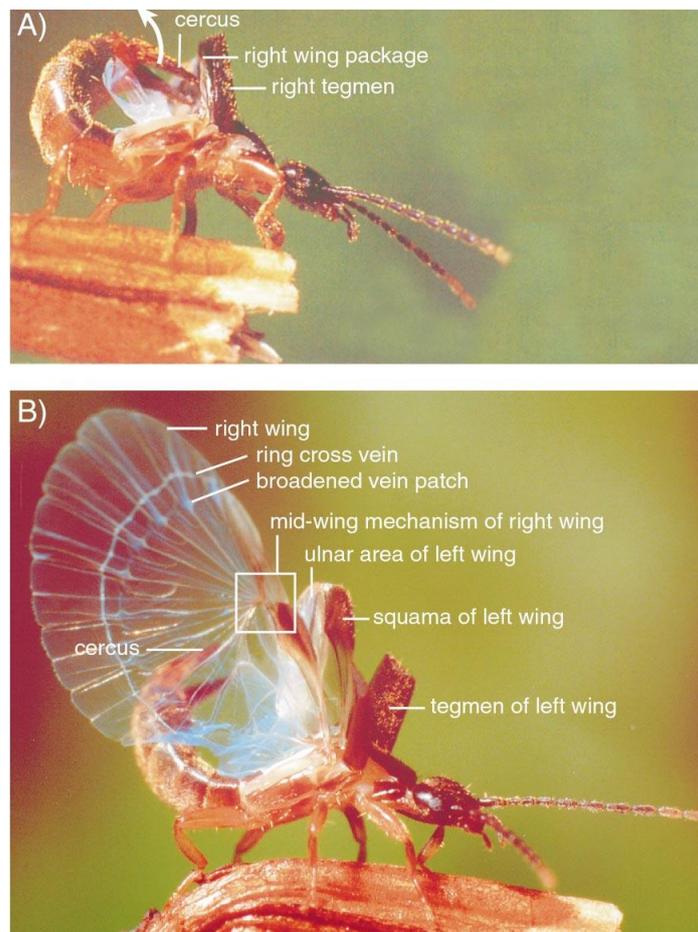


Abbildung 6: Entfaltungsprozess des Flügels des Labia minor A) Beide Flügel gefaltet B) Rechter Flügel komplett entfaltet, linker Flügel im Entfaltungsprozess (F. Haas, Gorb und Wootton 2000)

Abbildung 7 zeigt die schematische Dorsalansicht des entfaltenen linken Hinterflügels des gemeinen Ohrwurms (*Forficula auricularia*), der wie dargestellt mit Adern durchzogen ist. Der Flügel des Ohrwurms zeichnet sich dadurch aus, dass seine Adern zunächst zum Flügelzentrum verlaufen und sich erst dort strahlenförmig über die Flügelfläche ausbreiten. Diese radialen Adern (radiating veins) werden durch Interkalaradern (intercalary veins) ergänzt, welche zwischen den radialen Adern im äußeren Bereich des Flügels verlaufen und über Umfangsadern (vena spuria) gespeist werden. Auf diese Weise spannen die Adern ein Muster auf, das den gesamten Flügel abdeckt und ihn so nicht nur mit Sauerstoff versorgt, sondern ihm auch als tragendes Gerüst dient. (Fabian Haas 1994)

Ebenso lässt sich aus Abbildung 7 das Faltschema der Flügel der Ohrwürmer ablesen. Die einzelnen Faltnen werden durch gestrichelte Linien dargestellt und sind außerdem abwechselnd als konkave Talfalten (cv) und konvex Bergfalten (cx) gekennzeichnet. Die Faltung lässt sich in vier Teilfaltungen untergliedern, die jedoch nicht aufeinander folgen, sondern in einem gemeinsamen Prozess ablaufen. Dieser Prozess kann anhand der in Abbildung 7 dargestellten schematischen Abbildung eines linken Hinterflügels des *Forficula auricularia* nachvollzogen werden: Der große fächerartige Bereich des Flügels faltet sich entlang radialer Berg- und Talfalten zwischen den ebenfalls radial verlaufenden Venen. Der obere (apicale) Teil des Flügels biegt sich entlang einer Linie zwischen dem äußeren apikalen Bereich (outer apical area) und der Squama genannten Schuppe sowie dem inneren apikalen Bereich (inner apical area) und dem sogenannten ulnaren Bereich mit der Basis der radialen Adern nach unten. Zusätzlich biegen sich die radialen Venen entlang der transversal verlaufenden Ringfalten nach oben. Außerdem biegt der ulnare Bereich relativ zur Squama nach unten und umschließt den gefalteten fächerartigen Bereich letztendlich. (Fabian Haas 1994)

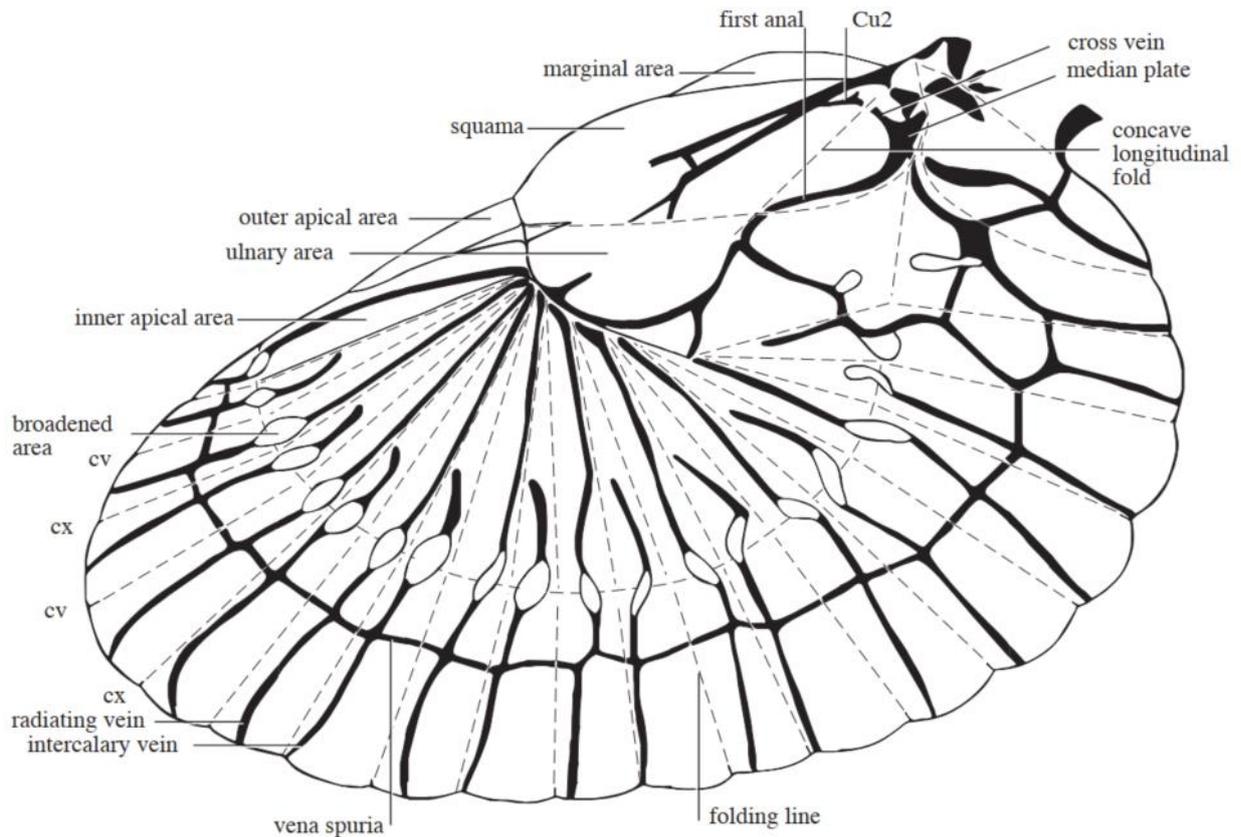


Abbildung 7: Schematische Dorsalansicht des linken Hinterflügels des *Forficula auricularia* mit konvexen (cx) und konkaven (cv) Faltnie (Fabian Haas 1994)

Anders als bei anderen Insekten und auch Säugetieren mit faltbaren Flügeln, wie zum Beispiel Fledermäusen, die ein Falten von Adern möglichst vermeiden, kommt es beim Ohrwurm durch die spezifische Verteilung sowie die hohe Anzahl der Faltnie und Ader häufig dazu, dass Adern gefaltet werden müssen. Die Umfangsadern weisen dafür einen Bereich reduzierter Verhärtung entlang der radialen Faltnie auf und erlauben so ein Falten entlang dieser Linie ohne die Adern und damit den Flügel plastischer Verformung auszusetzen (Deiters, Kowalczyk und Seidl 2016). Diese geringere Verhärtung ist jedoch gerade bei den dicken Adern, die die Ringfaltnie kreuzen, nicht ausreichend, um die dort besonders enge Faltung schadensfrei zu überstehen. Daher zweigen sich die Adern um die Faltnie herum in mehrere kleinere Adern auf und bilden verbreiterte Aderflecken (broadened areas).

Als weiterer Unterschied zu anderen Insekten, bei denen sich die Flügel automatisch entfalten, oder auch Blätter an Bäumen, welche nach einer Verformung durch den Wind wieder automatisch ihren Ursprungszustand einnehmen, geht beim Ohrwurm der Faltungsprozess durch intrinsische elastische Kräfte automatisch vonstatten, sobald die Flügelversteifungsmechanismen einmal gelöst sind. Dabei wird die Faltung hauptsächlich durch ein gummiartiges Protein namens Resilin erreicht. Dieses speichert Energie, welche ihm beim Entfaltungsprozess durch Verformung zugeführt wurde und stellt die Energie wieder zur Verfügung, um die Flügel wieder zusammenzufalten. Das Resilin ist an den Falstellen entlang der Adern angeordnet und anisotrop an Ober- und Unterseite der Flügel verteilt, wodurch je Faltnie eine Faltrichtung vorgegeben wird. Auf diese Weise wird zusätzlich eine fehlerhafte Faltung der Flügel ausgeschlossen. Des Weiteren soll das Resilin dazu beitragen, Materialermüdung infolge der zahlreichen Faltungs- und Entfaltungsvorgänge zu reduzieren. (F. Haas, Gorb und Wootton 2000)

---

Da sich die Hinterflügel des Ohrwurms selbstständig durch intrinsische Elastizität falten, müssen diese von ihm bei Bedarf aktiv entfaltet werden. Dies führt er mithilfe seiner Flugmuskulatur durch, muss allerdings aufgrund der Komplexität der Faltung seine Cerci genannten Hinterleibs-Anhänge zur Hilfe nehmen. Der Entfaltungsprozess wird dadurch erleichtert, dass die Faltung nicht hundertprozentig durchgeführt wird, da so der gekrümmte Raum unter den Vorderflügeln des Ohrwurms optimal gefüllt werden kann. So können die besonders schwierigen ersten Grade der Entfaltung vermieden und der vorausgelenkte Flügel leichter über innere Spannungen entfaltet werden. Einmal geöffnet kann der Ohrwurm seine Flügel in diesem Zustand verriegeln ohne weiterhin Muskelkraft anwenden zu müssen. Zu diesem Zweck wirkt das Flügelmittelgelenk zwischen apikalen Bereich, Squama und ulnarem Bereich (siehe Abbildung 7) als bistabiler Versteifungsmechanismus, da sich die an diesem Punkt anliegenden Winkel der umgebenden Flächen sich zu weniger als  $360^\circ$  aufaddieren. So wird der Flügel, sobald er einen gewissen Entfaltungsgrad überschritten hat, aufgefaltet gehalten. Aber auch während des Fluges dürfen sich die Flügel nicht durch unerwartete Verformungen automatisch zusammenfallen. Zu diesem Zweck verfügen Ohrwurmflügel zusätzlich über eine Clavalfalte (concave longitudinal fold), welche durch ihre konkave Verformung dem selbstständigen Zusammenfallen der Flügel entgegenwirken kann. Es wird angenommen, dass dieser Mechanismus ebenfalls durch eine spezifische Anordnung des Resilin-Proteins unterstützt wird. (Fabian Haas 1994)

Wie durch dieses Beispiel verdeutlicht wird, lebt die Natur viele Strukturen vor, die als Pool der Inspiration für technische Anwendungen herangezogen werden können. Neben dem Aufbau von Membranen selbst und effizienter Faltmuster bieten besonders die selbstfaltenden beziehungsweise selbstentfaltenden Vorbilder in der Tier- und Pflanzenwelt ein enormes Optimierungspotential. Dünnschicht-Strukturen, welche keinen separaten Mechanismus zur Entfaltung benötigen, sondern sich über durch elastische Verformung des tragenden Gerüsts zu Verfügung gestellte Energie entfalten, können so wesentlich leichter als konventionelle Strukturen ausfallen. Zusätzlich kann dieses verzweigte Gerüst zur Robustheit einer Membran beitragen, indem es als Rissausbreitungsbeschränkung dient und so Beschädigungen wie in der Natur lokal begrenzt bleiben.

## **2.2 Wandelbare flächige Struktursysteme in Weltraumanwendungen**

In Weltraumanwendungen werden verschiedene Arten von wandelbaren Struktursystemen eingesetzt. Sie alle haben gemeinsam, dass sie, um ihren Einsatz zu legitimieren, ein möglichst großes Verhältnis von Funktionsfläche zu Packvolumen umsetzen. Zu den wichtigsten Beispielen gehören Solaranlagen (Solar Arrays), Sonnensegel (Solar Sails), Bremssegel (Drag Sails), Sonnenschutzvorrichtungen (Solar Shades) und Reflektorantennen. Einige Wesentliche sollen hier nachfolgend vorgestellt werden.

### **2.2.1 Solaranlagen (Solar Arrays)**

Zum Betrieb eines Raumfahrzeuges ist die Energieversorgung eine zentrale Problemstellung. Da die meisten Energieversorgungssysteme, wie zum Beispiel Batterien, eine endliche Ressource darstellen und außerdem einen immensen Gewichtsposten zum Raumfahrzeug beisteuern, bietet es sich an, dieses System so klein wie möglich zu halten und stattdessen auf die im Maßstab eines Raumfahrzeuglebens unerschöpfliche Energie unserer Sonne zurückzugreifen. Dies kann durch Solaranlagen, auch Solar Arrays genannt, umgesetzt werden. Hierunter versteht man einzelne solare Module, welche zu einer bestimmten Fläche (engl. Array) verknüpft sind.

---

Bei der heutigen Leistungsdichte der Solarzellen reicht die zur Sonne ausgerichtete Oberfläche von Raumfahrzeugen schnell nicht mehr aus, um über Solar Arrays, die auf dieser montiert sind, den Energiebedarf zu stillen. Daher wird auf Solar Arrays gesetzt, welche sich im Orbit entfalten und so auf ein Vielfaches der sonst zu Verfügung stehenden Fläche zur Energiewandlung zurückgreifen.

Da jedes Kilogramm Nutzlast, welches ins All befördert werden soll, mit immensen Kosten verbunden ist, wurden flexible Dünnschicht-Solarzellen entwickelt. Als weiterer Vorteil dieser ist zu nennen, dass die Flexibilität mehr Freiheiten für die Umsetzung der Faltungen bietet. Ein Beispiel für diese Art von Solarzellen ist ein durch das Massachusetts Institute of Technology (MIT) entwickelter Prozess des Druckens von Solarzellen auf ein faltbares Trägermaterial. Auf diese Weise kann ein gutes Leistungs-Masse-Verhältnis ( $W/kg$ ) sowie ein gutes Verhältnis von Leistung zu Volumen beim Start ( $W/m^3$  gefaltet) erreicht werden (Chandler und MIT News Office 2021).

Eine Anwendung, bei der die beschriebenen entfaltbaren Solaranlagen genutzt werden, ist die internationale Raumstation ISS (International Space Station). Die hier verwendeten Solarzellen sind, wie in Abbildung 8 dargestellt, auf eine dünne Membran aufgebracht und, von Scharnierbändern unterstützt, ziehharmonikaartig gefaltet. Sobald das System seinen Einsatzort erreicht hat, wird die Faltung mit Hilfe einer Traverse ausgezogen und damit ein Entfalten erreicht. Ein großer Vorteil dieser Konstruktion ist, dass das entfaltete Solar Array bei Bedarf auch wieder eingefaltet werden kann. (Straubel, Hillebrandt und Hühne 2016)

Als weiteres Beispiel für die Anwendung von Solar Arrays kann das Hubble-Weltraumteleskop aufgeführt werden. Wie an Abbildung 9 zu sehen, wird hier ebenfalls ein Solar Array in Membranform eingesetzt, welches für den Gebrauch aufgespannt wird. Allerdings wird hier nicht auf ein Falten der Struktur gesetzt, sondern die Membran für den Transport aufgerollt und am Einsatzort mit Hilfe eines Auslegers wieder abgerollt.

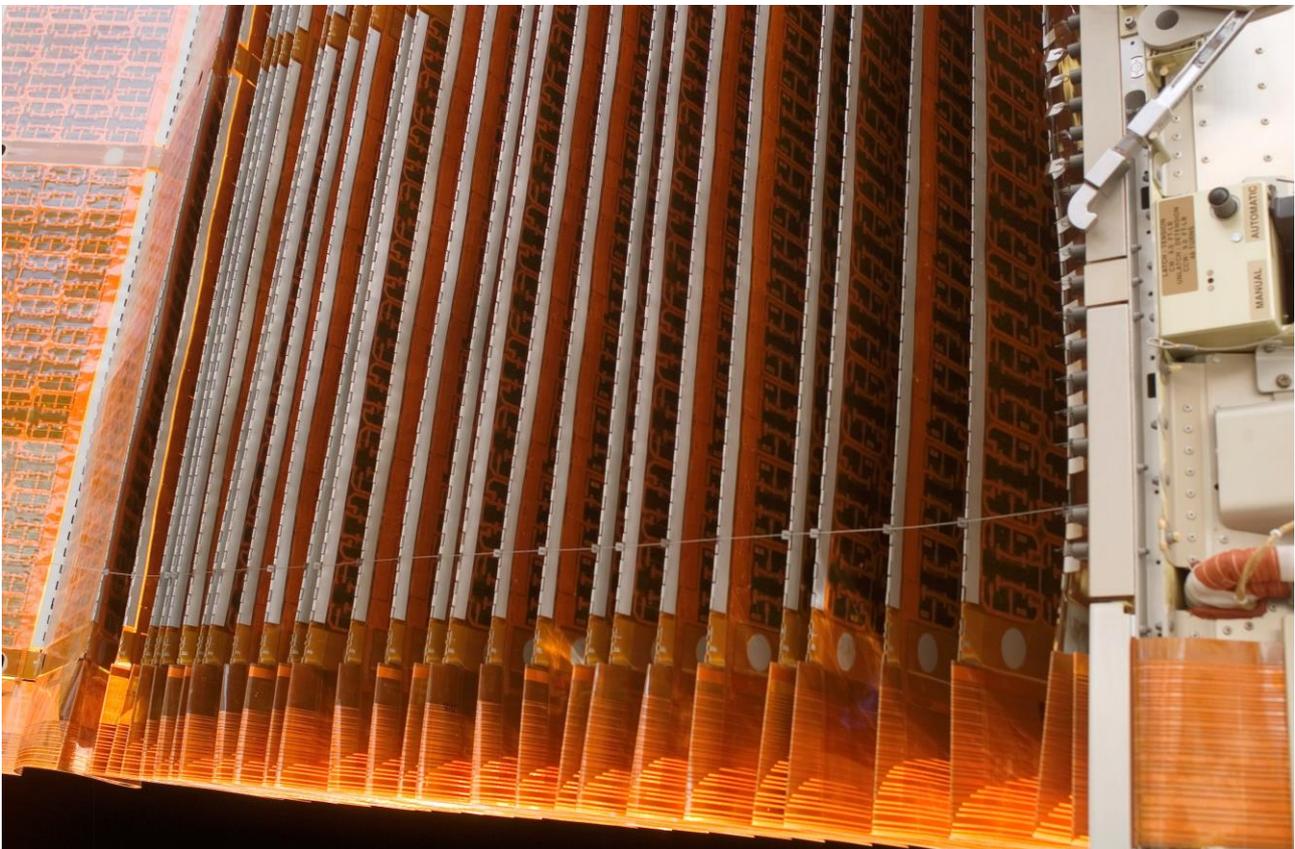


Abbildung 8: Gefaltetes Solar Array der ISS (NASA 2006)

Bei dieser Anwendung kam ein typisches Problem von Dünnschichtstrukturen zu tragen. Da dünne Strukturen, wie Membranen, eine niedrige Eigenfrequenz aufweisen und gleichzeitig über eine geringe Dämpfungsrate verfügen, kann es leicht zu ungewollten Schwingungen kommen. Dieses Problem konnte im Beispiel des Hubble-Weltraumteleskop nur durch den kompletten Austausch der gesamten Struktur durch ein neu ausgelegtes Solar Array während der ersten Servicemission beseitigt werden. (Foster et al. 1995)



Abbildung 9: Hubble-Weltraumteleskop mit Solar Array (NASA 1990)

Als eine besondere Alternative zu den vorherigen Faltungstechniken kann das Solar Array MegaFlex betrachtet werden. Bei dieser Anwendung wird, wie in Abbildung 10 dargestellt, zunächst die tragende Struktur ausgeklappt und dann werden die Teilflächen wie ein Fächer entfaltet. Der Vorgänger des gezeigten Systems, welcher UltraFlex genannt wurde, hat sich bereits im Einsatz auf verschiedenen Marsmissionen bewährt. (Killian 2014) Hierbei lieferte er ausreichend elektrische Energie, um die zugehörigen Raumfahrzeuge, mit Hilfe von Ionenantrieben auf beachtliche Geschwindigkeiten zu beschleunigen (Murphy 2012).

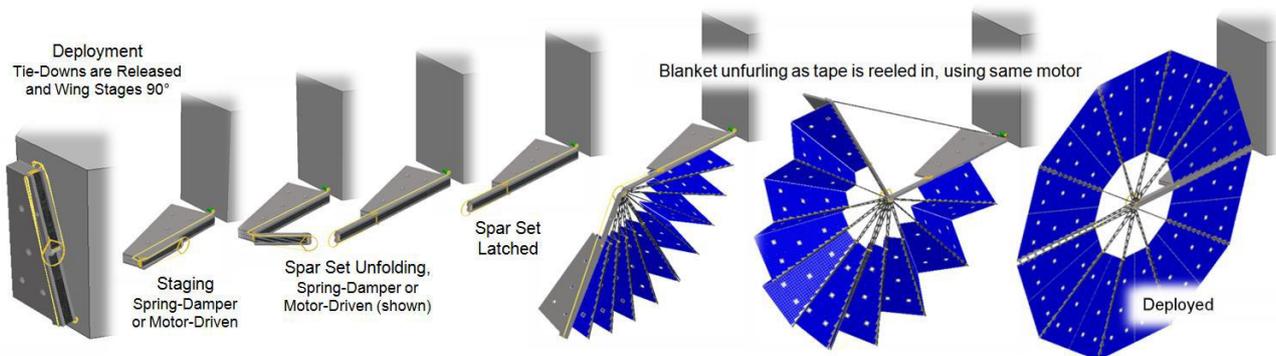


Abbildung 10: Entfaltungssequenz des MegaFlex Solar Array (Murphy 2012)

---

### 2.2.2 Sonnensegel (Solar Sails)

Eine weitere elegante Form die frei verfügbare Sonnenenergie zum Antrieb eines Raumfahrzeuges zu nutzen sind Sonnensegel, auch Solar Sails genannt. Durch diese Sonnensegel kann nicht nur durch den Wegfall großer Mengen an Treibstoff die ins All zu befördernde Nutzlast reduziert, sondern auch die mögliche Geschwindigkeit, Missionsdauer und die damit verknüpfte Reichweite massiv erhöht werden.

Anders als konventionelle Antriebe benötigen Sonnensegel keine Reaktionsmasse, sondern setzen auf den Strahlungsdruck der Sonne. So wie der Wind auf der Erde aus vielen kleinen Gasteilchen besteht, so ist die Sonnenstrahlung aus winzigen Energiepaketen, den Photonen, zusammengesetzt. Analog zu einem Segel auf der Erde treffen die Photonen auf das Sonnensegel und prallen an ihm ab. Dabei ändern sie ihren Impuls und es kommt nach der Gesetzmäßigkeit des dritten Newtonschen Axioms zu einer Beschleunigung des Raumfahrzeuges. Da die Photonen verschwindend klein sind, ist auch die übertragene Energie je Photon sehr gering. Daher muss ein Sonnensegel eine sehr große Anzahl von Photonen reflektieren, also möglichst groß sein. Ebenso muss sein Gewicht so gering wie möglich sein, um dem Impuls der Photonen wenig Trägheit entgegenzusetzen. (ESA 2021)

Zum Aufspannen der beschriebenen Sonnensegel werden häufig die in 2.1.2 beschriebenen ultraleichten Ausleger verwendet, die zu Transportzwecken flachgedrückt und aufgerollt werden können. Typischerweise fahren Raumfahrzeuge, die mit Sonnensegeln ausgestattet sind, vier solcher Ausleger in einer X-Konfiguration aus. Die an den Spitzen dieser Ausleger befestigten Membranen werden dadurch aus dem Raumfahrzeug gezogen und letztlich auch aufgespannt. Dadurch ergibt sich ein großes rechteckiges Segel. Eines dieser auf dieser Weise ausgestatteten Raumfahrzeuge ist das von der NASA entwickelte NanoSail-D, von dem eine Illustration in Abbildung 11 betrachtet werden kann.

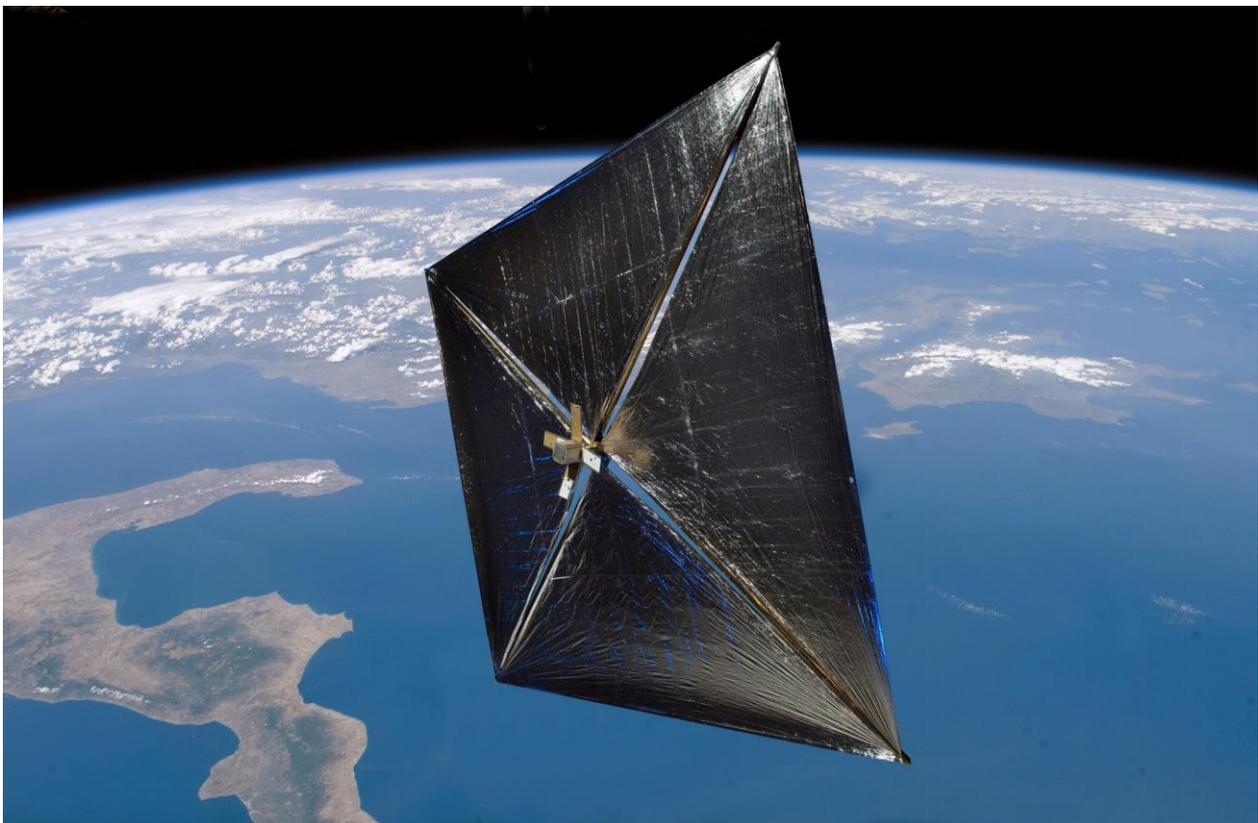


Abbildung 11: Illustration des NASA NanoSail-D auf seiner Erdumlaufbahn (NASA 2011)

---

Abbildung 12 zeigt den verwendeten „Trac“ Boom der NanoSail-D Mission, der aus einer Co-Cr-Ni-Legierung besteht. Die gespeicherte Dehnungsenergie des aufgerollten Booms wird hier zum Abrollen der Booms und Entfalten der Membranen genutzt. (Johnson et al. 2011)

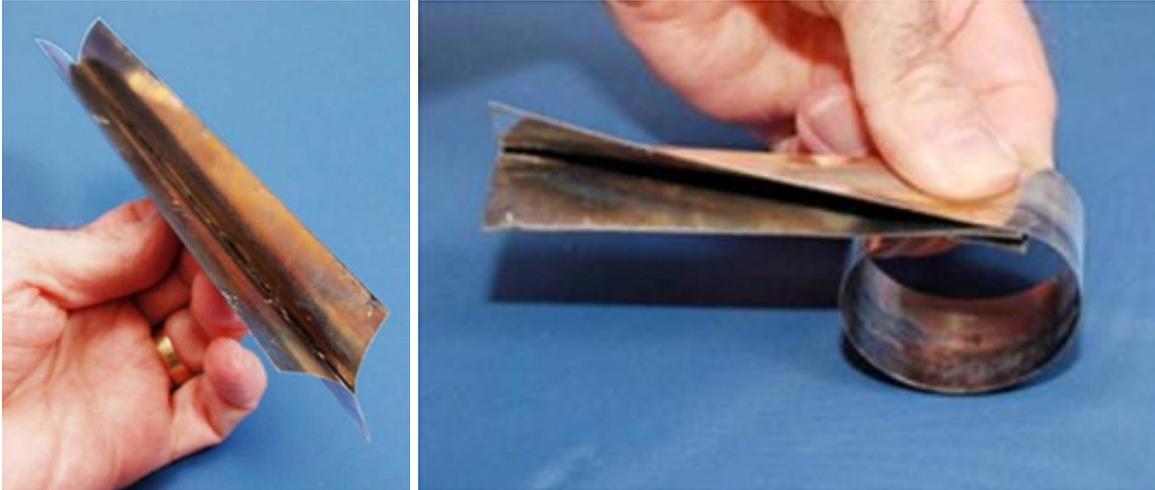


Abbildung 12: Boom des NanoSail (Johnson et al. 2011)

Das erste Raumfahrzeug, welches zur Beschleunigung auf den Strahlungsdruck der Sonne setzte, ist IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun) und wurde 2010 durch die Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) auf eine Venus-Transferbahn entsandt. Um dieses Ziel zu erreichen wurde IKAROS in Rotation versetzt und entfaltete so, unter Zuhilfenahme der Zentrifugalkräfte, ein 14 x 14 m großes Sonnensegel. Zusätzlich nutze die JAXA die ausgefaltete Membran als Trägergrund für Solarzellen zur Stromerzeugung und konnte somit mehrere Funktionen auf einen Funktionsträger vereinen. (Mori et al. 2010)

### 2.2.3 Bremssegel (Drag Sails)

Genau wie beim Solar Sail wird beim Drag Sail (Bremssegel) die Fläche eines Raumfahrzeuges durch Ausfalten einer Membran massiv erhöht. Dies dient allerdings abweichend dem Zweck, die Geschwindigkeit zu reduzieren. Somit ergeben sich, bei sonst vergleichbarer Architektur, abweichende geforderte Membraneigenschaften und Stabilitätsanforderungen. Diese Segel sind hauptsächlich zum Einsatz bei Satelliten auf unteren Erdumlaufbahnen gedacht. Ist das Ende der Lebenszeit dieser Satelliten erreicht, kann durch das Ausfalten des Bremssegels seine Fläche und damit die Reibung in der noch schwach vorhandenen Atmosphäre vergrößert werden. Durch die daraus folgende geringere Geschwindigkeit und damit schwächer wirkende Fliehkraft, gewinnt die Gravitation der Erde an Einfluss auf den Satelliten. Dies führt dazu, dass dieser mit der Zeit an Orbithöhe verliert und letztlich zurück auf die Erde stürzt und dabei in ihrer Atmosphäre verglüht. So trägt dieser Mechanismus dazu bei, den weiteren Zuwachs von Weltraumschrott zu vermeiden. (Belvin et al. 2016)

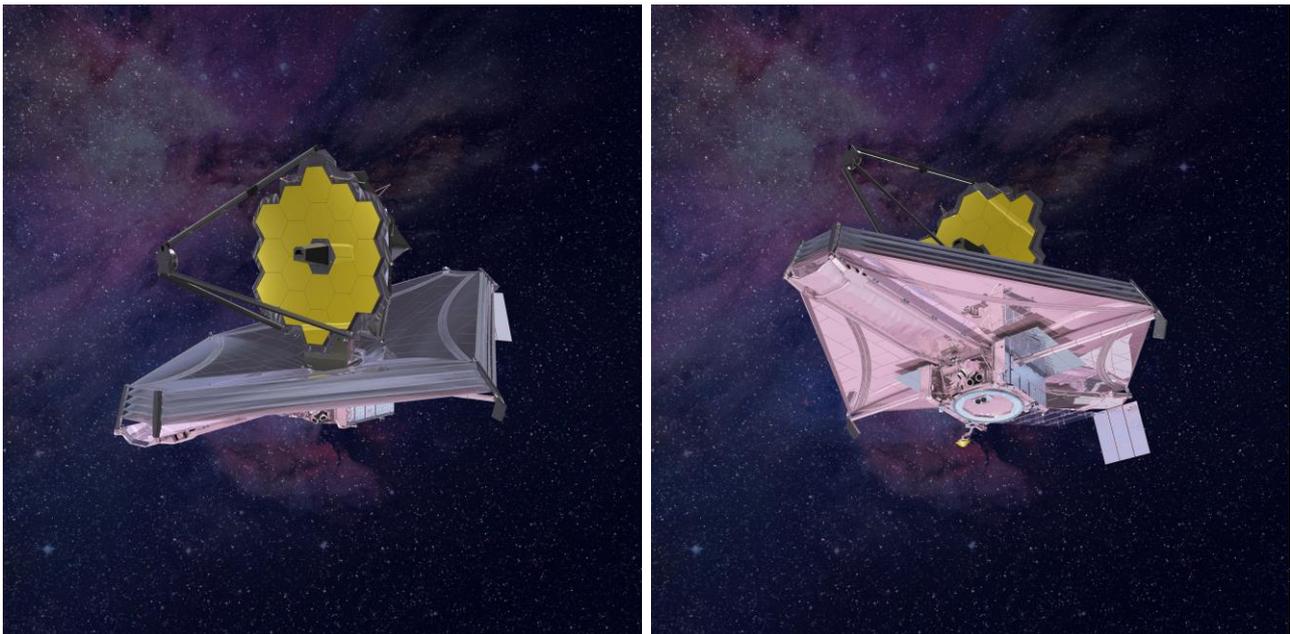
Da eine Satellitenmission bis zu 10 bis 15 Jahre dauern kann, müssen diese Widerstandssegel für eine lange Zeit verstaut werden. Daher ist die Suche nach geeigneten Materialien und Mechanismen, die auch nach einer so langen Stauzeit noch funktionieren, eine große Herausforderung.

Eine spezielle Anwendung eines solchen Bremssegels wurde beim De-Orbit Sail Satellit umgesetzt. Auf diesen wird in Kapitel 2.5 eingegangen.

## 2.2.4 Sonnenschutzvorrichtungen (Sunshields)

Viele empfindliche Instrumente, wie zum Beispiel Infrarot-Teleskope, können durch von der Sonne emittierter Strahlung oder die Strahlung von Teilsystemen des Raumfahrzeuges gestört werden. Daher sind Schutzvorrichtungen nötig, um hochpräzise Messungen durchführen zu können. Diese werden idealerweise ebenfalls als Konstruktionen umgesetzt, die sich im Weltraum entfalten. Somit sind Abmessungen möglich, die nicht durch den begrenzten Raum der heutigen Trägerraketen eingeschränkt werden. Außerdem können die verwendeten Membranen so leichter ausgelegt werden, da sie beim Transport einer geringeren Belastung ausgesetzt sind.

Eine solche Schutzvorrichtung ist im James Webb Space Telescope (JWST) umgesetzt. Bei diesem handelt es sich um ein großes Weltraumteleskop, das im Infrarotbereich des elektromagnetischen Strahlungsspektrums misst. So soll dieses, neben der Untersuchung der Atmosphären extrasolarer Planeten, 13,5 Milliarden Lichtjahre entfernte Bereiche des Universums beobachten und damit in die Frühzeit des Universums zurückschauen, um mehr über die Entstehung des Universums zu erfahren. Um dies zu erreichen muss das Teleskop sehr präzise arbeiten und ist daher sehr empfindlich gegenüber Störquellen. Wie in Abbildung 13 dargestellt, trennen beim JWST mehrere Membranschichten das empfindliche Teleskop von der Sonnenstrahlung sowie der emittierten Strahlung der sonstigen Raumschiffelektronik ab. Der Start der Mission ist nach zahlreichen Verzögerungen noch für das Jahr 2021 geplant. (NASA 2021)



a. kalte, sonnenabgewandte Oberseite

b. warme, sonnenzugewandte Unterseite

Abbildung 13: Illustrationen des James Webb Space Telescope (NASA 2015)

---

## 2.3 Rissstopp

Raumfahrzeuge sind aufgrund ihrer besonderen Einsatzumgebung speziellen Umwelteinflüssen ausgesetzt. Neben den abweichenden atmosphärischen Bedingungen, starken Belastungen durch Temperaturschwankungen und Strahlung und vielen weiteren Herausforderungen, sind feste Partikel, welche die Wege der Raumfahrzeuge kreuzen, ein erhebliches Problem. Diese Partikel sind sowohl im interplanetaren Raum als auch innerhalb der Erdumlaufbahnen anzutreffen. Sie sind häufig natürlichen Ursprungs wie Meteoroiden und Mikrometeoroiden, aber sind besonders innerhalb der Erdumlaufbahnen auch von Menschenhand geschaffen. Dieser kleine „Weltraumschrott“ entsteht, wenn größere, vom Menschen in den Orbit beförderte Gebilde wie Raketenstufen oder manövrierunfähige Satelliten kollidieren. Die vielen auf diese Weise entstehenden Bruchstücke sind meist nicht mehr lokalisierbar und können unvorhergesehen mit Raumfahrzeugen kollidieren.

Besonders Dünnschicht-Strukturen können sehr leicht durch die kleinen aber hochenergetischen Partikel beschädigt werden. Abhängig von den Materialeigenschaften der Struktur und der relativen Geschwindigkeit des einschlagenden Partikels kann es von leichten Oberflächenbeschädigungen bis zu einer kompletten Durchstoßung der Struktur und damit zu einer Rissinitiierung kommen (Jenkins 2001). Wird dieser Riss nicht an seiner Ausbreitung gehindert, kann er schnell einen kompletten Verlust der getroffenen Struktur zur Folge haben.

Aufgrund der relativ hohen Wahrscheinlichkeit, über die Missionsdauer von Partikeln getroffen zu werden, und der drohenden katastrophalen Folgen ist es sinnvoll, Dünnschicht-Strukturen wie entfaltbare Membranen, die diesen Einflüssen ausgesetzt werden sollen, mit einem Rissstopp-Mechanismus auszustatten. So kann die Rissausbreitung auf einen Teilbereich der Struktur beschränkt und auf diese Weise ein Totalverlust vermieden werden. Rissstopp-Mechanismen können umgesetzt werden indem beispielsweise während des Herstellungsprozesses Kapton-Bänder auf die Membran aufgebracht werden oder die Membran direkt über ein Netz aus stützenden Kapton-Fasern gegossen und so die Verstärkung komplett integriert wird. (Jenkins 2001)

Alternativ können auch durch fortschrittliche Adhäsionsverfahren andere Faserverstärkungen auf die zu optimierenden Membranen aufgetragen werden. Hier kommen Materialien wie Nylon, Kevlar und Carbon zum Einsatz. Ebenso können, wie durch Belvin et al. (2012) gezeigt, durch Fortschritte in den additiven Fertigungsverfahren schadenstolerantere Dünnschichtstrukturen erzeugt werden.

Als weitere Alternative kann die Membran des in 2.2.4 betrachteten James Webb Space Telescope herangezogen werden. Bei dieser wurde kein separat aufgetragenes Material als Rissstopp-Mechanismus verwendet, sondern die Membran aus sich überlappend verklebten Teilflächen zusammengesetzt. Auf diese Weise entstehen an den Verklebungsstellen Bereiche mit größerer Membranstärke, die einen höheren Widerstand gegen Rissausbreitung aufweisen. (NASA 2021)

Durch die in Gitterform aufgetragene Struktur aus verstärkendem Material wird erreicht, dass ein sich potentiell ausbreitender Riss in der optimierten Membran nur bis zu der nächsten Verstärkungsfaser fortschreiten kann und dort verharrt. Ein weiterer positiver Effekt dieser Behandlung ist, dass die Membranen im Ganzen fester und robuster werden und so zum Beispiel die Handhabbarkeit bei der Verarbeitung erheblich verbessert wird.

Auch die Insektenflügel aus Kapitel 2.1.3 verfügen über eingebaute Rissstopp-Mechanismen. Bei diesen wirken die Adern und damit das tragende Gerüst als Barriere für sich ausbreitende Risse. Im Gegensatz dazu setzen heutige kommerzielle Lösungen auf das Hinzufügen von Extramaterial und somit zusätzlicher nicht-struktureller Masse. Eine Alternative dazu wird in 2.6 vorgestellt.

---

## 2.4 CubeSat Standard

Auch im Bereich der Raumfahrt wird heutzutage verstärkt Wert auf Effizienz und Wirtschaftlichkeit gelegt. Um dies zu erreichen, ist es sinnvoll, auf eine einheitliche Entwicklungsumgebung zu setzen und so zeit- und kostenintensive Anpassungen möglichst zu vermeiden und auf bestehende Test- und Transportstrukturen zurückgreifen zu können. In diesem Sinne wurde 1999 von der Stanford University und der California Polytechnic State University ein würfelförmiger Standard für Kleinstsatelliten entwickelt, den Universitätsstudenten fertigen und verwenden können, um wissenschaftliche Experimente durchzuführen und neuartige Technologien zu untersuchen (Douglas Messier 2015). Diese Norm hat sich daraufhin in der Industrie und vor allem als Forschungsstandard länderübergreifend durchgesetzt.

Als wichtigster Teil des CubeSats Standards können seine Dimensionen angesehen werden. Der sich am Original-CubeSat aus dem Jahre 1999 orientierende Standard-CubeSat ist dafür ausgelegt, ein Nutzvolumen von einem Liter zu umschließen, und besitzt daher die Abmaße von 10x10x11,35 cm. Dieser stellt auch heute noch die Grundlage des CubeSat Standards dar und ist unter „1U“ (one Unit) CubeSat geläufig. Da jedoch das benötigte Volumen sehr stark vom Verwendungszweck des CubeSats abhängt, haben sich, um die Vorteile der Standardisierung auf ein breiteres Anwendungsgebiet auszuweiten, auch weitere auf dem 1U Standard basierende Formate etabliert. Diese bilden zumeist ein Vielfaches der Standardeinheit ab und sind in vielen Abstufungen im Bereich von 0,25U bis 27U angesiedelt. Der größte auch von der Erde gestartete CubeSat weist eine Größe von 12U auf. (Kulu 2021)

Als weitere wichtige standardisierte Größe ist das Gewicht zu nennen, welches auf ein Höchstmaß von 1,3 kg pro Standardeinheit beschränkt ist. CubeSats mit einem Gewicht von über einem Kilogramm werden den Nanosatelliten zugeschrieben, CubeSats von mehr als 100 Gramm, die ein Kilogramm jedoch nicht überschreiten, stellen hingegen Picosatelliten dar. (Kulu 2021)

Abbildung 14 zeigt zur Verdeutlichung die Illustration dreier CubeSats im Erdorbit. Bei diesen handelt es sich jeweils um 1U Standard-CubeSats, deren Oberfläche zu großen Teilen mit Solarzellen bedeckt ist, um ihre Versorgung mit elektrischer Energie langfristig sicherzustellen.



Abbildung 14: Illustration von 1U CubeSats in Erdorbit (ESA 2016)

---

CubeSats werden neben der Umweltüberwachung und biologischen Grundlagenforschung hauptsächlich dort eingesetzt, wo neuartige Raumfahrttechnologien demonstriert und untersucht werden sollen (Prachi Patel 2010). Dabei spielen die Vorteile bei Entwicklungsaufwand und Kosten eine große Rolle, da so auch Technologien umgesetzt und getestet werden können, deren Machbarkeit ungeklärt ist oder deren Nutzen gegenüber den Kosten für Entwicklung und Produktion eines großen Satelliten zurückfällt. Neben diesem breiten Anwendungsbereich in der Grundlagenforschung haben im Besonderen Teile der US-amerikanischen Weltraumforschungsgemeinschaft den CubeSat Standard für sich entdeckt, um mithilfe dieser Plattform trotz ihrer inhärenten Beschränkungen kostengünstig Zugang zum Weltraum zu erhalten und so einzigartige wissenschaftliche Erkenntnisse zu generieren (Committee on Achieving Science Goals with CubeSats 2016).

Durch die Normung der Abmaße der CubeSats können sie sehr effizient über einheitliche Trägersysteme in den Erdorbit transportiert werden. Ebenso erlaubt ihre geringe Größe, dass sie freie Bereiche in den Trägersystemen der Missionen größerer Raumfahrzeuge füllen und so als sekundäre Nutzlast noch kostengünstiger transportiert werden können. Auf diesen Wegen konnten laut Kulu (2021) bisher bereits mehr als 1300 CubeSats gestartet werden, von denen zwei Exemplare den Erdorbit für ihre Missionen verlassen haben. Außerdem sei für die nächsten sechs Jahre der Start von ungefähr 2500 weiteren zum Großteil aus CubeSats bestehenden Nanosatelliten geplant (Kulu 2021).

Die geringe Größe der CubeSats stellt nicht nur ihren größten Vorteil dar, sondern bringt auch einige Probleme mit sich. So kann es bei der Umsetzung bewährter Techniken aus größeren Systemen im neuen Maßstab zu Skalierungsproblemen kommen, die einen großen Entwicklungsaufwand zur Anpassung der Technik zur Folge haben oder ein Umsetzen dieser im CubeSat-Kontext sogar ausschließen. In vielen Bereichen wie der Elektrotechnik kommt dieser Problematik die fortlaufend rasante Entwicklung entgegen, die die Umsetzung spezifischer Aufgaben bei immer geringerer Raumnutzung ermöglicht. Auch kommerzielle seriengefertigte Produkte werden immer kleiner und eröffnen somit neue Möglichkeiten. Andere Anwendungen hingegen wie zum Beispiel physische Triebwerke lassen sich aufgrund des mangelnden Platzangebotes und strikter Anforderungen an sekundäre Nutzlast kaum im CubeSat Standard umsetzen. Frühe CubeSats waren daher auf einfache, oft passive Lageregelungssysteme wie Permanentmagnete oder Elektromagnete beschränkt, welche nur eine Lageregelung in der Größenordnung von  $\pm 10$  Grad im niedrigen Erdorbit (LEO) realisieren können. Auch die Techniken zur Lageregelung von CubeSats haben sich in den letzten Jahren erheblich weiterentwickelt, indem, wie in vielen anderen Bereichen auch, die Techniken größerer Raumfahrzeuge an den CubeSat-Standard adaptiert wurden. So sind inzwischen Systeme wie Reaktionsräder und Kontrollmomentkreisel im Einsatz, die eine Lageregelung von wenigen Bogensekunden realisieren können. (Committee on Achieving Science Goals with CubeSats 2016)

CubeSats, die als sekundäre Nutzlast transportiert werden, und vor allem auch solche, die auf ihre interplanetaren Missionen aufbrechen, benötigen neben einer guten Lageregelung auch Beschleunigungssysteme, um ihren Bestimmungsort zu erreichen. Daher sind diese Systeme aktuell Gegenstand der Forschung. Einen vielversprechenden Ansatz dazu stellen die zuvor beschriebenen ausfahrbaren, passiven Segel dar, welche als Brems- oder Sonnensegel verwendet werden können. Wie im Vorhinein beschrieben ist ein Anwendungsgebiet dieser Segel, Satelliten durch Abbremsen aus ihrem Orbit zu entfernen (deorbiting) und so zusätzlichen Weltraumschrott zu vermeiden. Im folgenden Kapitel wird ein auf den vorgestellten CubeSat Standard beruhender Satellit mit einem solchen Bremssegel vorgestellt.

## 2.5 De-Orbit Sail Satellit

Da der wachsende Bestand an Weltraumschrott ein erhebliches Risiko für Weltraummissionen darstellt, werden Systeme untersucht, die Manöver ausführen, um Satelliten am Ende ihrer Lebenszeit aus ihrem Erdorbit zu entfernen. Eine solche Vorrichtung, die dies über Widerstandsvergrößerung in der Restatmosphäre der unteren Erdorbits umsetzt, ist der De-Orbit Sail Satellit.

Beim diesem De-Orbit Sail Satelliten handelt es sich um eine Technologie-Demonstrationsmission, die durch das FP7-Programm der Europäischen Union finanziert wird und als Ziel hat, den Einsatz von Bremssegel als „De-Orbitierungsvorrichtung“ auch für kleine bis mittelgroße Satelliten zu demonstrieren. Die Entwicklung wird von einem Konsortium aus Forschungseinrichtungen, Universitäten und Industriepartnern vorangetrieben. Dabei stellen im Besonderen die Volumenbeschränkungen eine große Herausforderung dar, aber auch das Bestreben, über einen großen Skalierungsbereich möglichst viele unterschiedlichen Satelliten auf verschiedenen Umlaufbahnen anzusprechen. (Hillebrandt et al. 2015)

Im Sinne einer effizienten Entwicklung und einer guten Übertragbarkeit baut die De-Orbit Sail Mission auf dem zuvor beschriebenen CubeSat Standard auf. Der Satellit ist nach dieser Norm als ein 3U CubeSat aufgebaut, der also 10 x 10 x 34 cm misst und als Technologiedemonstrator ein 4 x 4 m großes, aus Kapton bestehendes Bremssegel entfalten soll. Dieses Segel und dessen Entfaltungsmechanismus wurde von DLR, Airbus Defence and Space, dem SSC (Surrey Space Centre) und weiteren Partnern entwickelt. (Hillebrandt et al. 2015)

Abbildung 15 stellt den De-Orbit Sail Satelliten, dessen Aufbau sowie den Beginn der Segelentfaltung dar. Der Aufbau lässt sich, wie dargestellt, in vier Hauptkomponenten unterteilen. Das oberste Segment beinhaltet den Elektronikbus und verfügt über vier ausklappbare Solarmodule, die gleichzeitig als Transportschutzmechanismus für den gesamten Satelliten fungieren. Es folgt ein Segment, in dem die zu entfaltende Segelmembran verstaut ist, ein Segment mit dem Entfaltungsmechanismus sowie ein Segment ganz unten, welches einen Mechanismus zum Auslösen der Solarpanels und eines Antennensystems beinhaltet.

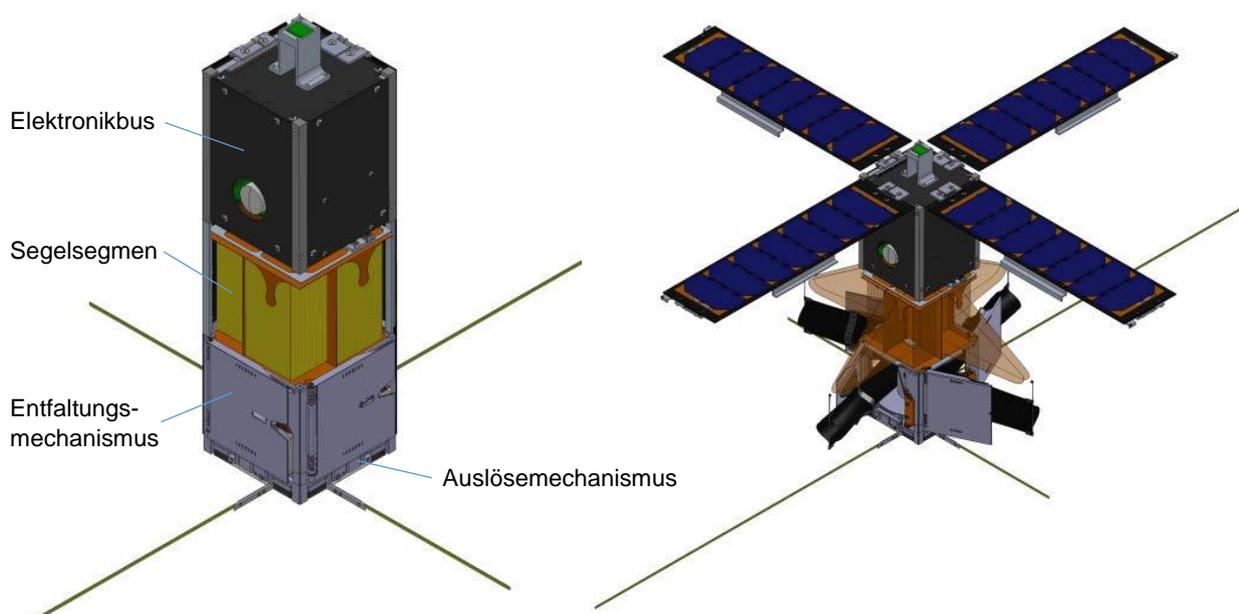


Abbildung 15: De-Orbit Sail Satellit ohne vordere Solarmodule (links) und zu Beginn der Segelentfaltung (rechts) (Hillebrandt et al. 2015)

---

Der grundlegende Aufbau des De-Orbit Sail Satelliten und seines Bremssegels orientiert sich an vorherigen CubeSat-Missionen, welche ein Brems- oder Sonnensegel einsetzen, wie zum Beispiel dem in Kapitel 2.2.2 vorgestellten NanoSail-D4 der NASA. Das Segel ist eine rechteckige Membran aus Kapton, die aus vier dreieckigen Segelquadranten zusammengesetzt ist und wird mithilfe eines Doppel Z Faltmusters im Satelliten verstaut (Stohlman, Schenk und Lappas 2014).

Die als Bremssegel verwendete Membran wird durch vier motorisiert ausfahrbare Ausleger entfaltet, die entlang der Diagonalen der Membran verlaufen und an ihren Spitzen mit dieser verbunden sind. Bei diesen in Kapitel 2.1.2 näher beschriebenen Booms handelt es sich um vom DLR in Braunschweig entwickelte und produzierte Ausleger, die aus kohlenfaserverstärktem Kunststoff bestehen und einen aus zwei omega-förmigen Halbschalen zusammengesetzten Querschnitt besitzen, woraus eine besonders hohe Biege- und Torsionssteifigkeit resultiert. Eine genaue Darstellung dieser Ausleger kann in Abbildung 5 eingesehen werden. Die Ausleger- und Segelverriegelungen werden, wie alle Mechanismen und Startsicherungen, über das Ausklappen der Solarpanels freigegeben (Abbildung 15 rechts), wodurch die Vorbereitung des Satelliten für die Entfaltung der Membran durch nur eine Vorrichtung erreicht wird (Hillebrandt et al. 2015).

Abbildung 16 zeigt eine Darstellung der gesamten Entfaltungssequenz des De-Orbit Sail Satelliten. Beginnend mit dem noch geschlossenen Zustand mit ausgefahrenen Kommunikationsantennen links über die Zwischenschritte des entriegelten Satelliten und der teilweise ausgefahrenen Ausleger kann der Prozess bis zu der finalen Konfiguration mit komplett herausgefahrenen Auslegern und entfalteter sowie gespannter Membran nachvollzogen werden.

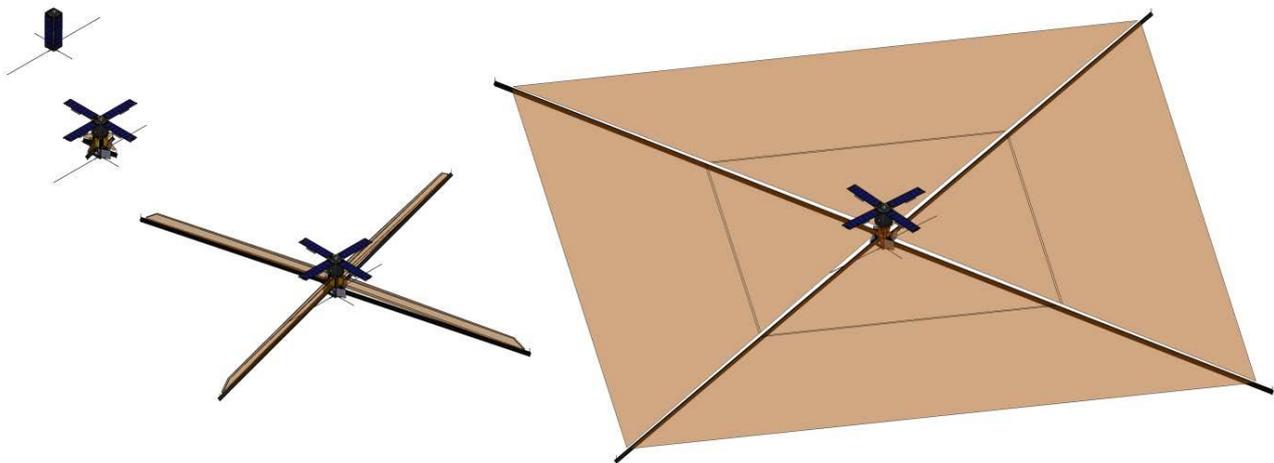


Abbildung 16: Entfaltungssequenz des De-Orbit Sail Satelliten (Hillebrandt et al. 2015)

Um die Machbarkeit des vorliegenden Konzepts zu zeigen und weiterführende Untersuchungen durchführen zu können, wurden im Rahmen verschiedener wissenschaftlicher Studien unterschiedliche Demonstratoren des De-Orbit Sail Satelliten produziert und umfangreiche Bodentests, teilweise unter Zuhilfenahme von Gravitationskompensationsvorrichtungen, durchgeführt. Neben überwiegend positiven Ergebnissen dieser Studien wurden auch Schwachstellen des Konzeptes festgestellt. So haben zum Beispiel Stohlman, Schenk und Lappas (2014) die Membranbefestigungspunkte, welche die Schnittstelle zu den Auslegern darstellen, als einen kritischen Bereich identifiziert. Die Einleitung und Verteilung der Spannung in die Membranfläche macht eine komplexere Membranstruktur nötig, welche wiederum eine erschwerte Faltbarkeit zur Folge hat. Neben der Weiterentwicklung dieses Konzepts erscheint es somit sinnvoll, auch die Entwicklung alternativer Systeme voranzutreiben.

## 2.6 Zu untersuchender Mechanismus

Wie zuvor gezeigt wurde, besteht ein großer Bedarf an entfaltbaren Dünnschichtstrukturen, die aufgrund der exponentiell mit dem Gewicht steigenden Nutzlastkosten für Weltraumanwendungen vor allem ein besonders gutes Fläche-Gewichtsverhältnis haben müssen. Ebenso bewirken aufkommende Standards für Nanosatelliten, dass diese Systeme unter immer schärferen Volumenrestriktionen stehen und daher ein immer besseres Fläche-Packvolumenverhältnis umsetzen müssen. Bei heute bestehenden Lösungen stellen die Entfaltungsmechanismen einen großen Teil des Gesamtgewichts sowie des Volumens entfaltbarer Strukturen dar. Außerdem werden Membranen durch bisherige Rissstoppmechanismen mit zusätzlichem Extragewicht beaufschlagt. Eine annehmbare Schadenstoleranz ist jedoch durch die zunehmende Menge an Weltraumschrott ein unverzichtbarer Aspekt für Dünnschichtstrukturen geworden, um durch Resistenz den Verlust der gesamten Membran zu verhindern.

Nach dem Studium der Vorbilder aus der Natur scheint daher die Wahl eines integrativen Ansatzes ein vielversprechender Weg zu sein. Es kann also als Ziel formuliert werden, wie beim in Kapitel 2.1.3 behandelten Ohrwurmflügel, tragendes Gerüst, Rissstopp-Mechanismus und Entfaltungsmechanismus zu einer Struktur zu vereinen. Diesen Ansatz haben Zander und Belvin (2012) verfolgt und erste Modelle sich selbst entfaltender Membranen entwickelt. Hierbei setzten sie bei der Fertigung auf additive Fertigungsverfahren und druckten Kunststoffstrukturen direkt auf die zu faltende Membran. Diese Struktur orientierte sich sehr stark an dem in Abbildung 7 dargestellten Ohrwurmflügel und verfügte ebenso über durch die verbreiterte Aderflecken inspirierte kleine Kunststoffscharniere, die eine Faltung der Struktur ohne plastische Verformung ermöglichten und zusätzlich beim Falten gespeicherte potentielle Energie zur Entfaltung bereitstellten. (Zander und Belvin 2012)

Diese Membran, welche ein erhebliches Gewichtseinsparungspotential eröffnet, da sie ohne zusätzliche nicht tragende Strukturen Selbstentfaltung umsetzt und außerdem Rissausbreitung beschränken kann, wurde im Laufe der Jahre am DLR weiterentwickelt. Ein CAD Modell des Ergebnisses ist in Abbildung 17 dargestellt.

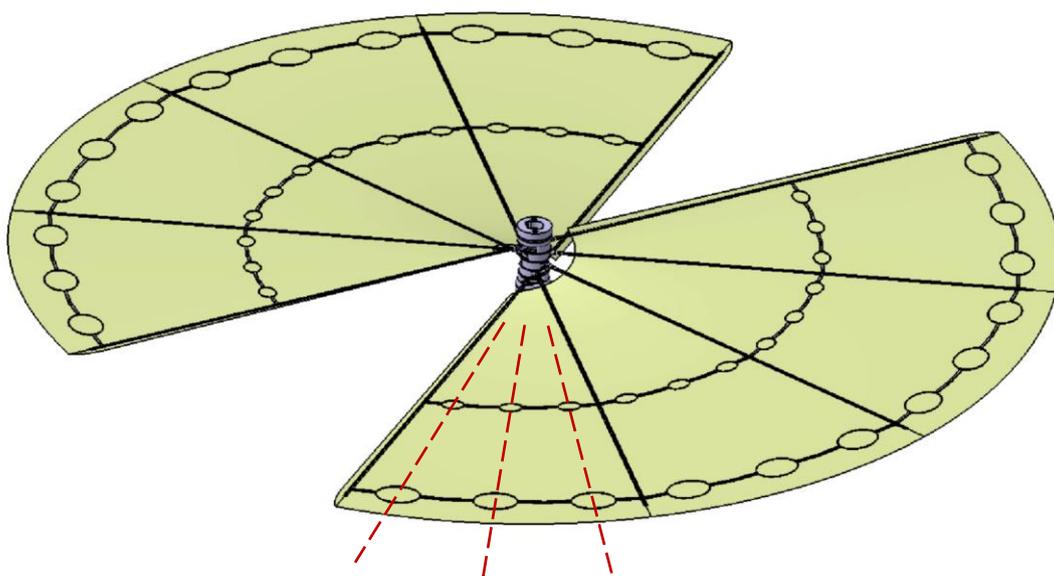


Abbildung 17: Bionisch inspirierte, selbstentfaltende Dünnschichtstruktur

Im Rahmen der Weiterentwicklung am DLR wurden durch Völker (2018) alternative selbstentfaltende Strukturen für CubeSat-Anwendungen hergeleitet und mit der ursprünglichen Struktur verglichen. Der betrachtete Mechanismus wurde als vielversprechendster Ansatz ausgewählt und es konnten erste Untersuchungen zu durch additive Fertigungsverfahren generierten Kunststoffscharnieren in verschiedenen Ausführungen durchgeführt werden (Völker 2018). Aufbauend auf diesen Ergebnissen wurden durch Müller (2019) verschiedene bionisch inspirierte Scharniere weitergehend untersucht und mithilfe eines Prüfstandes und FEM Simulationen weitere Informationen zu Verhalten und Design gewonnen. Auf diese Weise konnte ein optimiertes Scharnierdesign bestimmt werden, welches in die Struktur integriert wurde (Müller 2019).

Die Membranfläche besteht wie abgebildet aus zwei Teilflächen, welche, um sie zu falten, wie bei dem in Kapitel 2.1.1 vorgestellten wrapping around a hub pattern, entlang der in Abbildung 17 eingezeichneten gestrichelten Linien abwechselnd konvex und konkav gefaltet werden und dann um einen zentral angeordneten Zylinder gewickelt werden. Dieser Hub genannte Zylinder stellt ebenso die Schnittstelle zwischen der Membranstruktur und dem späteren Satelliten dar.

Da die radial verlaufenden Balken nur um den Hub gewickelt werden und keine Faltnen kreuzen, werden diese keinen besonders kleinen Biegeradien ausgesetzt und müssen daher nicht über Scharniere verfügen. Die entlang der Kreisbahn verlaufenden Balken hingegen werden sehr eng gefaltet. Daher sind diese in ihrer Struktur durch Scharniere unterbrochen, die nur wenig von der bionisch inspirierten Ursprungsform abweichen und eine Relativbewegung über elastische Biegung und Torsion ermöglichen. Die Scharniere weisen eine ovale Form auf und sind wesentlich dünner als die Balken, um bei definierter Biegung, also gleichem Spannungsgradienten über die Querschnittshöhe, eine geringe Maximalspannung an der Oberfläche zu erreichen. Durch die Aufteilung der Last auf zwei Pfade und einen im Vergleich zu den Balken etwas breiteren Querschnitt stellen die Scharniere aber trotzdem keine Schwachstelle dar.

Ein Prototyp eines Segmentes dieser Membran und dessen Faltungsprozesses kann in Abbildung 18 betrachtet werden. Die fünf Teile der Abbildung stellen dabei von oben links nach unten rechts die zeitlich aufeinander folgenden Schritte der Faltung dar und bilden somit den oben beschriebenen Faltungsprozess ab.

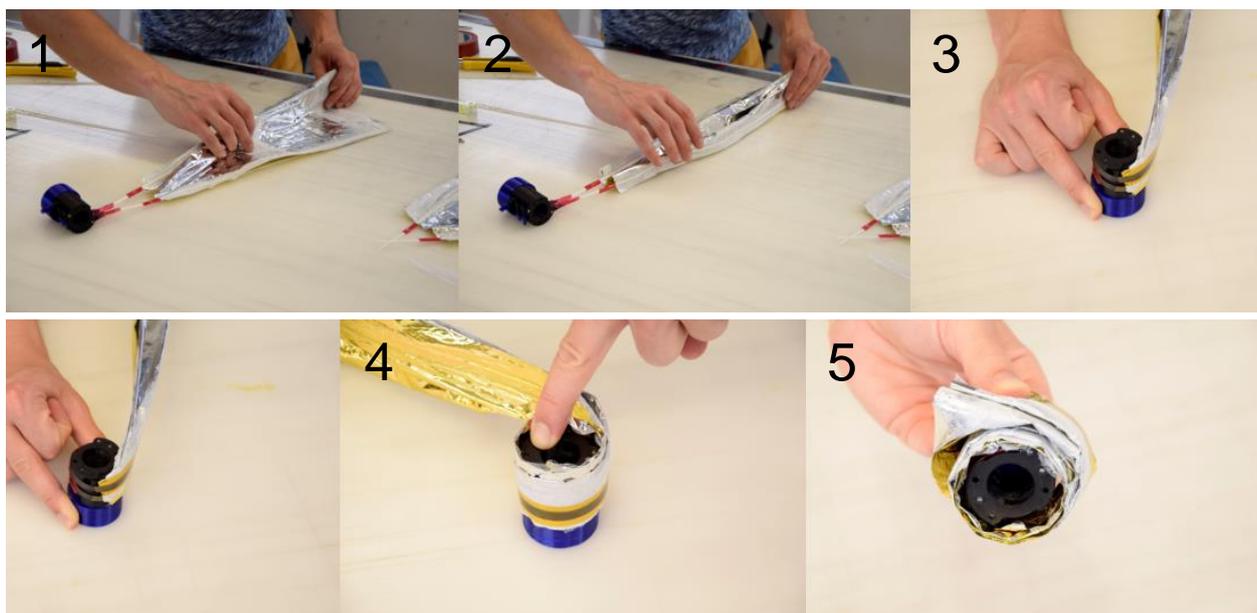


Abbildung 18: Faltungssequenz eines Prototyps der bionisch inspirierten Membran (Zander et al. 2021)

---

Der größte Nachteil dieses Konzeptes ist, dass es auch bei Verformungen der Scharniere im elastischen Bereich bei langen Stauzeiten zu Kriechen kommt und somit Spannungen, die benötigt werden, um die Membran wieder vollständig zu entfalten, abgebaut werden. Besonders bei Einsatz als Bremssegel am Ende der Lebenszeit von Satelliten kommt es zu sehr langen Stauzeiten. Daher stellt die Materialauswahl eine große Herausforderung dar und die Machbarkeit des Konzepts ist nicht final geklärt.

Da es sich jedoch um ein vielversprechendes Konzept handelt, soll dieser Entfaltungsmechanismus weiter untersucht werden. Eine besonders geeignete Art, Systeme für Weltraumanwendungen zu untersuchen, sind Parabelflugexperimente, bei denen durch spezielle Flugmanöver Phasen von Mikrogravitation erzeugt und so die Bedingungen am späteren Einsatzort simuliert werden können. Daher soll das betrachtete System in einer solchen Parabelflugkampagne näher untersucht werden.

Ziel dieser Arbeit ist für diese Kampagne, unter Berücksichtigung der allgemeinen Gestaltungsregeln der Konstruktionslehre und aufbauend auf der Erarbeitung von Validierungskonzepten, einen Demonstrator zur Entfaltung der Membran sowie einen Teststand mit entsprechender Sensorik zur Durchführung der nötigen Versuche weiterzuentwickeln und zu fertigen. Ebenso sollen Bodenversuche der Membranentfaltung durchgeführt und ausgewertet werden, die die Experimente der Parabelflugkampagne unter Zuhilfenahme von Gravitationskompensationsmechanismen vorbereiten und die Qualifikation der entwickelten Apparaturen bestätigen.

### 3 Konstruktionstechnische Grundlagen

Die in dieser Arbeit durchgeführte Untersuchung und Validierung des zuvor vorgestellten Mechanismus erfolgt auf Basis der Erarbeitung von Validierungskonzepten unter der Berücksichtigung der konstruktionsmethodischen Grundregeln des Entwickelns und Konstruierens nach VDI 2221. Somit werden zunächst die Anforderungen an die entfaltbare Struktur analysiert und darauf aufbauend eine funktionale Dekomposition durchgeführt. Auf diesen Ergebnissen basierend werden Validierungskonzepte abgeleitet und unter diesen eins ausgewählt, welches für den Aufbau eines Versuchsstandes für entfaltbare Struktursysteme und besonders das zu implementierende Sensorsystem herangezogen werden kann.

#### 3.1 Analyse der Anforderungen

Um die Anforderung an die entfaltbare Weltraumstruktur zu analysieren, werden Forderungen und Wünsche betrachtet, die an die Struktur und deren Funktionen gestellt werden. Da im Rahmen dieser Arbeit kein spezifischer Anwendungsfall untersucht wird, sondern nur die Machbarkeit des zu betrachtenden Membrankonzepts für verschiedene vorgestellte Anwendungsfälle (Kapitel 2.2) gezeigt werden soll, können die zu bestimmenden Anforderungen nicht allgemein quantifiziert werden. So ist beispielsweise der Belastungsfall einer Membran, die zur Verschattung eines Raumfahrzeuges verwendet wird, grundlegend verschieden im Vergleich zu dem einer Membran, die als Bremssegel eines Satelliten fungiert. Ebenso sind auch die geforderten Dimensionen für verschiedene Anwendungsfälle nicht vergleichbar. So benötigt eine entfaltbare Membran, die zur Beschleunigung eines Raumfahrzeuges ausgelegt ist, wie in Kapitel 2.2.2 beschrieben, aus physikalischen Gründen eine sehr große Fläche. Dies steht im starken Gegensatz zu einem Satelliten mit geringem Energiebedarf, der die Membran ausschließlich als Träger für Solarzellen zur Bereitstellung elektrischer Energie verwendet. Somit ist eine quantitative Herangehensweise bei der Anforderungsermittlung nicht zielführend und es wird auf qualitative Anforderungen zurückgegriffen. Tabelle 1 zeigt eine Zusammenstellung der wichtigsten Anforderungen, die an das betrachtete System gestellt werden. Zusätzlich ordnet sie diese den Kategorien Forderungen (F), welche zwangsläufig umzusetzenden sind, und Wünsche (W) zu und greift auf qualitative Adjektive zurück, um die Anwendungsoffenheit zu gewährleisten.

Tabelle 1: Anforderungsliste

Anforderungen	F/W
<ul style="list-style-type: none"><li>• Großes Fläche-Gewicht Verhältnis</li></ul>	F
<ul style="list-style-type: none"><li>• Großes Fläche-Packvolumen Verhältnis</li></ul>	F
<ul style="list-style-type: none"><li>• Geringe Rückkopplung des Entfaltungsprozesses auf das Raumfahrzeug</li></ul>	F
<ul style="list-style-type: none"><li>• Bestimmte Ebenheit nach Entfaltung</li></ul>	F/W
<ul style="list-style-type: none"><li>• Bestimmte Steifigkeit der entfalteteten Struktur</li></ul>	F/W
<ul style="list-style-type: none"><li>• Bestimmte Belastbarkeit der entfalteteten Struktur</li></ul>	F/W
<ul style="list-style-type: none"><li>• Geringe Form- und Lageabweichung</li></ul>	F
<ul style="list-style-type: none"><li>• Bestimmter Eigenfrequenzbereich</li></ul>	F
<ul style="list-style-type: none"><li>• Hohe Toleranz gegen Rissausbreitung</li></ul>	F

---

Wie der Tabelle zu entnehmen ist, werden zunächst Anforderungen aufgeführt, welche der Faltung zugeordnet werden können. Dabei sind ein großes Fläche-Gewicht Verhältnis und ein großes Fläche-Packvolumen Verhältnis zu nennen. Diese Relationen sind gerade in der Raumfahrt von sehr großer Bedeutung, da große Flächen gefordert werden, aber die Beförderung großer Volumina und besonders hoher Gewichte auf eine Erdumlaufbahn mit großem Aufwand verbunden ist. Somit werden diese Verhältnisse auch den Forderungen zugeordnet. Als weitere Anforderung aus dieser Kategorie wird eine geringe Rückkopplung des Entfaltungsprozesses auf das Raumfahrzeug aufgeführt. Diese kann ebenso den Forderungen zugeordnet werden, da, wie in Kapitel 2.4 beschrieben, besonders die Stabilisierung kleiner Satelliten eine große Hausforderung darstellt.

Zusätzlich werden eine bestimmte Ebenheit, Steifigkeit und Belastbarkeit als Anforderungen aufgeführt. Die für diese geltenden Zielsetzungen hängen ebenfalls stark von dem später zu betrachtenden Anwendungsfall ab. Neben den zuvor beschriebenen unterschiedlichen Belastungsfällen sind auch die Ansprüche an die Ebenheit der Membran dabei sehr unterschiedlich. Ein Beispiel mit sehr hohen Anforderungen an diese Ebenheit stellt die Verwendung in einem Raumfahrzeug zur Beschleunigung über Photonendruck dar. Dabei ist dieses System, aufgrund der sehr kleinen Impulse der auftreffenden Photonen, auf eine hohe Effizienz angewiesen. Daher ist es besonders entscheidend, dass die Photonenimpulse, welche aufgrund des großen Abstands zur Sonne näherungsweise parallel zur Beschleunigungsrichtung auftreffen, auf einer ebenen Fläche möglichst ideal senkrecht reflektiert werden. Da beispielsweise ein Bremssegel in diesem Zusammenhang wesentlich geringere Ansprüche stellt, können diese Anforderungen also stark variieren und eine Kombination verschiedener Forderungen und Wünsche umfassen. Allen Anwendungsfällen ist jedoch wieder gemein, dass sie einen Bereich für Form- und Lagetoleranzen definieren, der nicht überschritten werden darf, um eine sichere Funktion zu gewährleisten.

Da besonders bei Dünnschichtstrukturen häufig ungewollte selbstverstärkende Schwingungen auftreten, wird zusätzlich ein definierter Eigenfrequenzbereich als Forderung formuliert, um diese Problematik zu umgehen. Zuletzt wird noch ein hohe Toleranz gegen Rissausbreitung gefordert, da auf diese, wie in Kapitel 2.3 näher ausgeführt, nicht verzichtet werden kann, da sonst durch die hohe Wahrscheinlichkeit der Kollision mit Weltraumschrott die Lebenserwartung der Membran und damit auch des Raumfahrzeuges stark verkürzt werden würde.

### **3.2 Funktionale Dekomposition**

Durch die Betrachtung der zuvor formulierten Anforderungen an die entfaltbare Struktur sowie die umgebenden Einsatzbedingungen innerhalb eines fiktiven Anwendungsfalls in einem Raumfahrzeug kann in einem weiteren Schritt in einer funktionalen Dekomposition eine Funktionsstruktur generiert werden. Nach Feldhusen und Grote (2013) besteht eine Funktionsstruktur aus der geforderten Gesamtfunktion des betrachteten Produkts sowie der funktionalen Dekomposition von dieser in Haupt- und Teilfunktionen und stellt zusätzlich deren Beziehungen zueinander dar. Aufgrund der hohen Varianz an Produkten, die funktional betrachtet werden können, haben sich verschiedene Darstellungsarten für Funktionsstrukturen etabliert (Feldhusen und Grote 2013). Da im Rahmen dieser Arbeit weder der Durchlauf von Stoffen vorliegt noch Prozessabläufen im Fokus stehen, wird hier eine hierarchische Betrachtungsweise gewählt, bei der nach dem „Substantiv-Verb-Modell“ jede Funktion durch ein Substantiv und ein Verb beschrieben wird. Abbildung 19 stellt die generierte Funktionsstruktur der in dieser Arbeit betrachteten Membran sowie deren zum Einsatz nötigen Umgebung dar.

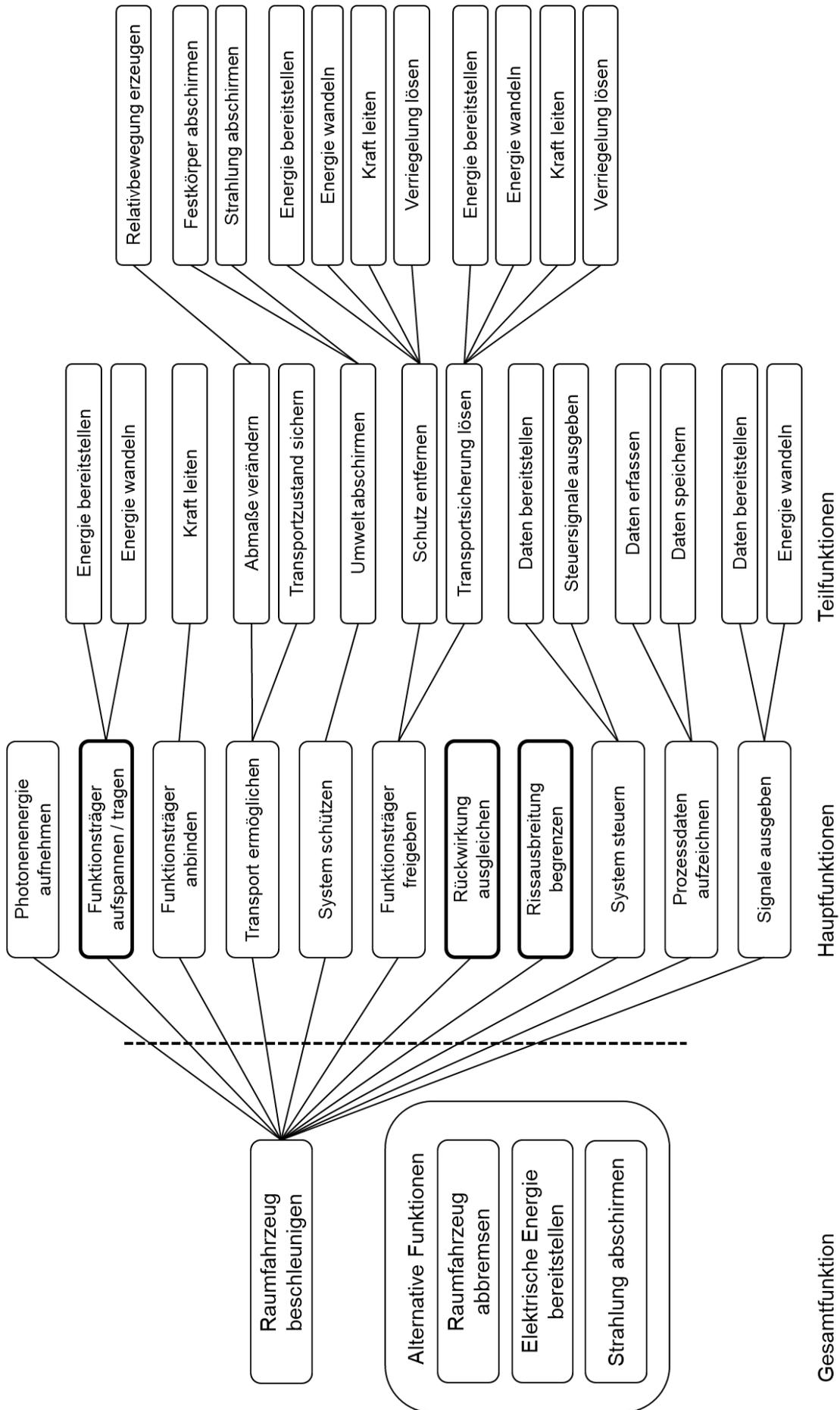


Abbildung 19: Funktionsstruktur der selbstentfaltenden Membran in ihrer Einsatzumgebung

---

Ausgehend von den Anwendungsfällen aus Kapitel 2.2 können für die zu untersuchende entfaltbare Struktur beispielsweise die Gesamtfunktionen „Raumfahrzeug beschleunigen“, „Raumfahrzeug abbremesen“, „Elektrische Energie bereitstellen“ und „Strahlung abschirmen“ formuliert und untersucht werden. Abbildung 19 stellt dabei die Funktionsstruktur für den Anwendungsfall „Raumfahrzeug beschleunigen“ dar.

Die Gesamtfunktion setzt sich aus verschiedenen Hauptfunktionen zusammen, zu deren Umsetzung meist wiederum Teilfunktionen vonnöten sind. Als erste Hauptfunktion zur Beschleunigung eines Raumfahrzeuges ist die Aufnahme von Photonenenergie zu nennen, da auf diese Weise die Beschleunigungsenergie in das System eingeleitet wird. Um dies umsetzen zu können, muss der Funktionsträger aufgespannt und getragen werden, wodurch die Fläche zur Energieaufnahme zur Verfügung gestellt wird. Zu diesem Zweck muss wiederum Energie bereitgestellt und entsprechend gewandelt werden. In einem weiteren Schritt wird der Funktionsträger durch das Leiten von Kraft an das Raumfahrzeug angebunden.

Ebenso ist eine weitere wichtige Hauptfunktion der betrachteten wandelbaren Struktur, dass durch sie der Transport des Systems in einem beschränkten Transportvolumen ermöglicht wird. Zu diesem Zweck wird eine Relativbewegung in der Struktur erzeugt, die zu einer Änderung ihrer Abmessungen führt. Dieser Zustand wird zusätzlich im Weiteren gesichert. Außerdem muss die wandelbare Struktur, um die Funktionalität des Raumfahrzeuges sicherzustellen, während des Transports zu ihrem geplanten Einsatzort geschützt werden. Dazu müssen Umwelteinflüsse wie auftreffende Festkörper und auch Strahlungen abgeschirmt werden.

Hat das System seinen Einsatzort erreicht, wird die Funktion „Funktionsträger freigeben“ benötigt, um die Funktionsfläche für ihren Einsatz bereitzustellen. Diese umfasst das Entfernen der Schutzeinrichtung sowie das Lösen der Transportsicherung. Für diese Aktionen muss Energie bereitgestellt werden, die in Kraft gewandelt und als solche zum Lösen der Verriegelungen weitergeleitet wird.

Eine wichtige Anforderung an die wandelbare Weltraumstruktur ist eine geringe Rückkopplung des Entfaltungsprozesses auf das Raumfahrzeug. Da sich Rückwirkungen auf das System jedoch nicht völlig vermeiden lassen, wird für einen hypothetischen Anwendungsfall die Hauptfunktion „Rückwirkungen ausgleichen“ benötigt. Diese übernimmt in diesem Fall die Aufgabe, das System im Raum zu stabilisieren, nachdem Rückwirkungen durch die Membranentfaltung sowie das Entfernen der Transportsicherung und des Schutzsystems aufgetreten sind. Ebenso muss die Anforderung nach einer hohen Toleranz gegen Rissausbreitung funktional abgebildet werden. Dies wird durch die Hauptfunktion „Rissausbreitung begrenzen“ realisiert.

Für die Ausführung der zuvor beschriebenen Funktionen ist eine Steuerung des Systems vonnöten, welche auf bereitgestellte Daten zurückgreift und aus diesen Steuersignale erzeugt. Zuletzt ist die Aufzeichnung von Prozessdaten durch die Erfassung und Speicherung von Daten, für eine Untersuchung des Systems nötig sowie die Ausgabe von Signalen wünschenswert, was durch die Wandlung bereitgestellter Daten in verschiedene Signalformen erreicht wird.

Neben diesem beschriebenen Anwendungsfall sind in Abbildung 19 auch die Gesamtfunktionen der alternativen Anwendungsfälle aufgeführt. Deren Funktionsstrukturen weichen nur geringfügig von der abgebildeten Funktionsstruktur ab, da sich die Systeme in ihrem grundlegenden Aufbau auf dieser Betrachtungsebene gleichen und nur die erste Hauptfunktion der Aufgabe des Systems entsprechend abweicht. Daher kann die Funktionsstruktur aus Abbildung 19 als Referenzfunktionsstruktur betrachtet und zur folgenden Ableitung eines Validierungskonzeptes anwendungsfallübergreifend herangezogen werden.

---

### 3.3 Ableitung eines Validierungskonzeptes

Um die Machbarkeit des betrachteten Membrankonzepts nachzuweisen, muss gezeigt werden, dass sämtliche hergeleiteten Funktionen durch einen Demonstrator zur Durchführung der Entfaltung mit eingebauter selbstentfaltender Membran realisiert werden können und dabei die formulierten Anforderungen eingehalten werden können. Zu diesem Zweck werden sämtliche hergeleiteten Anforderungen und Funktionen näher auf ihre Überprüfbarkeit untersucht und kritische Punkte identifiziert, die einer gesonderten Validierung über den zu erstellenden Versuchsaufbau benötigen. Darauf aufbauend können Funktionen formuliert werden, die der Versuchsaufbau erfüllen muss. Weiterhin wird über die Herleitung und Bewertung von verschiedenen Lösungsvarianten, die Validierungskonzepte für die einzelnen Funktionen darstellen, ein finales Validierungskonzept für den Versuchsaufbau hergeleitet.

Die meisten Funktionen und Anforderungen können anhand der Bestimmung unterschiedlicher Parameter zu verschiedenen Zeitpunkten überprüft werden. So kann zum Beispiel die Funktion „Funktionsträger freigeben“ sehr einfach kontrolliert werden, indem nach der Ausführung dieser Funktion untersucht wird, ob die Teilfunktionen „Schutz entfernen“ und „Transportsicherung lösen“ erfolgreich durchgeführt wurden. Dies kann über eine visuelle Begutachtung geschehen oder über die Tatsache, dass nachfolgende Funktionen ohne die erfolgreiche Durchführung dieser vorgelagerten Funktionen nicht ausgeführt werden können. Ebenso lässt sich eine Großzahl der formulierten Anforderungen leicht durch die Vermessung verschiedener Dimensionen und Abweichungen sowie der Berechnung der erreichten Verhältnisse verifizieren. Hierzu kann die Berechnung des Fläche-Packvolumen-Verhältnisses auf Basis der Ermittlung der erreichten Funktionsfläche in der entfalteten Konfiguration und des von der Membran eingenommenen Volumens vor der Entfaltung als Beispiel angeführt werden.

Es lassen sich jedoch nicht alle Funktionen und Anforderungen auf diese einfachen Arten validieren. Die Umsetzung der Funktion „Rückwirkungen ausgleichen“ wird in einen fiktiven späteren Einsatz in einem Raumfahrzeug durch die Integration eines Lageregelungs Systems erreicht. Zur dann nötigen Auslegung eines solchen Systems müssen die auftretenden Rückwirkungen, die durch den Entfaltungsprozess der Membran auf das Raumfahrzeug wirken, genau bekannt sein. Diese treten jedoch nur während des Entfaltungsprozesses auf und können somit nicht im Nachhinein analysiert, sondern müssen während des Entfaltungsprozesses betrachtet werden. Ebenso kann anhand der entfalteten Membran der Entfaltungs- und Aufspannprozess selber nicht im Detail nachvollzogen werden. Somit ist die Funktion „Funktionsträger aufspannen“ ebenfalls als kritische Funktion anzusehen.

Zusätzlich kann die geforderte Rissausbreitungsresistenz als weiterer kritischer Punkt betrachtet werden. Da der integrierte Rissstoppmechanismus der vorgestellten selbstentfaltenden Membran jedoch bereits durch Zander und Belvin (2012) untersucht und validiert wurde, kann dessen Funktion im weiteren Verlauf als gegeben angesehen werden.

Es können also insgesamt die folgenden Funktionen als kritisch identifiziert werden:

- „Funktionsträger aufspannen“
- „Rückwirkungen ausgleichen“

Somit muss durch die geplanten Experimente eine genaue Überprüfung dieser kritischen Funktionen erfolgen können und der für diese Versuche zu erstellende Versuchsaufbau wiederum über Funktionen verfügen, die diese Überprüfung ermöglichen.

---

Zur möglichst genauen Untersuchung der Rückwirkungen des Entfaltungsprozesses ist es sinnvoll, unterschiedliche auf das System wirkende physikalische Größen detektieren zu können, die Rückschlüsse auf die Einflüsse des Entfaltungsprozesses zulassen. Neben der Aufzeichnung von klassischen mechanischen Größen wie Reaktionskräften gegenüber einer festen Einspannung sind besonders kinematische Einflüsse wie auf den WingSat wirkende Beschleunigungen und Winkelbeschleunigungen von großer Bedeutung, da diese Einflüsse für die spätere Auslegung der Lageregelungssysteme benötigt werden. Ebenso können durch die Beobachtung der Lage des Systems im Raum Rückschlüsse gezogen werden, weil stark wirkende Rückwirkungen der Membranentfaltung bei freischwebenden WingSat zum Beispiel ein Abdriften in Relation zur Ursprungsposition zur Folge haben können. Zur genauen Untersuchung der Funktion „Funktionsträger aufspannen“ hingegen muss das Entfaltungsverhalten der Membran näher untersucht werden können.

Der zu erstellende Versuchsaufbau zur Validierung des Entfaltungskonzeptes muss also über die folgenden Funktionen verfügen:

- Reaktionskräfte messen
- Lage bestimmen
- Kinematik erfassen
- Entfaltungsprozess aufzeichnen

Im konstruktionsmethodischen Vorgehen nach VDI 2221 werden, aufbauend auf den Teilfunktionen eines betrachteten Systems, Wirkprinzipien abgeleitet, welche zur Umsetzung dieser Funktionen geeignet sind, und aus diesen Lösungskombinationen generiert. Da im vorliegenden Fall zur Umsetzung der Funktionen keine Neuentwicklung von Produkten betrachtet wird, sondern bestehende Systeme zur Umsetzung verknüpft werden sollen, wird auf die Herleitung von Wirkprinzipien verzichtet. Es werden demnach zur Generierung spezieller Validierungskonzepte unmittelbar Lösungen zur Umsetzung der Funktionen des Testaufbaus ermittelt und eine Auswahl unter diesen getroffen. Als systematischer Ansatz wird dabei jedoch wieder im Sinne der Konstruktionsmethodik auf ein Ordnungsschema zurückgegriffen. Nach Feldhusen und Grote (2013) kann auf diese Weise mit Hilfe der Anwendung von Kreativitätstechniken und diskursiver Methoden eine Systematisierung und geordnete Darstellung von Informationen geschaffen werden, die zur Suche nach weiteren Lösungen anregt und das Erkennen wesentlicher Lösungsmerkmale und entsprechender Verknüpfungsmöglichkeiten erleichtert. Tabelle 2 stellt die auf diese Weise generierten Lösungen zur Umsetzung der vom Versuchsaufbau umzusetzenden Funktionen in einem Ordnungsschema strukturiert dar.

Zur Umsetzung der Funktion „Kräfte messen“ kann die Verwendung eines elektronischen Kraftsensors als eindeutige Lösung aufgeführt werden. Ein solcher lässt sich relativ einfach in einen Versuchsaufbau integrieren und kann ohne großen Investitionsaufwand sehr genaue Messungen liefern. Zusätzlich liegen als Ergebnis der Messungen quantitative Ergebnisse vor, die sich sehr leicht auswerten lassen. Zur Bestimmung der Lage kann analog die Verwendung eines Lagesensors aufgeführt werden. Zu dieser Lösung wird durch die optische Lageüberwachung eine Alternative aufgeführt. Diese lässt sich sehr einfach in das System integrieren, da das benötigte Bildmaterial durch die Videodokumentation der Versuche zur Verfügung stünde, würde jedoch komplexe Auswertungen nötig machen. Vergleichbar ließe sich die Kinematik durch die Verwendung von Sensoren, die wirkende Beschleunigungen und Winkelbeschleunigungen sehr genau wahrnehmen, erfassen oder abweichend durch die rechnerische Auswertung der Lageveränderung bestimmen.

Tabelle 2: Ordnungsschema der Validierungskonzepte

Lösung / Funktion	1	2	3	4	
Reaktionskräfte messen	 Elektr. Kraftsensor	....			
Lage bestimmen	 Lagesensor	 Optische Lageüberwachung	....		
Kinematik erfassen	 Beschleunigungs-sensoren	 Auswertung der Lageveränderung	....		
Entfaltungsprozess aufzeichnen	 Videoanalyse	 Videoanalyse mit Targetverfolgung	 Laserscanner	 Ultraschallsensor	....

Um den Entfaltungsprozess der Struktur näher untersuchen zu können, ist zunächst die Verwendung von Videoanalysen nahliegend. Deren Genauigkeit und Aussagekraft kann über die Implementierung der Verfolgung kleiner Zielpunkte, sogenannter Targets, erhöht werden. Ebenso wäre eine Untersuchung über andere optische Sensorsysteme wie beispielsweise einen Laserscanner oder durch Messsysteme auf Basis anderer elektromagnetischer oder akustischer Wellen, wie zum Beispiel einen Ultraschallsensor, denkbar. Durch diese Systeme könnte die Oberfläche der Membran auf Basis der jeweils zugrundeliegenden Wellenart abgetastet und der zeitliche Verlauf der Änderung dieser analysiert werden. Bei dem aufgeführten Laserscanner wird eine Oberfläche dazu rasterartig überstrichen, um diese zu vermessen. Durch einen Ultraschallsensor könnte dies, wie bei einem hochauflösenden Unterwasser-Sonar, durch das spezifische Reflektionsmuster der auf die Membran treffenden Ultraschallwellen erfolgen.

Um das geforderte Validierungskonzept für den Versuchsaufbau zu generieren, müssen einzelne Lösungsvarianten zu einer Gesamtlösung verknüpft werden. Da die aufgeführten Lösungsvarianten der einzelnen Funktionen beliebig miteinander kombinierbar sind, kann auf die Zusammenstellung verschiedener zu bewertender Gesamtlösungen verzichtet und über die Auswahl der einzelnen Lösungen eine ideale Gesamtlösungen zusammengestellt werden.

Die Bestimmung der einzelnen auszuwählenden Lösungsvarianten soll durch eine Bewertung anhand ausschlaggebender Kriterien durchgeführt werden. Zur Ermittlung dieser werden sowohl technische als auch wirtschaftlich Bewertungskriterien in Betracht gezogen und die für die durchzuführenden Untersuchungen relevanten ausgewählt. Somit werden hier die Kriterien

- Genauigkeit
- Integrierbarkeit
- Auswertungsaufwand
- Anschaffungskosten
- Betriebskosten

zur Bewertung der einzelnen Lösungsvarianten betrachtet.

Da diese Kriterien von unterschiedlicher Bedeutung für den betrachteten Fall sind, wird für eine sinnvolle Bewertung eine Gewichtung benötigt. Dazu wird in Tabelle 3 in einer Präferenzmatrix eine Rangfolge nach Bedeutung ermittelt. Dazu werden die verschiedenen Bewertungskriterien aufgelistet und paarweise sämtlichen anderen Kriterien gegenübergestellt. Ist das betrachtete Kriterium als wichtiger einzustufen als das ihm gegenübergestellte, wird es mit einem „+“, andernfalls mit einem „-“ markiert. Aus der Anzahl der gesammelten Positivbewertungen je Kriterium kann somit eine Rangfolge der Kriterien aufgestellt werden.

Auf Grundlage dieser erstellten Rangfolge kann eine Kriteriengewichtung ermittelt werden, mit der die unterschiedlichen Einflüsse berücksichtigt werden können. Unter Zuhilfenahme dieser Gewichtungen kann die Bewertung der Lösungsvarianten erfolgen. Tabelle 4 stellt die Bewertung der jeweiligen Lösungsvarianten gegliedert nach den zugehörigen umzusetzenden Funktionen dar.

Tabelle 3: Präferenzmatrix der Bewertungskriterien

Bewertungskriterien	Genauigkeit	Integrierbarkeit	Auswertungsaufwand	Anschaffungskosten	Betriebskosten	Anzahl der „+“	Rangfolge der Kriterien
Genauigkeit		+	+	+	+	4	1
Integrierbarkeit	-		-	+	+	2	3
Auswertungsaufwand	-	+		+	+	3	2
Anschaffungskosten	-	-	-		-	0	5
Betriebskosten	-	-	-	+		1	4

Tabelle 4: Bewertungsschema

Funktion	Kriterium	Genauigkeit	Integrierbarkeit	Auswertungsaufwand	Kosten Anschaffung	Kosten Betrieb	Summe
		Lösung	Gewichtung	0,3	0,2	0,25	
Lage bestimmen	Lagesensor gew. Punkte	4	3	4	2	4	
		1,2	0,6	1	0,2	0,6	<b>3,6</b>
	Optische Lageüberwachung gew. Punkte	2	4	2	4	4	
		0,6	0,8	0,5	0,4	0,6	2,9
Kinematik erfassen	Beschleunigungssensoren gew. Punkte	4	3	4	2	4	
		1,2	0,6	1	0,2	0,6	<b>3,6</b>
	Auswertung der Lageveränderung gew. Punkte	3	4	2	4	4	
		0,9	0,8	0,5	0,4	0,6	3,2
Entfaltungsprozess aufzeichnen	Videoanalyse gew. Punkte	1	4	4	4	4	
		0,3	0,8	1	0,4	0,6	3,1
	Videoanalyse mit Targetverfolgung gew. Punkte	3	4	3	4	4	
		0,9	0,8	0,75	0,4	0,6	<b>3,45</b>
	Laserscanner gew. Punkte	4	2	3	1	2	
		1,2	0,4	0,75	0,1	0,3	2,75
Ultraschallsensor gew. Punkte	3	2	3	2	2		
	0,9	0,4	0,75	0,2	0,3	2,55	

Die Bewertung der Lösungsvarianten erfolgt auf der Grundlage der Vergabe von Punkten auf einer Skala von eins bis vier. Dabei werden positive Eigenschaften durch hohe Punktzahlen gewürdigt. Kriterien, die sich auf Aufwand oder Kosten beziehen, sind naturgemäß bei geringer Ausprägung positiv zu bewerten. Nach der Gewichtung der erreichten Punktzahlen, können die Zahlenwerte für jedes Lösungsprinzip zu einem Gesamtergebnis summiert werden und diese untereinander verglichen werden.

Durch die Auswahl und Kombination der idealen Lösungsvarianten steht nun eine Prinziplösung zur Verfügung, um die vom Versuchsaufbau umzusetzenden Funktionen umzusetzen und somit die Funktionalität des zu untersuchenden Entfaltungskonzepts validieren zu können. Zur Untersuchung der Rückwirkungen des Entfaltungsprozesses wird neben dem zu integrierenden Kraftsensor als mechanische Messgröße also eine Kombination aus Lagesensor und verschiedenen Beschleunigungssensoren angestrebt, da diese relativ einfach zu integrieren sind und einen hohen Informationsgewinn versprechen. Als Werkzeug zur Überwachung des Entfaltungsverhaltens wird die Videoanalyse mit Targetverfolgung gewählt, da eine Videoaufzeichnung leicht zu realisieren ist, sich diese Methode sehr gut mit der optischen Dokumentation der Experimente vereinen lässt und über die Targetverfolgung die gewünschte Genauigkeit sichergestellt werden kann.

---

Im weiteren Verlauf wird die Entwicklung und Fertigung eines Demonstrators zur Entfaltung der betrachteten entfaltbaren Struktur sowie eines Teststandes für die Umsetzung von Experimenten im Rahmen der geplanten Parabelflugkampagne vorgestellt. In diesem Zusammenhang wird auf die Implementierung des hier generierten Validierungskonzepts eingegangen.

---

## 4 Feingestaltung und Fertigung eines Demonstrators

Wie bereits zuvor beschrieben, wird für die geplanten Experimente ein Demonstrator benötigt, der die wandelbare Membran aufnehmen und entfalten lassen kann. Bei der Entwicklung dieses Demonstrators wird auf den in Kapitel 2.4 beschriebenen CubeSat Standard zurückgegriffen, da sich dieser Standard im Besonderen dafür eignet, Raumfahrttechnologien zu demonstrieren, die für Kleinsatelliten vorgesehen sind und nur ein begrenztes Investitionsvolumen rechtfertigen, da ihre Umsetzbarkeit nicht final geklärt ist. Ebenso können sich so die beschriebenen Vorteile im Forschungsumfeld, wie die Übertragbarkeit von Teilsystemen bestehender CubeSats, zu Nutze gemacht werden. Des Weiteren liegt es nah, die Grundstruktur am Aufbau des De-Orbit Sail Satelliten aus Abschnitt 2.5 anzulehnen, da sich dieser bereits als Demonstrator auf CubeSat Basis bewährt hat und sich so der Entwicklungsaufwand erheblich reduzieren lässt. In Anlehnung an den bionischen Ursprung der einsetzbaren wandelbaren Membran wird der zu entwickelnde Demonstrator im weiteren Verlauf auch als WingSat bezeichnet.

Zur Definition der für die Gestaltung des WingSat benötigten Grundlagen können ebenfalls Hilfsmittel des methodischen Entwickelns und Konstruierens angewandt werden. Somit werden neben den Anforderungen an die wandelbare Struktur aus Kapitel 3.1 auch Anforderungen an den Demonstrator formuliert. Des Weiteren wird in diesem Abschnitt der Aufbau des gestalteten WingSat sowie Elemente mit besonderem Stellenwert für diese Arbeit wie der Türmechanismus mit verschiedenen Dämpfungssystemen und die Integration des Kamerasystems vorgestellt. Abschließend wird auf die Fertigung des WingSat eingegangen und das Resultat präsentiert.

### 4.1 Anforderungen an den WingSat

Bei der Generierung der Anforderungen an den WingSat sind verschiedene Randbedingungen zu berücksichtigen. Zu diesen zählen neben dem zugrundeliegenden CubeSat Standard unter anderem die Anforderungen an die wandelbare Struktur, die hergeleiteten Validierungskonzepte, Richtlinien, die durch den Anbieter des Parabellfluges gestellt werden, sowie Vorgaben seitens des DLR. Die auf diese Weise generierten Anforderungen an den WingSat werden nach Merkmalen kategorisiert durch Tabelle 5 wiedergegeben. Zusätzlich werden auch diese Anforderungen in Abhängigkeit von ihrer Bedeutung nach Forderungen (F) und Wünschen (W) aufgeteilt.

Die Geometrie des WingSat betreffend ist neben der Forderung nach einer CubeSat-konformen Dimensionierung wünschenswert, dass der Demonstrator möglichst klein ausfällt, also maximal die Größe von zwei CubeSat Einheiten aufweist. Der Aufbau des WingSat soll modular sein und wie das Vorbild des De-Orbit Sail Satelliten auf der Nutzung von aufklappenden Türen oder vergleichbaren Konstrukten basieren. Zusätzlich wird ein Mechanismus benötigt, der das Freisetzen der Membran einleitet. Ebenso wird gefordert, dass der WingSat das Gewicht von 10kg nicht überschreiten darf, um die Obergrenze für fliegende Objekte nicht zu überschreiten. Die Gewichtsbeschränkung aus dem CubeSat Standard bleibt in diesem Zusammenhang unberücksichtigt, da es sich um einen Demonstrator handelt, der für Bodenversuche und Experimente in Parabellflügen optimiert ist und nicht für einen Start in den Weltraum ausgelegt sein muss. Auch ist es nötig, das Speichermedium, auf das die durch die Experimente anfallenden Daten geschrieben werden, jederzeit, also auch im montierten Zustand, erreichen zu können. Zudem ist es wünschenswert, dass zumindest die strukturellen Elemente des WingSat aus Aluminiumlegierungen bestehen, um eine ausreichende Stabilität sicherzustellen, aber gleichzeitig auch eine hinreichend gute Bearbeitbarkeit in der Entwicklungsphase zu gewährleisten. Sie müssen jedoch in jedem Fall eine geringe Dichte aufweisen und dabei korrosionsbeständig und duktil sein.

Tabelle 5: Anforderungsliste - WingSat

Merkmal	Nr.	Anforderung	F/W
Geometrie	1.1	CubeSat-konforme Dimension: 10 cm x 10 cm x 11,35 · n cm	F
	1.2	Maximal 2U CubeSat: 10 cm x 10 cm x 22,7 cm	W
Aufbau	2.1	Modularer Aufbau	F
	2.2	Nutzung von Türen (Klappen oder ähnlich)	F
	2.3	Membranmodul aufnehmen können	F
	2.4	Mechanismus zur Freisetzung der Membran	F
	2.5	Maximal zugelassenes Gewicht 10kg für fliegende Objekte	F
	2.6	Zugang zu Speichermedium im montierten Zustand	F
Material	3.1	geringe Dichte, korrosionsbeständig und duktil	F
	3.2	Aluminiumlegierungen	W
Energie	4.1	Li-Ionen Akkumulatoren nicht zulässig	F
	4.2	Alter der Batterie kleiner 3 Jahre	F
	4.3	Aufladen von Akkus im Einsatz nicht zulässig	F
	4.4	Kabellose Energiebereitstellung	F
Signal	5.1	Arduino Nutzung	F
	5.2	Kameraintegration	F
	5.3	Integration von Beschleunigungssensoren	F
	5.4	Synchronisation der Kameraaufnahme und Sensoren durch LED Lichter	F
	5.5	Lokale Datenspeicherung auf SD Karte	F
	5.6	Datenübertragung über Bluetooth	W
Kontrolle	6.1	Fernsteuerung der Entfaltung über Bluetooth	F
Sicherheit	7.1	Die Struktur muss den Sturz aus 2 Meter Höhe auf Matten unter ein 1g überstehen	F
	7.2	Mindestens CE Zertifizierung der genutzten elektronischen Bauteile	W
	7.3	Polsterung freiliegender Kanten	F
Montage	8.1	Nutzung üblicher Werkzeuge	F
	8.2	Entfaltungsmodul leicht austauschbar	F
Transport	9.1	Gesicherte Lagerung während des Transports	F

---

Besonders Experimente mit freischwebendem WingSat sind ein wichtiger Bestandteil der geplanten Parabelflugkampagne. Somit ist eine kabellose Energieversorgung des Systems unerlässlich. Durch den Anbieter des Parabelfluges ist weder das Nachladen von Akkumulatoren während des Fluges noch die Verwendung von Lithium-Ionen-Zellen gestattet, wenn diese Stößen ausgesetzt werden können. Daher wird ein ausreichend großer Akkublock auf anderer Technologiebasis benötigt. Ebenfalls durch den Parabelfluganbieter ergibt sich die Anforderung, dass Akkumulatoren jeglicher Art ein Alter von 3 Jahren nicht überschreiten dürfen.

Die elektrische Signalverarbeitung im WingSat soll sowohl software- als auch hardwareseitig auf Grundlage der Physical-Computing-Plattform Arduino aufgebaut sein. In diese ist die benötigte Beschleunigungssensorik zu integrieren. Zusätzlich wird ein Kamerasystem, welches die Membranentfaltung aufzeichnet, benötigt. Um das so erzeugte Bildmaterial mit den Messwerten der Sensorik in Verbindung bringen zu können, bedarf es einer Möglichkeit zur Synchronisation. Dies soll hier erreicht werden, indem die Kameras durch LEDs ausgegebene Signale aufzeichnen, die so das Bildmaterial mit Zeitstempeln versehen. Neben der geforderten lokalen Datenspeicherung auf einer SD Karte ist es wünschenswert, auch während der Experimente auf eine Datenübertragung über Bluetooth zurückgreifen zu können. Zur Kontrolle des WingSat wird gefordert, dass die Steuerung der Entfaltung per Fernzugriff über Bluetooth erfolgt, damit so die Beeinflussung der Experimente durch manuelle Bedienvorgänge vermieden wird.

Um einen sicheren Betrieb des Demonstrators zu gewährleisten, muss dessen Struktur den Sturz aus 2 Meter Höhe unter 1g überstehen. Dabei ist den Bedingungen während des Parabelfluges entsprechend, die Wahl eines gepolsterten Untergrundes zulässig. Ebenso soll nach Möglichkeit mindestens eine CE Zertifizierung der genutzten elektronischen Bauteile angestrebt werden, um das Risiko eines Ausfalls des Systems sowie die Gefährdung von Besatzungsmitgliedern und Experimentatoren möglichst gering zu halten. Zu diesem Zweck müssen für den Parabelflug auch sämtliche freiliegenden Kanten gepolstert werden. Dies ist für den WingSat im Besonderen von Bedeutung, da Experimente in freischwebendem Zustand geplant sind und bei dem erreichten Level von Mikrogravitation ein Driften des WingSat in Relation zum Flugzeug nicht ausgeschlossen werden kann.

Der WingSat ist insgesamt so zu entwerfen, dass bei der Montage nur übliches Werkzeug benötigt wird und das aus Wing und Hub bestehende Wing-Modul leicht austauschbar ist. Auf diese Weise sollen komplexe Montageprozesse umgangen werden, die eine effiziente Nutzung der zur Verfügung stehenden Versuchszeit verhindern. Letztlich ist noch eine gesicherte Lagerung bei sämtlichen Transportwegen vorgeschrieben, um eine Beschädigung des Demonstrators durch die Transportbedingungen zu verhindern.

Mithilfe dieser hergeleiteten Anforderungen kann die Struktur des WingSat mit sämtlichen zu integrierenden Teilsystemen abgeleitet werden. Im folgenden Abschnitt wird auf diesen Ausbau im Detail eingegangen.

## **4.2 Aufbau des WingSat**

Der Aufbau des WingSat beruht neben den zuvor beschriebenen Anforderungen vor allem auf dem CubeSat Standard, dem Vorbild des De-Orbit Sail Satelliten sowie einem durch das DLR zur Verfügung gestellten Prototypen. Der unter Berücksichtigung dieser Elemente ausgestaltete WingSat kann in Abbildung 20 in Form einer CAD Darstellung betrachtet werden.

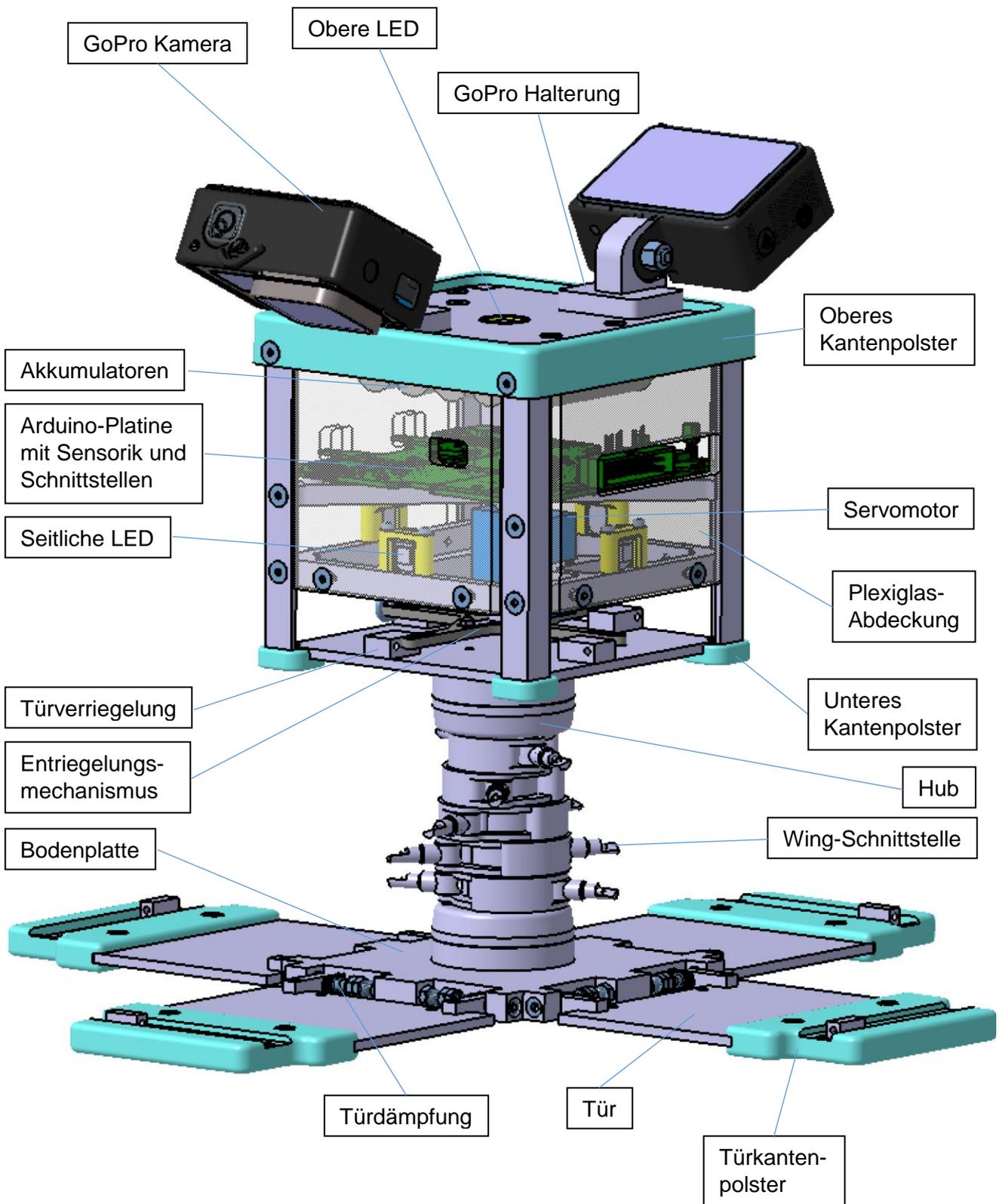


Abbildung 20: Aufbau des WingSat

---

Wie zuvor in den Anforderungen als Wunsch formuliert wurde, ist der WingSat als 2U CubeSat umgesetzt und ist somit in zwei Segmente untergliedert. Die obere Unit stellt das Elektronikmodul die untere Unit den Container für das Wing-Modul dar. Auf dem oberen Modul ist zusätzlich und vom CubeSat Standard abweichend das Kamerasystem zur Überwachung der Membranentfaltung positioniert. Auf dieses System sowie die spezielle Schnittstelle zum WingSat wird in Kapitel 0 im Detail eingegangen.

Das Elektronikmodul beinhaltet als Kernelement die Arduino-Platine, die für die gesamte Datenverarbeitung zuständig ist und zusätzlich sämtliche Schnittstellen, manuelle Bedienelemente und die benötigte Sensorik über eine inertielle Messeinheit bereitstellt. Zur Energieversorgung des Systems ist an der Deckelplatte des WingSat ein aus fünf Nickel-Metallhydrid Akkumulatoren bestehender Akkublock befestigt. Auf diese Weise kann er, sobald die in ihm gespeicherte Energie aufgebraucht ist, einfach nach Lösen der Befestigungsschrauben, zusammen mit der oberen Platte entnommen und daraufhin geladen werden. Auch die LEDs zur Synchronisation des Videomaterials sind im oberen Modul angesiedelt. Damit die durch die LEDs ausgegebenen Signale aus möglichst jedem Blickwinkel wahrgenommen werden können, sind vier LEDs an den Seitenwänden des WingSat angeordnet und eine zusätzliche fünfte LED auf der WingSat-Oberseite positioniert.

Im Elektronikmodul ist ebenfalls der Mechanismus zur Verriegelung und Entriegelung der Türen des WingSat angeordnet. Dazu befindet sich in zentraler Position ein Servomotor, der die Verriegelung und Entriegelung der Türen über ein Drehkreuz und an diesem befestigte Stifte übernimmt. Zum Schutz der verbauten Elemente sind die Seitenflächen des Elektronikmoduls mit Plexiglasscheiben abgedeckt. Diese werden durch Ausschnitte für die Schnittstellen sowie Speicher- und Bedienelemente unterbrochen. Durch die Wahl von Plexiglas als Material ist die Betrachtung der Synchronisations-LEDs und der Status LEDs der Arduino-Platine auch ohne weitere Ausschnitte für diese möglich.

Das untere Modul ist für die Aufnahme der selbstentfaltenden Membran ausgelegt. Zu diesem Zweck ist die Bodenplatte des WingSat über ein Rohr mit dem Elektronikmodul verbunden. Dieses wird von dem Hub umfasst, welcher die Schnittstellen zur Aufnahme der tragenden Struktur der Membran bereitstellt. An der Bodenplatte sind die vier durch Federkraft betriebenen Türen gelagert. Diese sind in Abbildung 20 in ihrer entspannten Lage dargestellt. Werden sie nach oben geschwenkt, wird potentielle Energie in Schenkelfedern gespeichert, die nach Entriegelung die Energie zur Türöffnung wieder bereitstellen. Schwenken die Türen über die abgebildete Lage nach unten hinaus, bremsen die Schenkelfedern sie wieder ab.

Türen, die in ihren Anschlag schlagen und lange nachschwingen, können, besonders bei leichtem zeitlichem Versatz der Öffnungsbewegungen der gegenüberliegenden Türen, sehr leicht dazu führen, dass sich die Impulse der Türen nicht ausgleichen und so der gesamte WingSat in sich schwingt oder in Rotation versetzt wird. Daher wird die Türöffnung durch einen speziellen Dämpfungsmechanismus begleitet, der dafür sorgt, dass die Türen sanft in ihre Endlagen fahren und so die Rückwirkungen auf den WingSat möglichst gering gehalten werden. Auf diese Türdämpfung wird im folgenden Kapitel im Detail eingegangen.

Die Bodenplatte lässt sich über eine zentrale Schraube lösen und das Wing-Modul sich so sehr leicht austauschen. Dabei wird bei der Montage durch Formschlusskonturen eine exakte Positionierung von Elektronikmodul, Hub und Bodenplatte zueinander erreicht.

Zusetzt sind auch die benötigten Polsterungen der freiliegenden Kanten an Ober- und Unterseite des Elektronikmoduls sowie den Außenkanten der Türen in Abbildung 20 dargestellt. Die Eckenpolsterungen der Bodenplatte finden hier übersichtlichkeitshalber keine Berücksichtigung.

### 4.3 Türdämpfungssysteme

Wie zuvor hergeleitet wurde, wird ein Türdämpfungssystem benötigt, um eine kontrollierte Öffnung der WingSat-Türen sicherstellen zu können. Durch die Verwendung des WingSat unter verschiedenen Gravitationseinflüssen ist auch der Türmechanismus unterschiedlichen Bedingungen ausgesetzt. Aus diesem Grund und auch wegen des zu erwartenden Einlaufverhalten und Verschleiß durch häufiges Auslösen der Türen, muss das Dämpfungssystem zwingend über eine Einstelloption verfügen, die eine Anpassung der Dämpfung an die vorliegenden Bedingungen ermöglicht. Eine einfache Möglichkeit, in diesem Anwendungsfall Dämpfung zu generieren, ist ein definiertes Reibverhalten zwischen Türen und Bodenplatte zu erzeugen und somit über Dissipation Energie aus dem System zu nehmen. Dieser Ansatz wird im Weiteren verfolgt und zwei auf diesem Prinzip beruhende Konzepte vorgestellt.

Da Reibung zwischen Aluminiumbauteilen die Gefahr der Kaltverschweißung birgt, ist diese Kombination von Reibpartnern für Weltraumanwendungen nicht zulässig. Daher wird ein zusätzliches Element benötigt, das die Aluminiumbauteile voneinander separiert. Zu diesem Zweck hat sich Iglidur® als zertifizierter Kunststoff für Weltraumanwendungen etabliert, da er ein gutes Reibverhalten aufweist und sich Produkte gut mittels additiver Fertigungsverfahren erstellen lassen.

Eine einfache Option das während der Türöffnung dämpfende Reibmoment anzupassen, stellt die Verwendung von Biegebalken dar. In Abbildung 21 kann ein auf diesem Prinzip beruhendes Konzept betrachtet werden. Bei diesem lässt sich über eine Einstellschraube, welche auf den abgebildeten Biegebalken drückt, eine variable Kraft auf diesen ausüben. Unter diesem Einfluss wird der Balken, welcher sich frei über die vordere, als Achse fungierende Schraube bewegen kann, gebogen und auf diese Weise die Flächenpressung zwischen der Iglidur® Gleitscheibe und dem Türscharnier erhöht. Neben der für die Türöffnung zuständigen Schenkelfeder ist noch eine Sicherungsmutter abgebildet, die ein Lösen der Schraube durch die Verwendung als Achse verhindert.

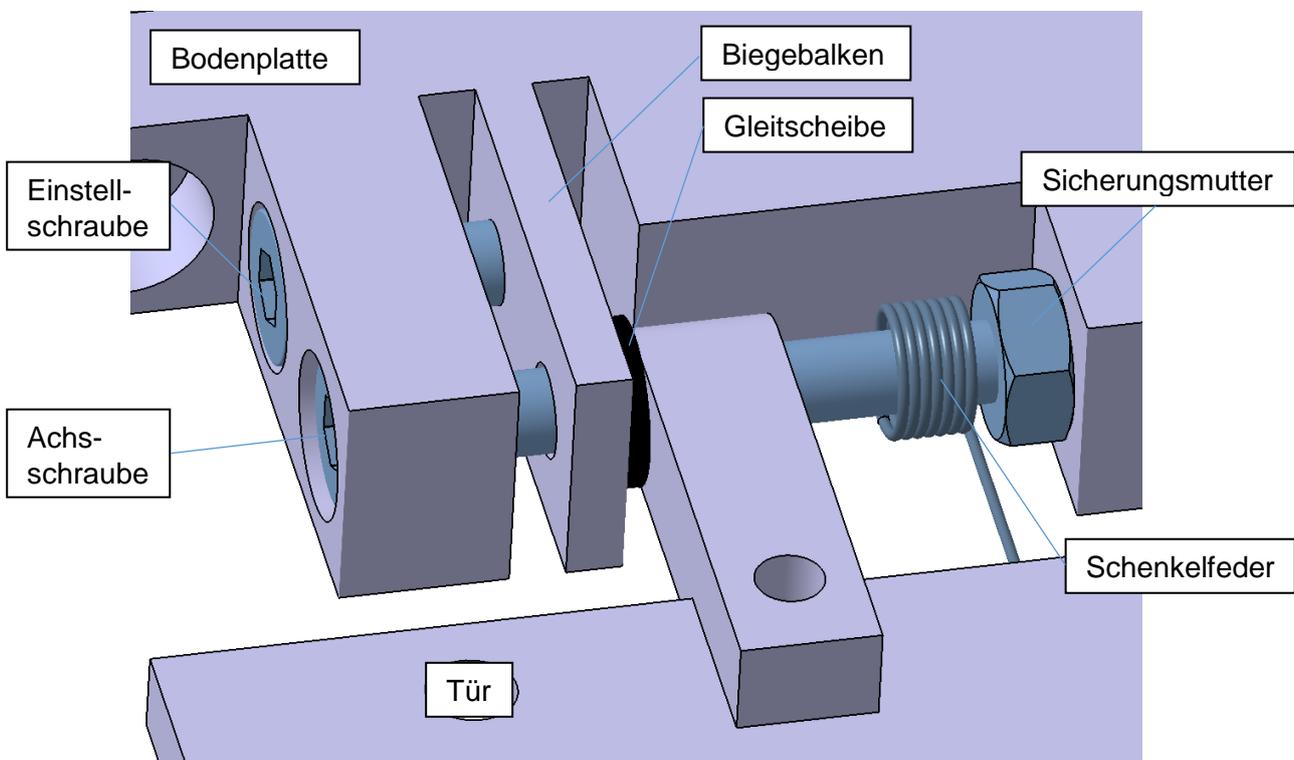


Abbildung 21: Türdämpfung mit Biegebalken und Iglidur® Gleitscheibe

Ein Ansatz, dieses Konzept zu optimieren, ist die Überlegung, das Reibmoment über den Öffnungswinkel der Türen zu erhöhen. Dies verspricht den Vorteil gegenüber der vorgestellten Variante, dass bei gleichbleibend gutem Dämpfungsverhalten in der Endlage der Türen die Haftreibung bei Entriegelung der Türen geringer ausfällt. Somit können die Schenkelfedern, welche die Türen öffnen, schwächer gewählt werden und es ist weniger Energie im System, die auf den WingSat rückwirken kann.

Zur Herleitung verschiedener Möglichkeiten, das Reibmoment über den Öffnungswinkel zu beeinflussen, ist es sinnvoll, die verschiedenen Einflussfaktoren zu identifizieren. In diesem Sinne kann das wirkende vektorielle Reibmoment  $\vec{M}_R$  nach den Regeln der klassischen Mechanik mit

$$\vec{M}_R = \vec{r} \times \vec{F}_R \quad (1)$$

in Abhängigkeit vom Ortsvektor  $\vec{r}$  und der vektoriellen Reibkraft  $\vec{F}_R$  bestimmt werden. In Kombination mit der Berücksichtigung des Coulombschen Reibungsgesetzes, das die Reibkraft  $F_R$  mit

$$F_R = \mu \cdot F_N \quad (2)$$

als Produkt von Reibungskoeffizienten  $\mu$  und Normalkraft  $F_N$  beschreibt, kann das Reibmoment  $M_R$  unter der Voraussetzung, dass die Reibkraft normal zu ihrem Hebelarm wirkt, betragsmäßig durch

$$M_R = \mu \cdot F_N \cdot r \quad (3)$$

berechnet werden. Zur Erhöhung des Reibmoments  $M_R$  über den Öffnungswinkel der Türen stehen also, unter der Annahme eines konstanten Reibungskoeffizienten  $\mu$ , zwei Möglichkeiten zur Verfügung. Einerseits kann eine Vergrößerung der zwischen den Reibpartnern wirkenden Normalkraft  $F_N$  angestrebt werden. Alternativ führt auch die Erhöhung des Hebelarms  $r$  der wirkenden Reibkraft zu dem gewünschten Ergebnis. Dies kann zum Beispiel durch die Vergrößerung der Reibfläche mit dem Öffnungswinkel erreicht werden, da so der effektive Hebelarm der wirkenden Reibkraft größer wird.

Die Erhöhung der zwischen den Reibpartnern wirkenden Normalkraft lässt sich beispielsweise über Reibpartner mit schraubenförmigen Oberflächengeometrien realisieren. Aufgrund der dadurch nötigen Verdrehsicherungen der Reibpartner und des geringen zur Verfügung stehenden Bauraums in dem hier betrachteten Fall wird diese Variante jedoch zu Gunsten der einfacher umzusetzenden Option der Flächenvergrößerung nicht näher betrachtet.

Diese Flächenveränderung lässt sich über die Verwendung eines Gleitelements spezieller Form realisieren. Abbildung 22 zeigt den Querschnitt des in dieser Arbeit verwendeten Elements und stellt zur Verdeutlichung zwei Zustände mit unterschiedlich großem effektivem Hebelarm dar.

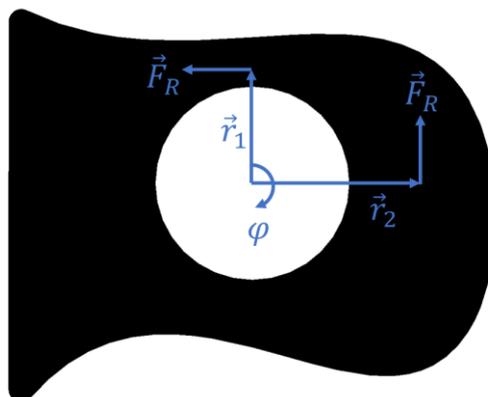


Abbildung 22: Optimiertes Iglidur® Gleitelement

Ein auf diesem Gleitelement basierendes Dämpfungskonzept wird in Abbildung 23 dargestellt. Das Gleitelement ist auf der Innenseite des Türscharniers angeordnet. Eine zusätzliche Gleitscheibe auf der Außenseite verhindert den Kontakt der Aluminiumbauteile infolge extremer Belastungsfälle, ist jedoch im Regelfall nicht an der Dämpfung der Türöffnung beteiligt. Die benötigte Normalkraft auf das Gleitelement wird durch eine Spiralfeder aufgebracht, welche durch das Anziehen einer Mutter auf der Schraube, die auch als Achse der Tür fungiert, gestaucht wird. Auf diese Weise ist auch die Einstellbarkeit der Kraft gewährleistet. Diese Art der Kraftaufbringung bietet die zusätzlichen Vorteile, dass die Feder das Einlaufverhalten und spätere Verschleißerscheinungen der Reibpartner zu großen Teilen kompensieren kann und dass die aufgebrachte Federkraft über die Bestimmung des Federweges ermittelt werden kann. Diese Information kann zur Optimierung des Konzeptes oder bei der Entwicklung potentieller Nachfolgekonstruktionen herangezogen werden.

Es stehen also zwei vielversprechende Konzepte zur Dämpfung der Türen zur Verfügung, die jeweils verschiedene Vorteile in sich vereinen. Aus diesem Grund wird auf eine frühzeitige Festlegung auf eine der Varianten verzichtet und beide Konzepte werden weiterverfolgt. Zu diesem Zweck werden die jeweiligen Dämpfungsverhalten anhand von Prototypen in Kapitel 6 experimentell näher untersucht.

Aufgrund der dynamischen Belastung, der verschiedenen Winkelabhängigkeiten der wirkenden Momente und vor allem wegen der durch die spezielle Form des Gleitelements mathematisch schwierig zu beschreibende Änderung des Hebelarms über den Öffnungswinkel stellt die Bestimmung der genau benötigten Federkräfte keinen trivialen Sachverhalt dar. Eine Lösung dieser Problematik durch umfangreiche Berechnungen oder die Durchführung aufwendiger Simulationen steht dabei einem geringen finanziellen Aufwand durch die Beschaffung von Federn verschiedener Stärken gegenüber. Somit kann die Auslegung der benötigten Federn iterativ erfolgen.

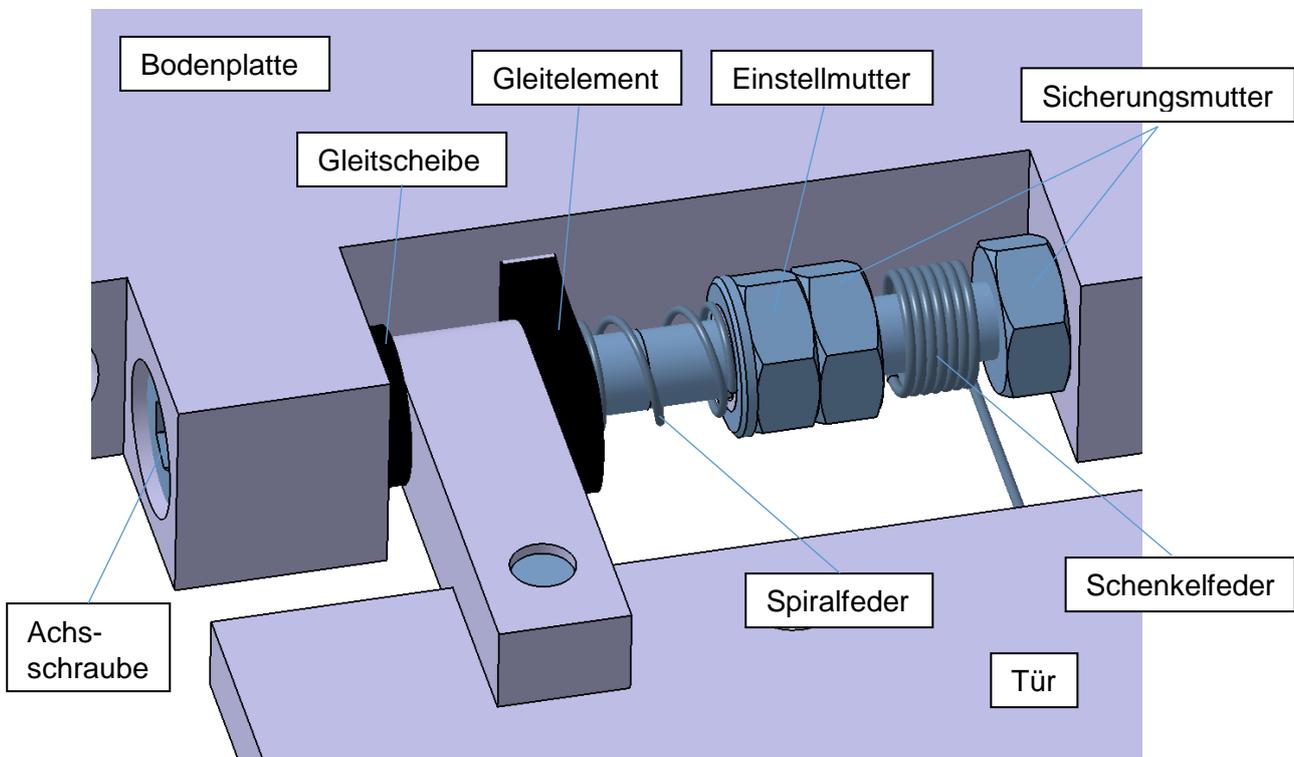


Abbildung 23: Türdämpfung mit Spiralfeder und optimiertem Iglidur® Gleitelement

## 4.4 Einbindung des Kamerasystems

Nach Anforderungen aus Kapitel 4.1 wird ein Kamerasystem benötigt, welches die Entfaltung der Membran überwacht. Dazu bedarf es robuster Kameras, die sich sehr leicht in Versuchsaufbauten integrieren lassen und dabei durch ein Weitwinkelobjektiv Aufnahme großer Bereiche bei geringem Abstand zulassen sowie hohe Bildwiederholraten bei guter Bildauflösung bieten. Zur Erstellung solcher Aufnahmen haben sich Kameras der Marke GoPro, neben der weiten Verbreitung im privaten Bereich auch im wissenschaftlichen Kontext bewährt, weil sie genau diese Vorteile in sich vereinen. Da der begrenzte Bauraum des WingSat keine Kameras dieser Dimension im Inneren zulässt, muss auf die Positionierung auf der Oberseite des WingSat ausgewichen werden. Um nahezu die gesamte Membranfläche zu erfassen, werden zwei Kameras auf gegenüberliegenden Seiten des WinSat benötigt. Die genaue Anordnung der beiden Kameras kann Abbildung 20 entnommen werden.

Die Standardhalterungen der GoPro Kameras ermöglichen eine stufenlose Verstellung des Blickwinkels. Eine Fixierung erfolgt lediglich über das Anziehen einer Rändelschraube. Dies stellt im Regelfall einen nützlichen Mehrwert dar, ist in dem hier betrachteten Fall jedoch kontraproduktiv, da eine unbeabsichtigte Verstellung des Blickwinkels durch äußere Krafteinwirkung die Ergebnisse der Experimente gefährden kann. Diese Gefahr kann über die Gestaltung einer speziellen Halterung umgangen werden, die den Blickwinkel genau festlegt, wodurch der größte Teil der Membranhälfte sowie die Synchronisierungs-LED unterhalb der Kamera am Elektronikmodul sicher erfasst werden.

Abbildung 24 zeigt die gestaltete Halterung, welche auf dem WingSat montiert ist und die GoPro im genau richtigen Winkel fixiert. Für die Materialwahl der Halterung können die gleichen Anforderungen wie für die tragende Struktur des WingSat selber herangezogen werden. Es wird also eine Fertigung aus Aluminium angestrebt, um das Versagen bei Belastung möglichst zu umgehen.

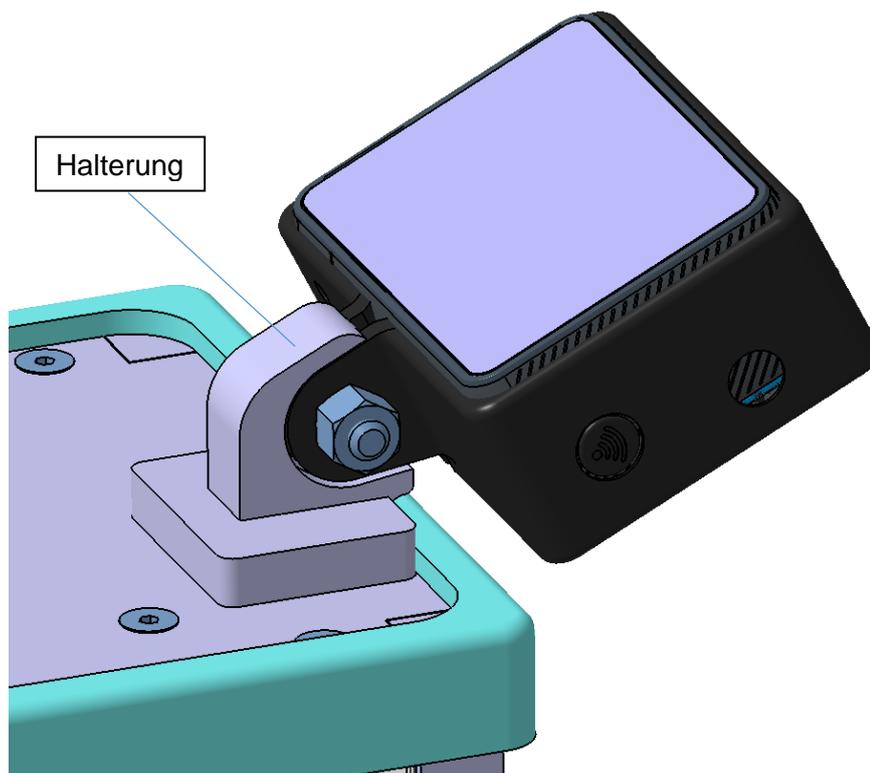


Abbildung 24: Fixierung der GoPro Kamera auf dem WingSat mit der gestalteten Halterung

---

## 4.5 Fertigung des WingSat

Aufbauend auf den Ergebnissen der vorherigen Kapitel kann die Fertigung des WingSat vorgenommen werden. Da die Grundstruktur des WingSat aus Aluminium gefertigt werden soll, ist für diese Bauteile die fertigungsgerechte Gestaltung für spanende Fertigungsverfahren zu berücksichtigen. Ebenso wird eine modulare Bauweise angestrebt, um die nötigen Fertigungsschritte und den Verschchnitt von Material möglichst gering zu halten. Da die Montage grundlegend auf der Verschraubung von Bauteilen beruht, sind die nötigen Bohrungen und Gewinde ebenfalls einzuplanen. Insgesamt ist dabei eine montagegerechte Gestaltung einzuhalten.

Die Fertigung der nicht strukturellen Bauteile, zu denen die weichen Kantenabdeckungen sowie die LED-Halterungen und Hub Teile zählen, kann mittels additiver Fertigung im 3D-Druck Verfahren erfolgen. Um die dämpfenden Eigenschaften der Kantenabdeckungen zu gewährleisten, wird mit thermoplastischem Polyurethan (TPU) ein weiches Material zur Fertigung verwendet. Zusätzlich kann ihre Nachgiebigkeit durch verschiedene Druckparameter, wie beispielsweise dem Füllgrad der Bauteile, beeinflusst werden.

Abbildung 25 zeigt den montierten WingSat mit sämtlicher innerer Elektronik sowie den Vorbereitungen für die Kameramontage. Ebenfalls können die transparenten Plexiglasscheiben, welche das Elektronikmodul umschließen, und die in weiß gehaltenen weichen Kantenpolster betrachtet werden. Ein Überblick der zum Aufbau des WingSat erstellten Fertigungszeichnungen der Aluminiumbestandteile ist im Anhang gegeben.



Abbildung 25: Montierter WingSat

---

## 5 Feingestaltung und Fertigung eines Prüfstandes

Neben dem vorgestellten Demonstrator zur Membranentfaltung wird für den zu erstellenden Versuchsaufbau zur Validierung der Funktionsweise der selbstentfaltenden Membran ein Prüfstand benötigt. Dieser soll die Systeme zur Steuerung und zur Datenerfassung über die Sensorik und Kameras strukturiert und auch bei Schwerelosigkeit zuverlässig bereitstellen können. Zusätzlich wird, wie in Kapitel 3.3 erläutert wurde, eine feste Einspannmöglichkeit für den WingSat benötigt, um im Rahmen der Experimente die Reaktionskräfte gegen ein festes Auflager messen und so die Rückwirkungen durch den Entfaltungsprozess der Membran und die Aktivitäten des Demonstrators näher untersuchen zu können.

Die Gestaltung und Auslegung des Prüfstandes erfolgt auf Basis der an diesen gestellten Anforderungen, entlang enger Richtlinien und bewährter Strukturen die durch den Anbieter des Parabelluges vorgegeben werden, sowie anhand der zu integrierenden Elemente. Zur Darstellung des gestalteten Prüfstandes wird in diesem Abschnitt zunächst, nach der Klärung der vorliegenden Anforderungen, dessen Aufbau vorgestellt und auf die Auslegung des Grundgerüsts für die Bedingungen des Parabelluges genauer eingegangen. Darauf aufbauend erfolgt die Einbindung der Sensorik und der Steuerungskomponenten sowie die Kalibrierung der Sensorik. Abschließend wird auf die Fertigung des Prüfstandes und die Erstellung der Software zur Steuerung und Datenerfassung während der Experimente näher eingegangen.

### 5.1 Anforderungen an den Prüfstand

Neben den bereits zu Beginn dieses Kapitels aufgeführten Anforderungen an den Prüfstand resultieren weitere aus der Projektplanung der Parabellugkampagne, den geplanten Experimenten und den Vorgaben des Flugunternehmens. Sämtliche relevanten Forderungen und Wünsche sind in Tabelle 6 strukturiert aufgeführt.

Die Geometrie des Prüfstandes betreffend muss dieser so realisiert werden, dass die Bodenplatte mit dem Schienensystem im Flugzeug kompatibel ist. Diese Schienen sind im Abstand von 503 mm angeordnet und bieten ihrer Länge nach alle 25,4 mm eine Möglichkeit zur Verschraubung. Die Grundfläche des Prüfstandes darf die Maße von 1,5 m x 0,8 m nicht überschreiten, um das Verladen von ihm in das Flugzeug zu ermöglichen. Zusätzlich ist es wünschenswert, dass die Fläche möglichst kompakt ausfällt, da nur beschränkt Platz im Flugzeug vorhanden ist. Der Aufbau muss aus einer Grundstruktur hoher Festigkeit bestehen, wie es in Kapitel 5.3 beschrieben wird, und Platz für den WingSat, alle weiteren Messapparaturen, die Stromversorgung sowie den Laptop zum Aufzeichnen der Messdaten und Steuern des Versuchstands bieten.

Alle Bauteile sowie Aufbauten müssen sicher befestigt werden, um die Einsetzbarkeit ohne Schwerkrafteinfluss zu gewährleisten. Ebenso wird aber auch berücksichtigt, dass der Prüfstand neben seiner Eignung für den Parabellug selbst auch für Bodenversuche ausgelegt sein muss, die erste Ergebnisse liefern und die Qualifikation des Versuchsaufbaus für die Parabellugexperimente verifizieren sollen.

Zur Generierung der benötigten Messergebnisse wird auf dem Prüfstand ein 3-Achs-Beschleunigungssensor als Referenz und ein 3-Achs-Kraftsensor an der Verbindung zum WingSat gefordert. Durch eine selbstzentrierende Schnellspannvorrichtung zur Befestigung des WingSat können reproduzierbare Messungen sichergestellt werden. Auf weitere Anforderungen aus Tabelle 6 wird in den folgenden Abschnitten näher eingegangen, die sich mit den betreffenden Bereichen des Prüfstands im Detail befassen.

Tabelle 6: Anforderungsliste - Prüfstand

Merkmal	Nr.	Anforderung	F/W
Geometrie	1.1	Kompatibilität mit der Schienenbefestigung des Flugzeugs <ul style="list-style-type: none"> <li>• Abstand in Flugrichtung: 503 mm</li> <li>• Abstand quer zur Flugrichtung: <math>25,4 \cdot n</math> mm</li> </ul>	F
	1.2	Grundfläche maximal 1,5 m x 0,8 m	F
	1.3	Möglichst kompakte Grundfläche < 1 m <sup>2</sup>	W
	1.4	Angenehme Arbeitshöhe 40 - 100 cm	W
Gewicht	2.1	Maximal zugelassenes Gewicht 200kg	F
Aufbau	3.1	Standard-Primärstruktur aus Strebenprofilen	F
	3.2	Platz für Prüfaufbau, Messapparaturen, Stromversorgung, Material und Laptop (Steuerung)	F
	3.3	Gesamtsystem als Einheit transportabel	F
	3.4	Eignung mit und ohne Gravitationseinfluss	F
Mechanik	4.1	Belastbarkeit der Grundstruktur durch Notlandeszenario: <ul style="list-style-type: none"> <li>• 9,0g in Flugrichtung</li> <li>• 7,3g in vertikaler Richtung und</li> <li>• 3,0g quer zur Flugrichtung</li> </ul>	F
Material	5.1	Standard-Strebenprofile aus Aluminium	F
	5.2	Frästeile aus Aluminiumlegierungen mit $R_m > 250$ MPa	F
	5.3	Schrauben mindestens Güteklasse 8.8	F
Energie	6.1	Energieversorgung über 230 V	F
	6.2	Spannungstransformatoren für Endgeräte	F
Elektronik	7.1	3-Achs-Kraftsensor zwischen Prüfstand und WingSat	F
	7.2	3-Achs-Referenzbeschleunigungssensor auf dem Prüfstand	F
	7.3	Datenerfassungssystem für Sensorik	F
	7.4	Laptop zur Datenaufzeichnung und Steuerung	F
Sicherheit	8.1	Mindestens CE Zertifizierung der genutzten Elektronik	W
	8.2	Polsterung freiliegender Kanten	F
	8.3	Schraubensicherung verwenden	F
Montage	9.1	Nutzung üblicher Werkzeuge	F
	9.2	Schnellspannvorrichtung für den WingSat	F
Transport	10.1	Feste Montage aller Elemente bei Transport und Parabelflug	F

## 5.2 Aufbau des Prüfstandes

Der Aufbau des Prüfstandes beruht grundlegend auf einem aus Profilen gefertigten Gerüst (siehe Kapitel 5.3), das als tragende Struktur dient. Aufbauend auf diesem bietet er die benötigten Flächen, auf denen alle für die Experimente notwendigen Komponenten angeordnet sind. Abbildung 26 zeigt den Aufbau des gesamten Prüfstandes in einer CAD Illustration.

Die Basis des Prüfstandes bildet eine massive Grundplatte, welche wie gefordert die Schnittstelle zwischen dem Prüfstand und dem Flugzeugboden darstellt. Auf dieser ist in zentraler Position das Grundgestell angeordnet. Durch dieses wird erreicht, dass das Versuchsobjekt und die Bedienelemente in einer für die Experimentatoren komfortablen Höhe positioniert werden können. Zusätzlich bietet sich so weiterer Raum innerhalb des Gestells, durch den die für das Experiment benötigte Grundfläche verringert werden kann. Auf diesem Grundgestell ist eine Ablageplatte positioniert, die alle Komponenten zur Durchführung der Experimente trägt. Sämtliche auf der Ablageplatte befestigten Komponenten werden als Nutzlast des Grundgerüsts kategorisiert. Diese ist für eine ideale Belastung möglichst gleichmäßig über die Fläche verteilt.

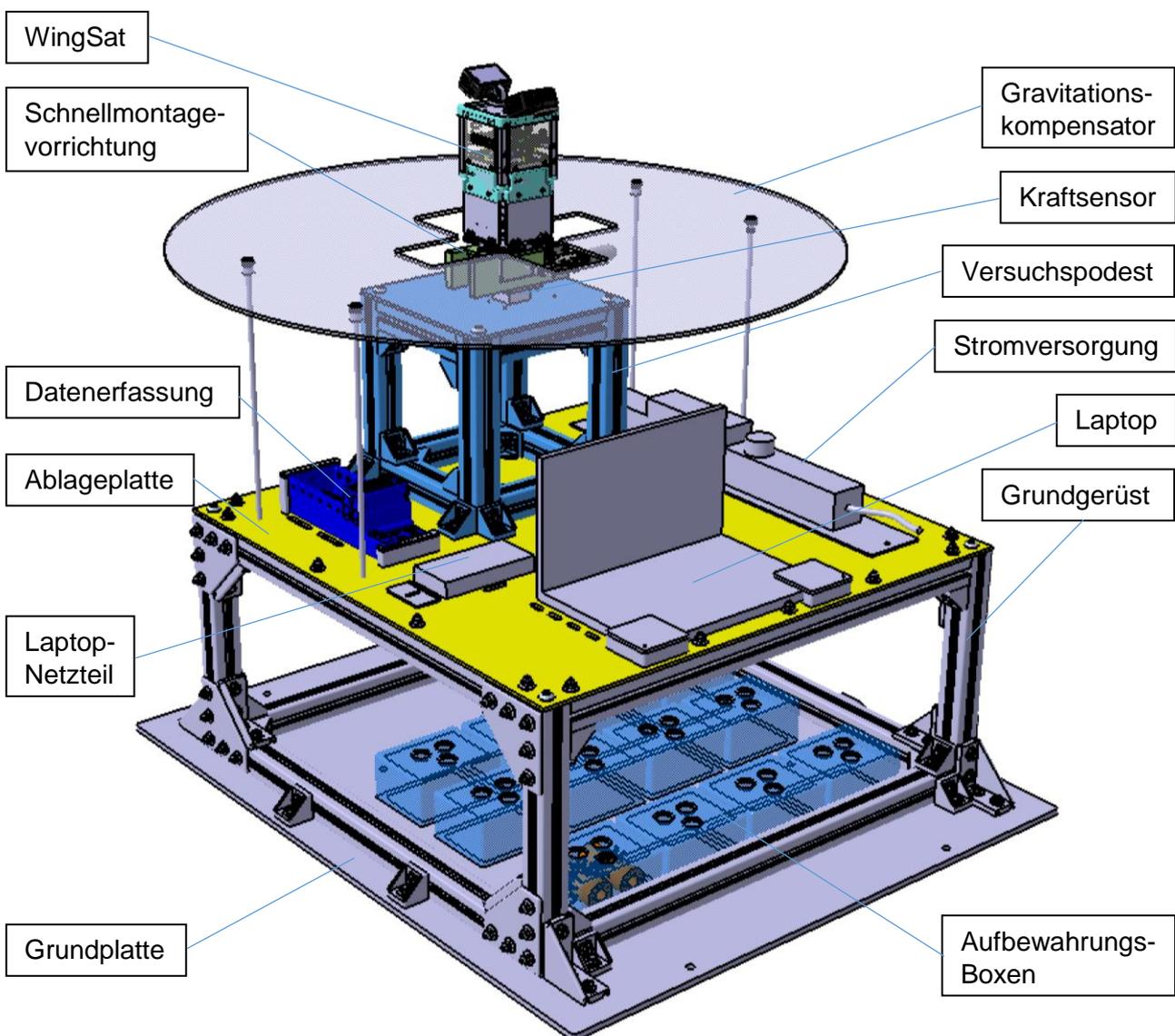


Abbildung 26: Aufbau des Prüfstandes mit montiertem WingSat

---

An oberster Position des Versuchsaufbaus lässt sich der in Kapitel 4 vorgestellte WingSat montieren, um Versuche zur Ermittlung der Reaktionskräfte durchführen zu können. Die Montage des WingSat erfolgt mithilfe einer selbstzentrierenden Schnellmontagevorrichtung. Diese komfortable und schnelle Art der Montage wird benötigt, da der WingSat zwischen den einzelnen Versuchsdurchläufen schnell demontiert und wieder montiert werden können muss, um die entfaltete Membran für den folgenden Durchgang gegen eine neue gefaltete Variante wechseln zu können. Das selbstzentrierende Verhalten stellt dabei die reproduzierbare Montage und Datenaufzeichnung sicher.

Um eine Behinderung der Membranentfaltung durch andere Aufbauelemente auf der Ablageplatte zu umgehen, wird über ein Versuchspodest ein Versatz zu dieser erzeugt, welches analog zum Grundgestell aus Profilen aufgebaut ist und auf der Oberseite von einer Platte abgeschlossen wird. Diese bietet die Grundlage für die Schnellmontagevorrichtung mit dem WingSat. Zwischen Platte und Schnellspannvorrichtung ist der benötigte 3-Achs-Kraftsensor angeordnet, auf den in Kapitel 5.4 im Detail eingegangen wird. An dieser Position ist dieser möglichst nah am WingSat positioniert, ohne eine unerwünschte Kabelverbindung zu diesem mit sich zu bringen.

Neben diesem Aufbau trägt die Ablageplatte des Grundgerüsts noch eine Stromversorgungsleiste und sämtliche Elektronik. Zu dieser zählen ein Datenerfassungssystem für die verbaute Sensorik und ein Laptop mit zugehörigem Netzteil zur Steuerung der Experimente und Aufzeichnung der generierten Daten. All diese Elemente sind über spezielle Halterungen an der Ablageplatte fixiert, damit diese ihre Position auch bei abweichenden Gravitationseinflüssen beibehalten.

Zusätzlich trägt die Ablageplatte eine Plexiglasscheibe, die von Gewindestangen getragen knapp unter der Entfaltungsebene der Membran um den WingSat herum angeordnet ist. Diese dient wie gefordert der Gravitationskompensation während der Bodenversuche unter Gravitationseinfluss und steht dabei als Stütze zur Verfügung, damit die für Schwerelosigkeit ausgelegte Membran unter Gravitationseinfluss nicht in die Aufbauten auf der Ablageplatte durchhängt. Um ein ungestörtes Öffnen der Türen zu gewährleisten, ist der mittige Ausschnitt der Scheibe an die Kontur der Türen angepasst. Nach erfolgreicher Durchführung der Bodenversuche wird dieser Aufbau demontiert, um den Prüfstand für die Parabelflugkampagne vorzubereiten. In diesem Zusammenhang sind auch alle scharfen Ecken und Kanten mit elastischen Schaumstoffpolsterungen zu versehen.

Die freie Fläche auf der Grundplatte innerhalb des Grundgerüsts wird für die Platzierung von Aufbewahrungsboxen verwendet. Diese sind zur Lagerung von Ersatzteilen und unentfalteten Membranen als Austauschversuchsproben vorgesehen. Für die Verwahrung der entfalteten Membranproben muss ein separates Behältnis bereitgestellt werden.

### **5.3 Entwurf und Festigkeitsnachweis des Grundgerüsts**

Das Grundgerüst des Prüfstandes basiert auf einer Standard-Primärkonstruktion aus Aluminium, die aus Strebenprofilen und Verbindungselementen der Firma Bosch Rexroth zusammengesetzt ist. Dies ist in Abbildung 27 dargestellt. Für diese Primärkonstruktion verschiedener Standardgrößen wurden durch ein zertifiziertes Luft- und Raumfahrtunternehmen Berechnungen zur Festigkeit durchgeführt. Dabei wird der maximale Belastungsfall eines Notladeszenarios als Grundlage für die wirkenden Beschleunigungen herangezogen. Durch eine spätere Einordnung der verwendeten Struktur in diese Berechnungen wird die Erfüllung der angeforderten Festigkeit gezeigt.

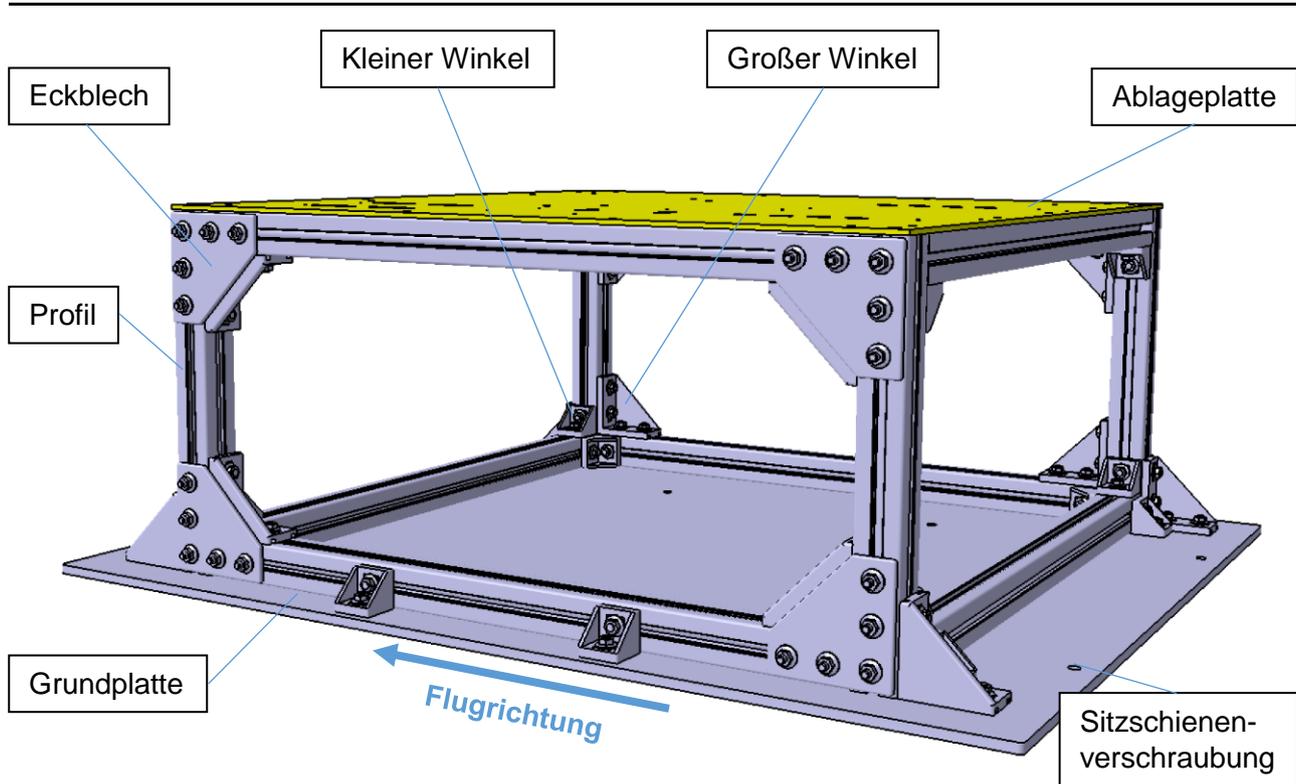


Abbildung 27: Grundgerüst des Prüfstandes

Eine Primärstruktur besteht aus aufrechten und horizontalen Profilen, welche die zwölf Kanten eines Quaders abbilden. Die vier Eckprofile tragen dabei die Last der oberen Aufbauten und müssen dazu, aus einem Stück bestehend, die komplette Höhe der Struktur durchlaufen. Die Profile werden durch passende Verbindungswinkel wie abgebildet miteinander verschraubt. Da in vertikaler Richtung und in Flugrichtung potentiell höhere Lasten zu erwarten sind als quer zur Flugrichtung, sind die für diese Belastungen relevanten Verbindungswinkel massiver ausgelegt. Zur weiteren Erhöhung der Belastbarkeit in diesen Richtungen sind die relevanten Ecken über die Verschraubung der Profile mit speziellen Eckblechen zusätzlich verstärkt.

Neben dieser Primärstruktur werden für das Grundgerüst bearbeitete Aluminiumplatten für die Grundplatte sowie die Ablageplatte benötigt. Die als Schnittstelle zum Flugzeug dienende Grundplatte muss dabei Möglichkeiten zu Verschraubung mit der Primärstruktur und dem Flugzeugboden bieten. Die Verbindung zu den aufliegenden Profilen wird dabei ebenfalls durch Verbindungswinkel realisiert. Dabei ist darauf zu achten, dass alle Profile trotz der Verbindung der Profile untereinander über einen separaten Kraftschluss zur Grundplatte verfügen. Die Auswahl der Größe der Winkel erfolgt wiederum anhand der Richtungsabhängigkeit der zu erwartenden Belastungen. Bei der Verschraubung der Winkel mit der Grundplatte ist zu berücksichtigen, dass über die Wahl von Senkkopfschrauben und profilgesenkter Bohrungen eine plane Auflagefläche der Grundplatte gewährleistet wird. Zusätzlich muss dabei trotz der Senkungen noch ausreichend Restplattendicke zu Verfügung stehen, um eine hinlängliche Festigkeit der Schraubenverbindung sicherzustellen.

Die Festlegung der Abmessungen des Prüfstandes erfolgt so nah wie möglich am experimentellen Bedarf. Je mehr Fläche die Primärstruktur zur Verfügung stellt, desto schwerer ist diese selber und umso geringer fällt die zulässige Nutzlast aus, bis das zulässige Gesamtgewicht des Versuchsaufbaus erreicht ist. Zusätzlich ist das maximal zulässige Nutzlastgewicht stark von der Höhe des Massenschwerpunktes der gesamten Struktur abhängig, da sich die Belastung der Struktur durch größere Hebelwirkungen wirkender Lasten entscheidend erhöht. Die Wahl der Größe

der Primärstruktur stellt daher einen Kompromiss zwischen der erreichbaren Tragfähigkeit, der gewünschten Höhe und dem Flächenbedarf dar, der auch einen gewissen Spielraum bieten muss, um alle notwendigen Komponenten sicher unterzubringen zu können.

Zur mechanischen Bewertung muss die Festigkeit der Grundstruktur nachgewiesen werden, um zu zeigen, dass diese bei den während des Parabelfluges zu erwartenden Belastungen nicht versagt. Als extremer Belastungsfall, der die stärksten auf die Struktur wirkenden zu überstehenden Lasten mit sich bringt, wird ein Notlandeszenario betrachtet. Bei diesem wird mit einer maximal wirkenden Beschleunigung von 9g in Flugrichtung, von 7,3g in vertikaler Richtung und von 3g quer zur Flugrichtung gerechnet. Um den Nachweis der Festigkeit durchführen zu können, wird, neben der tatsächlichen Geometrie der Primärstruktur das Gewicht der einzelnen Nutzlastkomponenten mit der genauen Position ihrer zugehörigen Massenschwerpunkte in Relation zur Basis der Primärstruktur benötigt. Aus diesen Informationen können die summierte Nutzlast und die Lage des Gesamtschwerpunktes bestimmt werden. Dabei werden nur Komponenten betrachtet, die aktiv an der Biegung der Primärstruktur beteiligt sind. Elemente, die auf der Grundplatte befestigt sind und im Falle einer Notlandung nicht durch die Primärstruktur gesichert werden, werden bei der mechanischen Bewertung des Prüfstandes nicht berücksichtigt.

Für verschiedene Dimensionen von Primärstrukturen stehen durch die geleisteten Berechnungen maximal zulässige Kombinationen von Gewicht der Nutzlast und Höhe des Massenschwerpunktes (CoG) der gesamten Struktur zur Verfügung. Abbildung 28 stellt den Grenzverlauf für die in dieser Arbeit betrachtete Größe der Primärstruktur von 800 mm x 800 mm mit verstärkenden Eckblechen unter Berücksichtigung eines angemessenen Sicherheitsfaktors dar. Für den hier betrachteten Prüfstand kann bei einem Gesamtgewicht der Nutzlast von 40 kg die Höhe des Massenschwerpunktes auf 45 cm bestimmt werden. Da dieser Belastungsfall des Prüfstandes (roter Punkt in der Abbildung) unterhalb der Kurve liegt, ist die mechanische Festigkeit der Primärstruktur für das betrachtete Notlandeszenario unter Einhaltung des Sicherheitsfaktors gewährleistet.

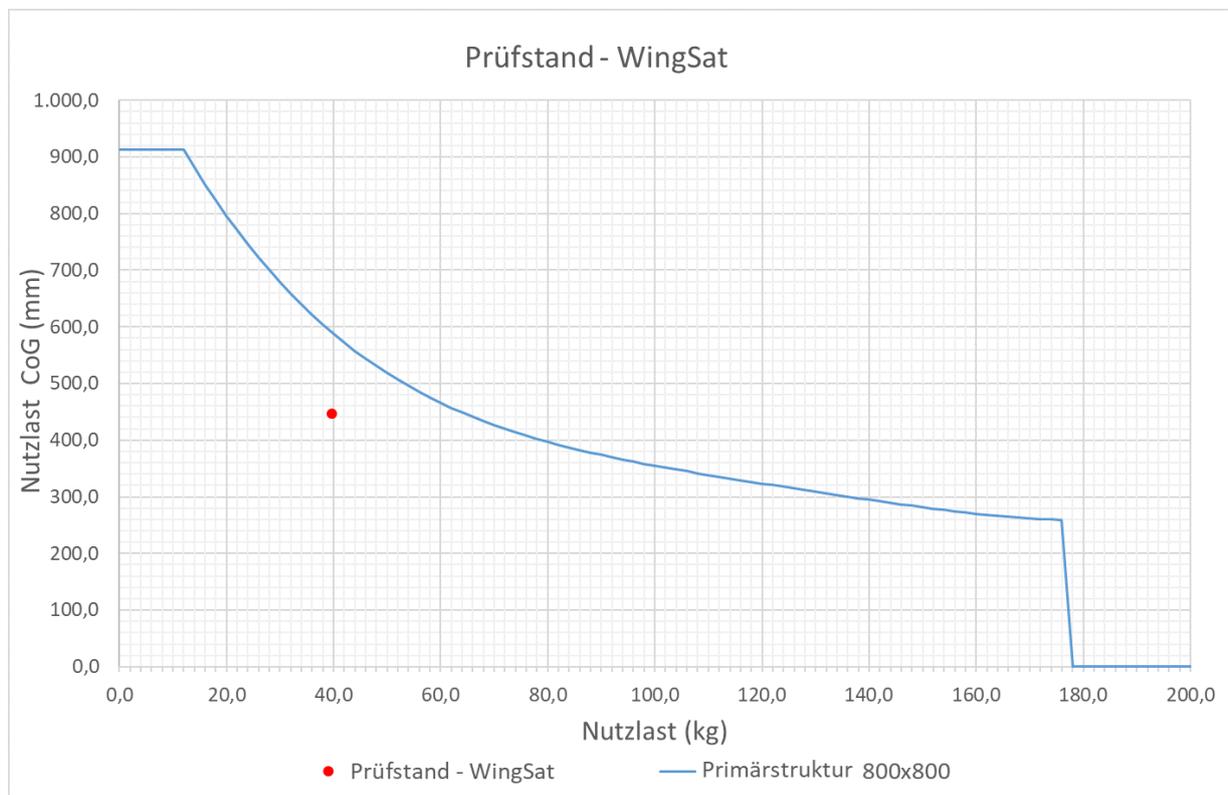


Abbildung 28: Festigkeitsnachweis Prüfstand mit Grenzverlauf und vorliegendem Belastungsfall (roter Punkt)

---

## 5.4 Einbindung der Sensorik und Steuerungselektronik

Für die Durchführung der geplanten Experimente nach den vorliegenden Vorgaben ist die benötigte Sensorik und Steuerungselektronik in den Versuchsaufbau zu integrieren. Nachdem Beschleunigungssensoren und Lagesensor sowie das Kamerasystem zur Auszeichnung der Membranentfaltung, wie in Kapitel 4 beschrieben, in den WingSat integriert wurden, ist sensorseitig noch der geforderte Kraftsensor im Prüfstand zu berücksichtigen. Zusätzlich ist es sinnvoll auch die auf den Prüfstand wirkenden Beschleunigungen erfassen zu können, um bei fester Montage des WingSat am Prüfstand eine Referenz zur Verfügung zu haben, die eindeutig zuordnet, welche Beschleunigungseinflüsse durch die Experimente verursacht wurden und welche ihren Ursprung in Umwelteinflüssen haben.

Da durch den Versuchsaufbau komplexe räumliche Bewegungen durchgeführt werden, können Kräfte und Beschleunigungen auch in allen drei räumlichen Dimensionen auftreten. Um diese erfassen zu können, werden somit ein 3-Achs-Kraftsensor und ein 3-Achs-Beschleunigungssensor benötigt.

Zur Vermessung der durch die Membranentfaltung und die Türen des WingSat ausgelösten Kräfte muss der 3-Achs-Kraftsensor zwischen WingSat und Prüfstand angeordnet sein. Da der Sensor fest verschraubt sein muss, aber der WingSat ohne Kabelanbindungen zu entnehmen sein soll, wird dafür die Position zwischen Prüfstand und Schnellmontagevorrichtung gewählt. Der Referenzbeschleunigungssensor wird auf der Oberseite des Versuchspodestes des Prüfstandes möglichst nah zum WingSat positioniert, um die von außen auf diesen ausgeübten Beschleunigungen möglichst realistisch erfassen zu können.

Bei der Auswahl der geforderten Sensoren sind neben physischen Auswahlkriterien, wie den zu erwartenden Kräften und Beschleunigungen sowie der benötigten Genauigkeit und der geplanten Montagevariante im Versuchsaufbau, vor allem die Kompatibilität mit der umgebenden Elektronik zu berücksichtigen. So hat sich im wissenschaftlichen wie auch im industriellen Umfeld die Datenerfassung mittels eines Systems und zugehöriger Software der National Instruments Corporation (NI) bewährt und wird daher für den Aufbau des Prüfstandes verwendet. Ein typischer Aufbau eines solchen Datenerfassungssystems, auch DAQ-System (Data Acquisition System) genannt, wird in Abbildung 29 dargestellt.



Abbildung 29: NI DAQ-System (National Instruments 2018)

---

Als kompatible Kraftsensoren eignen sich besonders solche Geräte, die die Kraftmessung auf Basis der Verknüpfung von Dehnmessstreifen mit dem Datenerfassungssystem zu Messbrückenschaltungen umsetzen. Auf diese Weise können präzise Messungen durchgeführt werden, da Dehnmessstreifen sehr empfindlich auf Verformungen mit der Änderung ihres elektrischen Widerstandes reagieren. Durch das zugrundeliegende proportionale Verhalten lässt sich, nach einer Kalibrierung der Messwerte, exakt von den an den Messbrücken anliegenden Spannungen auf die anliegenden Kräfte schließen. Auf diese Weise kann ein Sensor einen großen Messbereich anliegender Nennkräfte abdecken und trotzdem eine gute Empfindlichkeit gegen sehr kleine Kraftänderungen erreichen.

Einen solchen Kraftsensor stellt der in dieser Arbeit verwendete und in Abbildung 30 gezeigte 3-Achs-Kraftsensor K3D40 von ME-Meßsysteme mit einer Nennkraft von 50 N dar. Dieser hat mit einer Grundfläche von 40mm x 40mm und einer geringen Höhe von nur 20mm sehr kompakte Abmessungen und ist durch die Fertigung aus einer Aluminium-Legierung dabei mit 85 Gramm sehr leicht und trotzdem relativ robust. Er zeichnet sich durch das Erreichen einer hohen Genauigkeitsklasse von 0,5%, einem geringen Übersprechen der Achsen untereinander von 0,5 % des Vollausschlages und einen geringen Einfluss exzentrischer Krafteinleitung auf die Messungen von 0,5 % des Vollausschlages pro 2 Nm aus. Die Krafteinleitung erfolgt beidseitig über freigestellte Kontaktflächen mit je vier M3 Gewindebohrungen zur Verschraubung, weshalb die Integration in den Prüfstand sehr einfach zu realisieren ist.

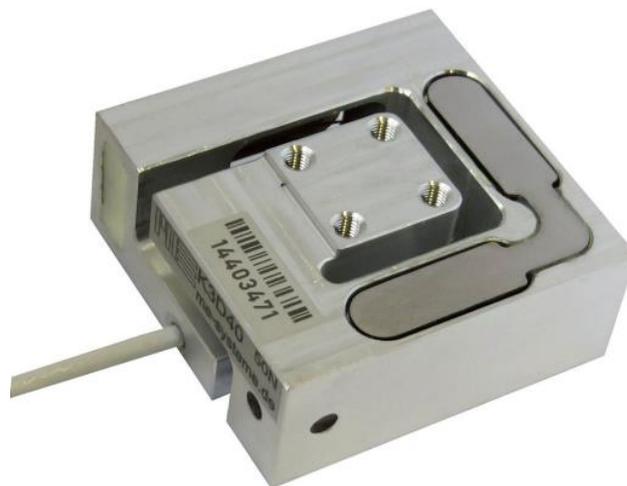


Abbildung 30: 3-Achs-Kraftsensor ME-Meßsysteme K3D40 (ME-Meßsysteme GmbH 2021)

Für eine hochauflösende Messung von Beschleunigungen kann auf ein kapazitives mikroelektromechanisches Sensorelement auf Siliziumbasis zurückgegriffen werden. Ein diese Technologie verwendendes Produkt stellt der 3-Achs-Beschleunigungssensor A3S 4030 von TE Connectivity aus Abbildung 31 dar. Dieser ist mit einem Grundrauschen von lediglich 600  $\mu\text{V}$  sehr rauscharm und deckt mit  $\pm 2$  g einen ausreichend großen Messbereich für die während des Parabelfluges zu erwartenden Beschleunigungen von  $\pm 1,8$  g ab, da extreme Belastungsfälle, wie eine Notlandung, messtechnisch nicht berücksichtigt werden müssen. Gleichzeitig ist er mit einem Schock-Limit von 2000 g jedoch sehr robust. Zur Verbindung mit dem DAQ-System bietet der Sensor, trotz mikroelektromechanischer Funktionsweise, ein aufbereitetes analoges Ausgangssignal. Da der Sensor über eine höhere Genauigkeitsklasse als der Onboard-Beschleunigungssensors des WingSat verfügt und die zu generierenden Daten als Referenz zu dessen Daten aufgezeichnet werden, ist dieser Sensor ausreichend genau und wird für den Aufbau des Prüfstandes verwendet.



Abbildung 31: 3-Achs-Beschleunigungssensor TE Connectivity A3S 4030 (ME-Meßsysteme GmbH 2021)

Insgesamt fallen also durch die Sensorik des WingSat, die auf diesem montierten Kameras und die Sensorik des Teststandes Daten an. Zur Aufzeichnung dieser Daten sowie zur Steuerung des Versuchsaufbaus ist ein Laptop ein zentraler Bestandteil des Prüfstandes. Um diese Aufgaben umsetzen zu können, verfügt dieser über eine kabelgebundene Verbindung zu dem Datenerfassungssystem und zusätzlich über eine kabellose, auf dem Bluetooth-Standard beruhende Kommunikationsverbindung zur WingSat-Platine. Diese Verbindung ist bidirektional und ermöglicht es so, dass den Experimentatoren neben der Übertragung der Daten, die durch die Sensorik des WingSat anfallen, die Möglichkeit geboten wird, den WingSat per Fernzugriff steuern zu können.

Abbildung 32 gibt eine Übersicht über die beschriebenen elektronischen Komponenten. Zusätzlich sind deren Verbindung zur Datenübertragung zueinander über Kabelverbindungen beziehungsweise Bluetooth-Standard schematisch gekennzeichnet.

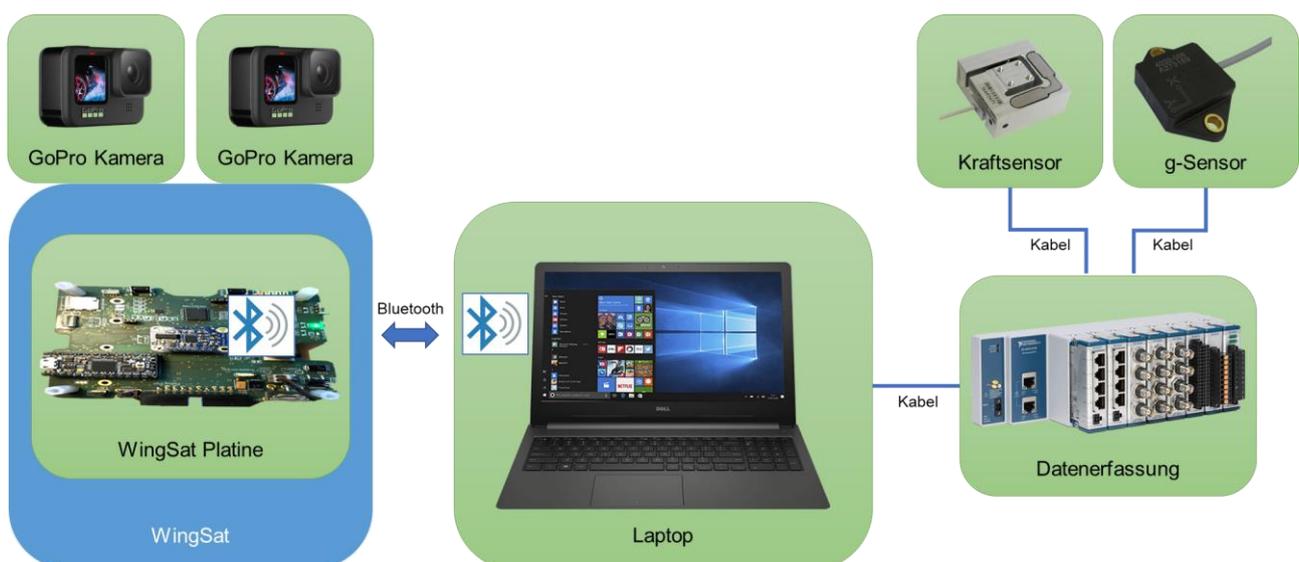


Abbildung 32: Elektrischer Verbindungsplan des Versuchsaufbaus

## 5.5 Fertigung des Prüfstandes

Die Fertigung des Prüfstandes erfolgt entlang des beschriebenen Aufbaus aus den Kapiteln 5.2 und 5.3. Das Grundgerüst ist exakt wie in der Festigkeitsbestimmung betrachtet aus Profilen und Verbindungselementen zu montieren. Alle Verbindungselemente werden dabei mit Hammerschrauben, die in die Strebenprofile greifen, und Bandmuttern von Bosch-Rexroth an der Struktur befestigt. Wie gefordert haben die Schrauben dabei mindestens die Festigkeitsklasse 8.8 zu erfüllen und bei der Herstellung der einzelnen Schraubenverbindungen Drehmomente von 25Nm aufgebracht zu werden. Um ein unkontrolliertes Lösen der Verbindungen zusätzlich zu erschweren, ist dabei mit Schraubensicherung zu arbeiten. Fest angezogene Schrauben sollten trotz dieser Maßnahmen markiert werden, um eine gelockerte Schraube leicht erkennen zu können. Bei der Fertigung der strukturellen Aluminiumteile, wie Bodenplatte, Eckbleche und Ablageplatte muss auf Material mit einer Zugfestigkeit  $R_m$  von mindestens 250 MPa zurückgegriffen werden, um auch innerhalb dieser Bauteile eine ausreichende Festigkeit sicherstellen zu können.

Abbildung 33 zeigt den für die Bodenversuche montierten Versuchsaufbau bestehend aus Prüfstand und WingSat. Auch die Elektronikkomponenten sind installiert und die zugehörige Verkabelung ist eingerichtet. Die selbstentfaltende Membran ist übersichtlichkeitshalber nicht Teil der Abbildung.

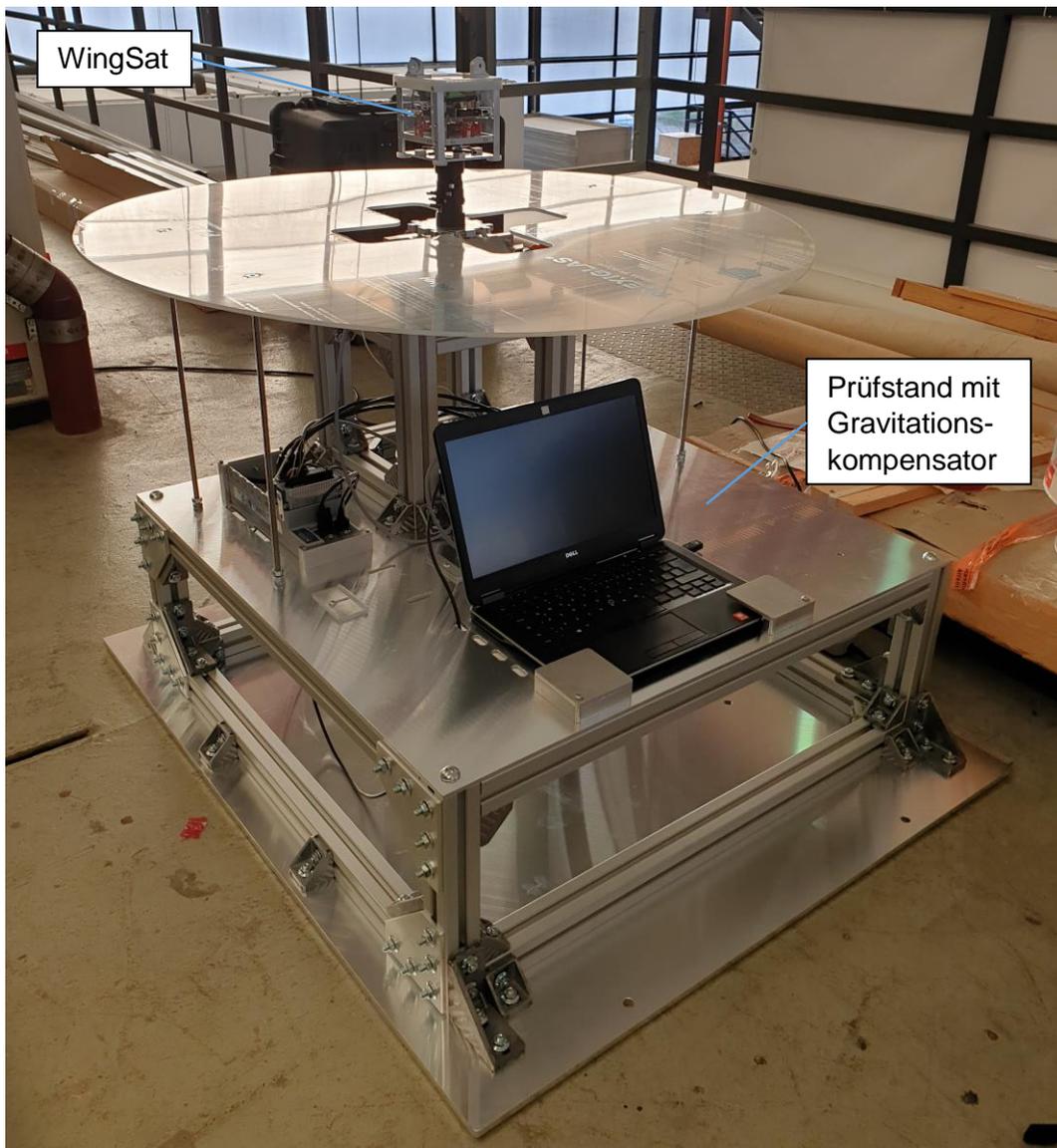


Abbildung 33: Montierter Versuchsaufbau mit Gravitationskompensator und WingSat

## 5.6 Kalibrierung der Sensorik

Um den an dem Datenerfassungssystem anliegenden Eingangsgrößen exakte Messwerte zuordnen zu können, muss eine Kalibrierung der Sensorik erfolgen. Grundsätzlich kann dies anhand der durch die Produzenten der Sensoren zur Verfügung gestellten Kalibrierprotokolle durchgeführt werden. Zusätzlich ist es jedoch sinnvoll, die Kalibrierung der Sensorik im eingebauten Zustand zu überprüfen. Für den Kraftsensor kann dies mittels sehr präziser Kalibriergewichte erfolgen. Werden die einzelnen Achsen des Sensors durch diese in Gravitationsrichtung belastet, muss durch den Sensor die entsprechende Kraft detektiert werden. Die Abdeckung des gesamten Messbereiches kann dabei durch die Wahl verschiedener Gewichtsabstufungen erfolgen. Um dabei statistische Validität zu gewährleisten, werden alle Messungen dreifach durchgeführt. Auf diese Weise konnte die Kalibrierung des montierten Kraftsensors im Rahmen der Genauigkeitsklasse des Sensors aus Kapitel 5.4 bestätigt werden. Abbildung 34 stellt den beschriebenen Prozess in einer umgebauten Konfiguration des Prüfstandes zur Kalibrierung einer horizontalen Achse des Kraftsensors dar. Ebenfalls konnte der geringe Einfluss der asymmetrischen Krafteinleitung aus Kapitel 5.4 durch zusätzliche Messungen validiert werden.

Zur Überprüfung der Kalibrierung des Beschleunigungssensors stehen die beiden statischen Zustände  $0g$  parallel zur Erdoberfläche und  $1g$  normal zur Erdoberfläche zur Verfügung. Nach der Überprüfung dieser statischen Kennwerte kann das Kalibrierprotokoll des Herstellers grundsätzlich als gegeben angesehen werden und auf eine zusätzliche, sehr aufwendige dynamische Kalibrierung verzichtet werden.

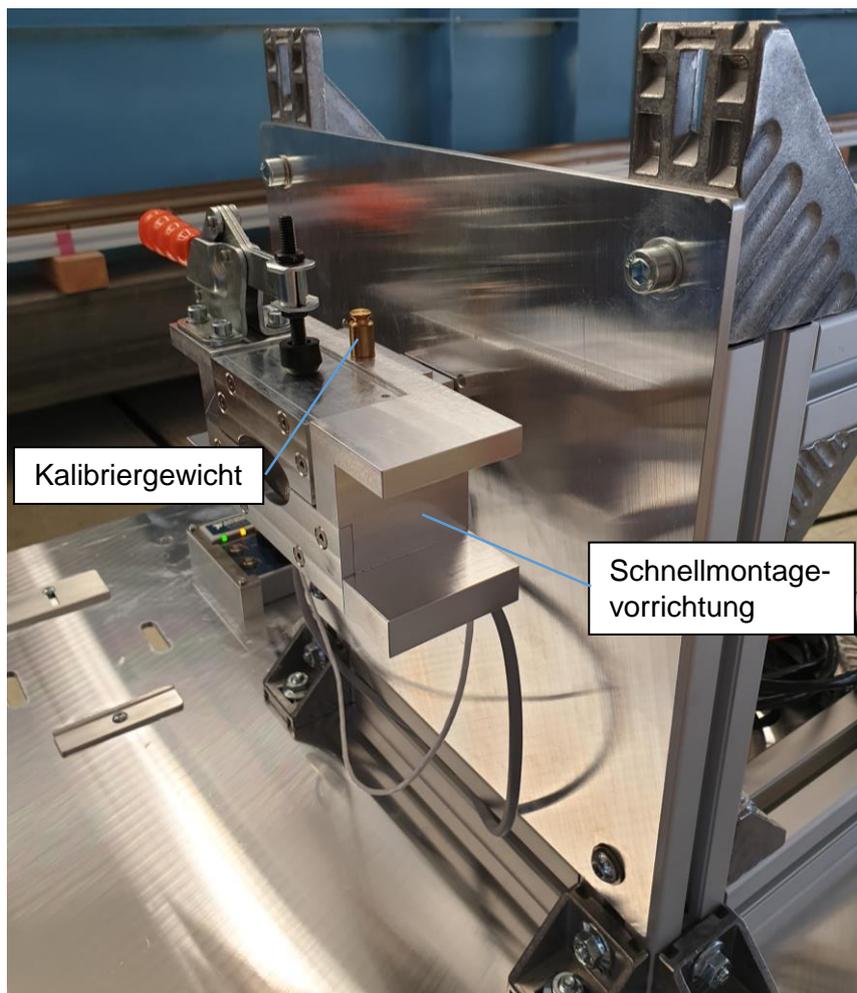


Abbildung 34: Kalibrierung einer horizontalen Achse des Kraftsensors mittels Kalibriergewichts

## 5.7 Bereitstellung der Teststandsoftware

Zur Erfassung und Aufzeichnung der Messdaten sowie der Steuerung des WingSat bietet sich die grafische Systementwicklungsoftware LabVIEW des Herstellers National Instruments an. Diese ermöglicht nicht nur die Ansteuerung verschiedenster Messgeräte über unterschiedliche Schnittstellen, sondern auch die Weiterverarbeitung von Daten in Echtzeit. So lassen sich komplexe Aufgaben, wie das gleichzeitige Abfragen verschiedener Zustände und Daten sowie das Senden von Steuerbefehlen über einen Bluetooth-Port bei gleichzeitiger Erfassung der über das DAQ-System bereitgestellten Messwerte realisieren.

Auf diese Weise kann eine Benutzeroberfläche erstellt und auf dem in den Teststand integrierten Laptop implementiert werden, über die sich neben der Steuerung der Experimente auch die Erfassung, Weiterverarbeitung und Speicherung der generierten Daten von Datenerfassungssystem und WingSat umsetzen lässt. Zusätzlich können die Messdaten in Echtzeit für die Experimentatoren visualisiert werden.

Abbildung 35 zeigt die beschriebene LabVIEW Oberfläche mit verschiedenen Schaltflächen zur Steuerung des WingSat und der Datenaufzeichnung sowie mehreren Anzeigefenstern zur Visualisierung der aktuell eingelesenen Daten. Eine größere Abbildung sowie eine Übersicht des zugrundeliegenden Blockdiagramms können in Anhang 2 eingesehen werden.

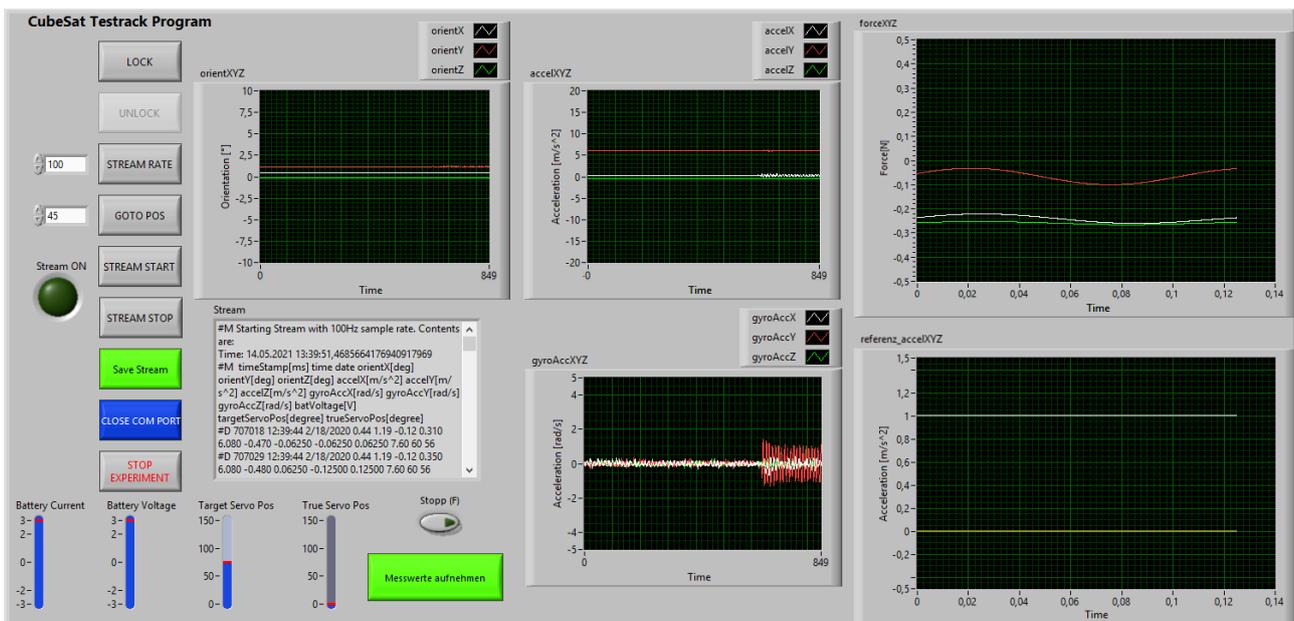


Abbildung 35: LabVIEW Bedienoberfläche zur Steuerung der Experimente und Datenaufzeichnung

---

## 6 Durchführung und Auswertung von Funktions- und Entfaltungsversuchen

Nach der Erstellung des Versuchsaufbaus aus Prüfstand und WingSat ist eine technische Umsetzung der geplanten Experimente möglich. Dazu werden jedoch weitere, vorgelagerte Versuchskampagnen benötigt, um die finalen Entfaltungsversuche vorzubereiten. Zunächst muss der genaue Aufbau des WingSat für die weiteren Experimente durch die Auswahl eines Türsystems bestimmt werden. Hierzu wird eine mechanische Bewertung der beiden in Kapitel 4.3 vorgestellten Türdämpfungssysteme benötigt. Nach der Auswahl eines der Systeme, müssen, bevor eine erste Untersuchung der Membranentfaltung in Bodenversuchen erfolgen kann, die Vermessungen der Türöffnung an sich erfolgen, um eine Referenz für die Untersuchung des Entfaltungsverhalten der zu untersuchenden Membran zur Verfügung zu haben.

Durch die erfolgreiche Durchführung aller Versuche soll ebenso die Eignung des ausgearbeiteten Versuchsaufbaus mit seinen Mechanismen, Sensoren, Kameras und dem Steuerungssystem nachgewiesen werden. Zusätzlich besteht ein weiteres Ziel darin, Messwerte aufzuzeichnen und auszuwerten, die als Referenz für die später in der Kurzzeitschwerelosigkeit erzeugten Daten dienen sollen. Im weiteren Verlauf wird auf die Planung der Versuchsdurchführung eingegangen und aufbauend auf den in den Versuchen erzeugten Daten die Auswertung der Experimente vollzogen.

### 6.1 Versuchsplanung

Zur erfolgreichen Durchführung der einzelnen Versuchskampagnen werden die erforderlichen Versuchsdurchläufe genau geplant. In den nächsten Kapiteln wird auf die drei Testkampagnen im Detail eingegangen und neben einer Beschreibung der genauen Versuchsaufbauten die Abläufe und erwarteten Ergebnisse vorgestellt.

#### 6.1.1 Erste Testkampagne – Vergleich der Türdämpfungssysteme

In der ersten Testkampagne soll das mechanische Verhalten zweier Prototypen von Türsystemen verglichen werden, in denen je eines der in Kapitel 4.3 vorgestellten Dämpfungssysteme realisiert wurde. Zu diesem Zweck wird, wie in Abbildung 36 dargestellt, der Prüfstand für diese Testkampagne so umgebaut, dass die Abschlussplatte des Versuchspodestes seitlich an diesem befestigt wird. Auf diese Weise wird erreicht, dass die vertikale Achse des auf dieser Platte montierten WingSat in die Horizontale kippt und somit auch die Drehachsen zweier Türen des WingSat um 90° rotieren und damit senkrecht im Raum angeordnet sind. Dies hat zur Folge, dass die Gewichtskräfte dieser beiden Türen nicht mehr, wie in der Konfiguration mit vertikalem WingSat, deren Öffnungsbewegungen unterstützen. Stattdessen wirkt die Gravitation durchgehend parallel zu den Rotationsachsen und hat lediglich den Einfluss, dass die beiden Reibpaarungen je Tür nicht exakt zu gleichen Teilen an der Energiedissipation beteiligt sind, da das untere Dämpfungssystem durch das Gewicht der Türen etwas stärker belastet und das obere System im Gegenzug etwas entlastet wird. Somit kann der Gravitationseinfluss größtenteils eliminiert und die Einsatzbedingungen in der Schwerelosigkeit gut simuliert werden. Für die anderen beiden Türen hätte die Positionierung zu Folge, dass die Öffnungsbewegung der unteren Tür sehr stark durch ihr Eigengewicht verstärkt werden würde und die obere Tür sich gegen die Gravitationsrichtung öffnen müsste. Da sich durch diese stark unterschiedlichen Bewegungen ihre Impulse nicht gegenseitig kompensieren würden, würden diese Türen die Aufzeichnung der Einflüsse der anderen beiden Türen stören und werden aus diesem Grund in dieser Konfiguration nicht montiert.

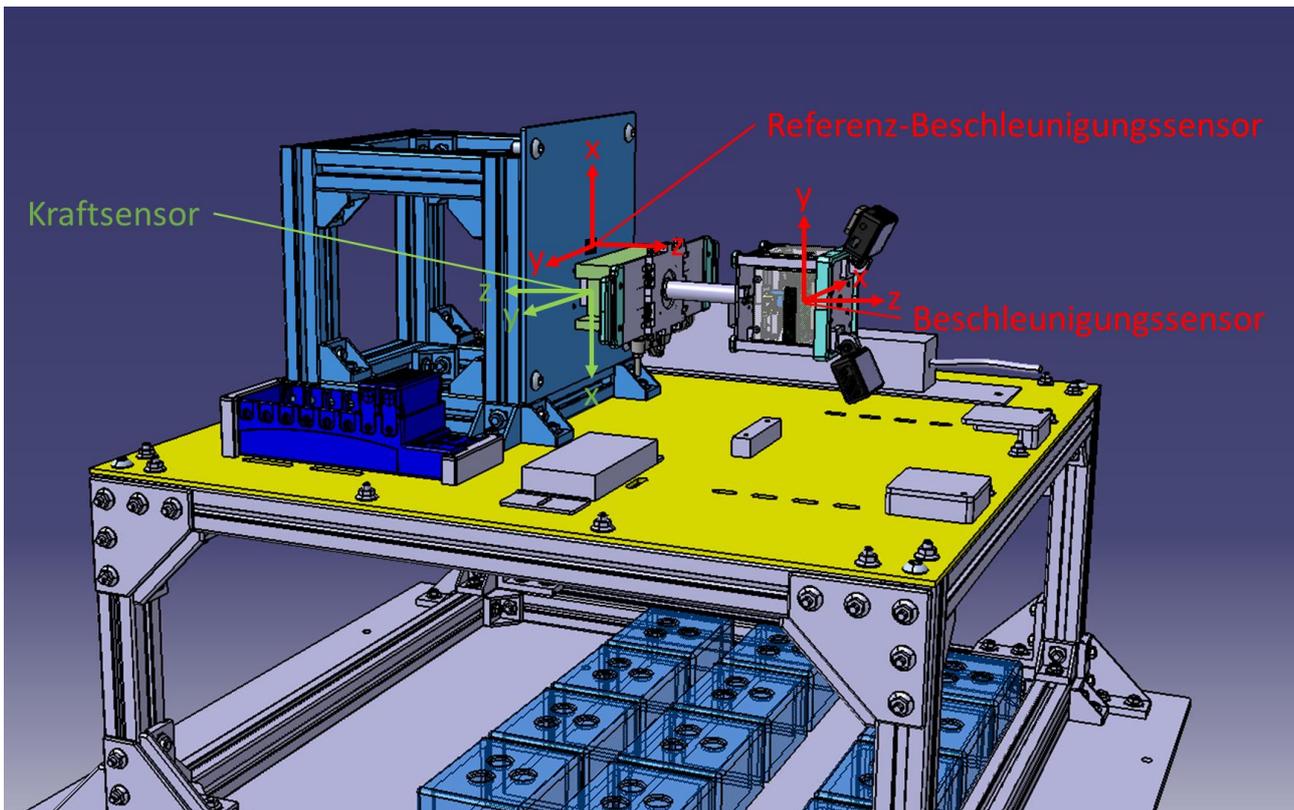


Abbildung 36: Versuchsaufbau der Türvergleichsversuche mit eingezeichneten Koordinatensystemen der Sensorik

Die beschriebene spezielle Konfiguration des WingSat, bei der dieser nur über die beiden relevanten gegenüberliegenden Türen an seiner Bodenplatte verfügt, kann ebenfalls in Abbildung 36 in Form des auf dem Prüfstand installierten WingSat betrachtet werden. Zusätzlich sind die Positionen und Achsrichtungen der einzelnen Sensoren mittels kleiner Koordinatensysteme markiert. Zur weiteren Verdeutlichung des Versuchsaufbaus und der wirkenden Kräfte und Momente wird in Abbildung 37 eine schematische Darstellung der Versuchsanordnung in der Draufsicht gezeigt.

Im Rahmen der Versuche werden die Türen manuell geschlossen und nach der Aktivierung der Datenaufzeichnung aus dem ruhenden System heraus über die Steuerungssoftware entriegelt. Auf diese Weise werden die durch die Öffnungsbewegung der Türen ausgelösten Kräfte zwischen WingSat und Prüfstand und die wirkenden Beschleunigungen erfasst. Die Änderung der Lage des WingSat wird wegen der festen Montage des WingSat nicht berücksichtigt.

In den erfassten Daten sind geringe Schwankungen im Signalverlauf der gemessenen Kräfte und Beschleunigungen durch die Türöffnung zu erwarten. Diese Verläufe der unterschiedlichen Türsysteme sollten wiederum leichte Unterschiede im zeitlichen Verhalten und im absoluten Ausschlag der Kraft- und Beschleunigungsverläufe zueinander aufweisen, wodurch Rückschlüsse auf die Güte der Dämpfungsverhalten gezogen werden können. Durch das sehr ähnliche Öffnungsverhalten der beiden Türsysteme sind jedoch nur geringe Abweichungen in den Messdaten der verschiedenen Systeme zueinander zu erwarten.

Um starken Einfluss des Einlaufverhaltens der Reibkontakte auf die Versuche zu verhindern, wird dieser Prozess durch zahlreiche Betätigungen der Türmechanismen im Vorfeld der Versuche vorgezogen. Teil der Untersuchungen soll sein, ob eine zeitliche Änderung des Dämpfungsverhaltens durch Verschleiß oder auch durch weiteres Einlaufverhalten nach diversen Öffnungsdurchläufen zu beobachten ist. Daher wird diese Testkampagne mit 30 Versuchsdurchläufen je Türsystem geplant.

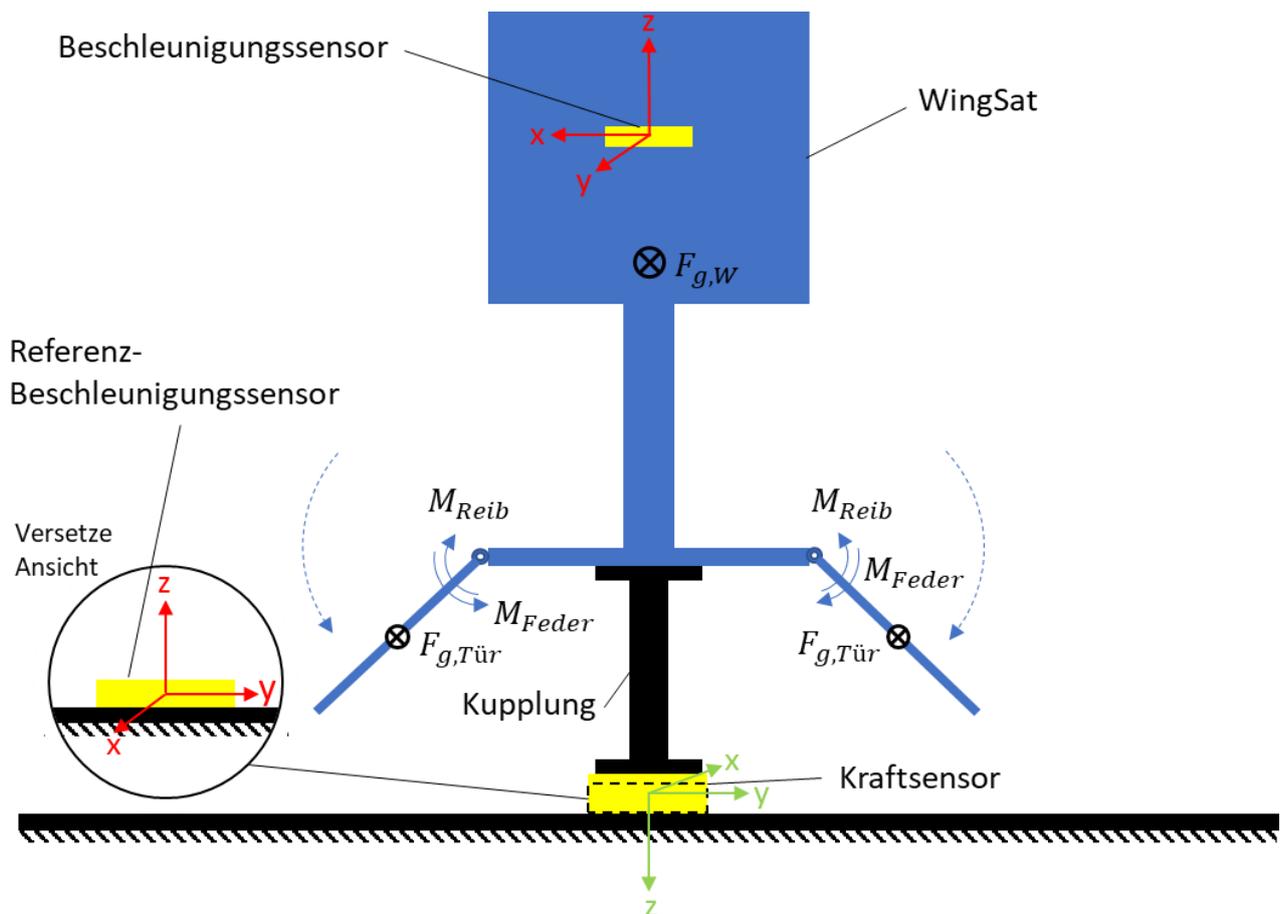


Abbildung 37: Schematische Ansicht der Türversuche mit in den Schwerpunkten angreifenden Kräften sowie um die Drehachsen stattfindenden Bewegungen und wirkenden Momenten. Positionen und Ausrichtungen der Sensoren werden durch rote Koordinatensysteme für Beschleunigungen und grüne für Kräfte gezeigt

### 6.1.2 Zweite Testkampagne – Türöffnung mit Gravitationseinfluss als Referenz

Nach der Auswahl des geeigneteren Türdämpfungssystems auf der Grundlage der Ergebnisse der ersten Versuchskampagne, können alle vier Türen mit integrierter Dämpfung dieses Typs an der Bodenplatte des WingSat montiert und wieder die ursprüngliche Prüfstandkonfiguration zur vertikalen Installation des WingSat eingerichtet werden. Dieser Versuchsaufbau kann erneut in Form einer CAD Illustration in Abbildung 38 betrachtet werden. Ebenso sind auch in dieser Darstellung die Positionen und Achsrichtungen der einzelnen Sensoren durch kleine Koordinatensysteme gekennzeichnet.

Zur Durchführung der Messungen wird der WingSat mit geschlossenen Türen in der Halterung auf dem Prüfstand fixiert und die Türentriegelung, nach erneuter Einrichtung und Aktivierung der Messsoftware zur Aufzeichnung der Messdaten, über die Bedienoberfläche zur kabellosen Steuerung des WingSat ausgelöst und so die Türöffnung eingeleitet. Somit können die durch die Öffnung der Türen ausgelösten Reaktionskräfte zwischen WingSat und Prüfstand sowie Beschleunigungen auf den WingSat aufgezeichnet werden. Die so ermittelten geringen Schwankungen im Signalverlauf der Kräfte und Beschleunigungen durch die Türöffnung, da jetzt vier Türen unter Gravitationseinfluss öffnen, können als Referenz für die folgenden Versuche herangezogen werden, um bei der Aufzeichnung der Rückwirkungen der Membranentfaltung die Auswirkungen der Türöffnung genau identifizieren zu können. Diese sollten nun etwas stärker als in der vorherigen Kampagne ausfallen. Zur Statistischen Validität werden drei Versuchsdurchläufe durchgeführt und eine durchschnittliche Belastung ermittelt.

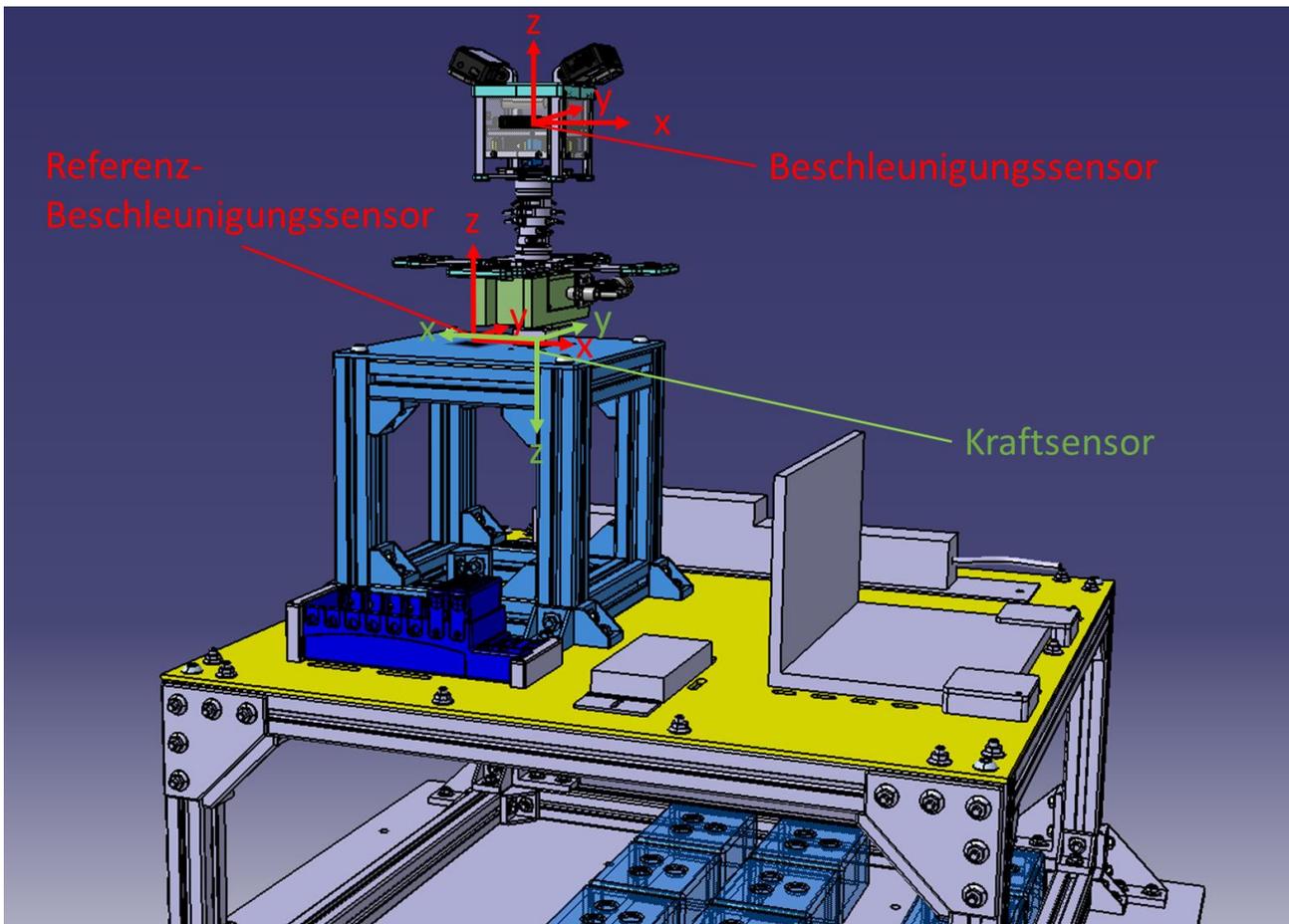


Abbildung 38: Versuchsaufbau der Türreferenzversuche mit eingezeichneten Koordinatensystemen der Sensorik

### 6.1.3 Dritte Testkampagne – Membranentfaltungsversuche

In der dritten und letzten Versuchskampagne wird letztlich die Membranentfaltung der zu untersuchenden, selbstentfaltenden, bionisch inspirierten Membran aus Kapitel 2.6 experimentell erprobt. Durch diese Bodenversuche sollen wie zuvor beschrieben erste Ergebnisse generiert werden, die die Eigenschaften der Membran beschreiben und die Eignung dieser und auch des Versuchsaufbaus für die anstehenden Parabelflugexperimente nachweisen.

Der Versuchsaufbau für diese Experimente entspricht in der grundlegenden Konfiguration des Prüfstandes der Formation aus der vorherigen Versuchskampagne, benötigt aber einen Gravitationskompensationsmechanismus, um das Eigengewicht der für die Schwerelosigkeit konzipierten Membran abstützen zu können. Dies wird über die Montage der in Kapitel 5.2 beschriebenen Plexiglasscheibe umgesetzt. Diese kann durch ihre Lagerung auf Gewindestangen stufenlos in der Höhe verstellt und so genau in der richtigen Höhe positioniert werden, um die Membran im richtigen Maße abzustützen. Abbildung 39 stellt diesen Aufbau visuell vor. Da die Sensorik analog zur vorherigen Versuchskampagne eingerichtet ist, wird sie der Übersicht halber in dieser Darstellung nicht zusätzlich markiert und kann bei Bedarf erneut in Abbildung 38 studiert werden.

Zusätzlich zur Vorbereitung der Software für die Aufzeichnung der Messdaten und Steuerung des WingSat, muss nun auch die Videodokumentation zur Aufzeichnung der Membranentfaltung eingerichtet werden. Zu diesem Zweck sind auch die zu verfolgenden Targets auf der Membran anzubringen.

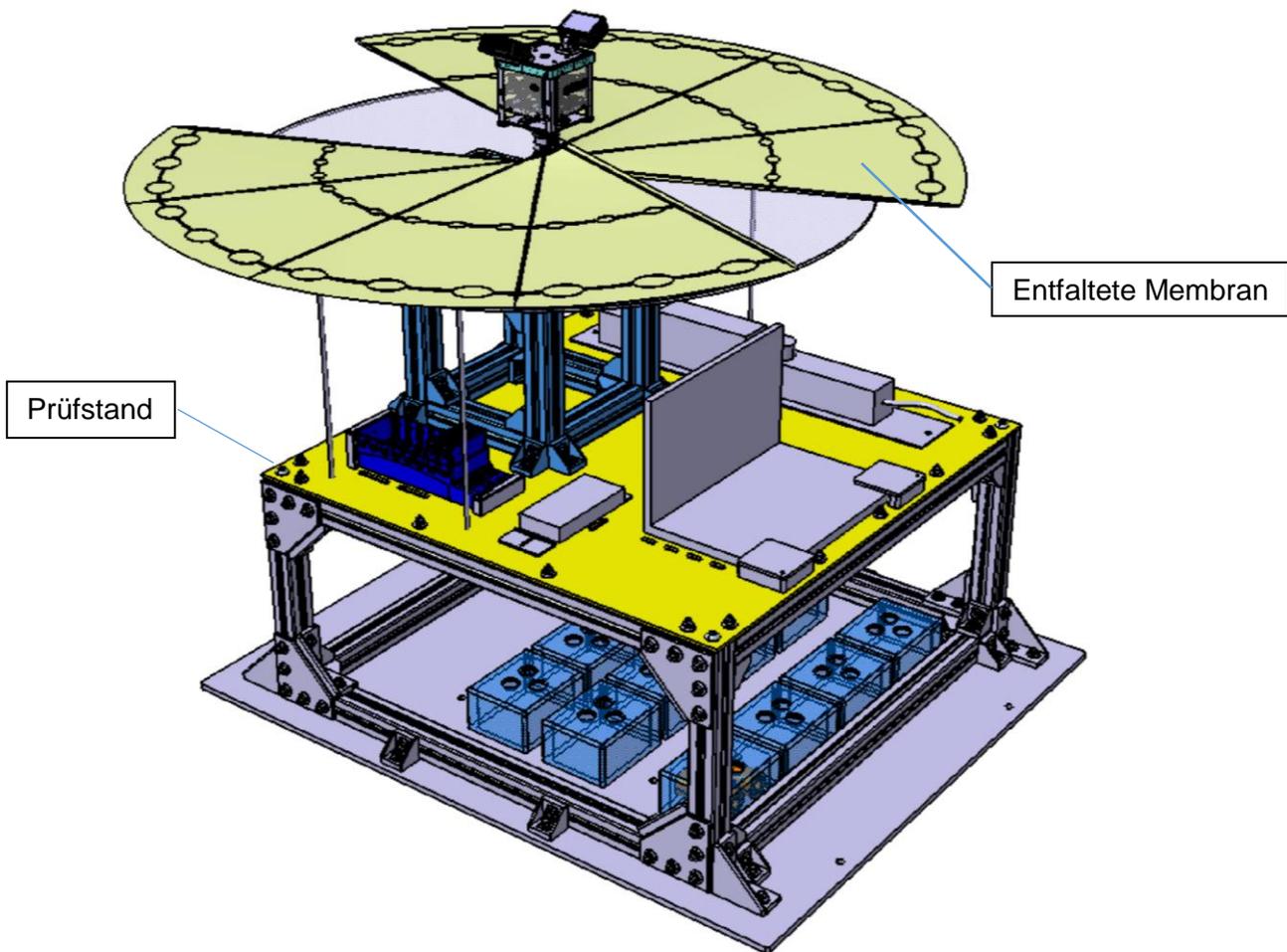


Abbildung 39: Versuchsaufbau der Membranentfaltungsversuche

Zur Durchführung der Versuche wird die Membran, wie am Beispiel eines Segmentes in Abbildung 18 dargestellt, gefaltet und um den zentralen Hub gewickelt. Dieses eng gepackte Membran-Modul wird durch das Umwickeln und Verknoten mit einer Schnur gegen frühzeitiges Entfalten gesichert und kann darauf, nach dem Lösen der zentralen Schraube der Bodenplatte des WingSat, in dessen für dieses Modul vorgesehenen Unit verstaut werden. Ist der WingSat wieder vollständig montiert, können die vier Türen des WingSat verriegelt und dieser in der Halterung auf dem Prüfstand montiert werden.

Nach erneuter Aktivierung der Messsoftware zur Aufzeichnung der Messdaten kann das Auslösen der Türentriegelung erfolgen und der Entfaltungsprozess der Membran durch das Durchtrennen der Entfaltungssicherung eingeleitet werden. Zusätzlich zu den während dieses Prozesses aufgezeichneten Kräften zwischen WingSat und Prüfstand und Beschleunigungen auf den WingSat wird nun auch Videomaterial zur späteren Auswertung der Membranentfaltung mittels Targetverfolgung über die auf dem WingSat montierten GoPros generiert.

Die wirkenden Kräfte und Momente während dieser Versuche können zur Verdeutlichung des Prozesses in einer schematischen Ansicht der Membranentfaltung mit vorgelagerter Türöffnung in Abbildung 40 eingesehen werden. Ebenfalls sind in dieser Darstellung auch wieder die integrierte Sensorik und deren Ausrichtungen gekennzeichnet.

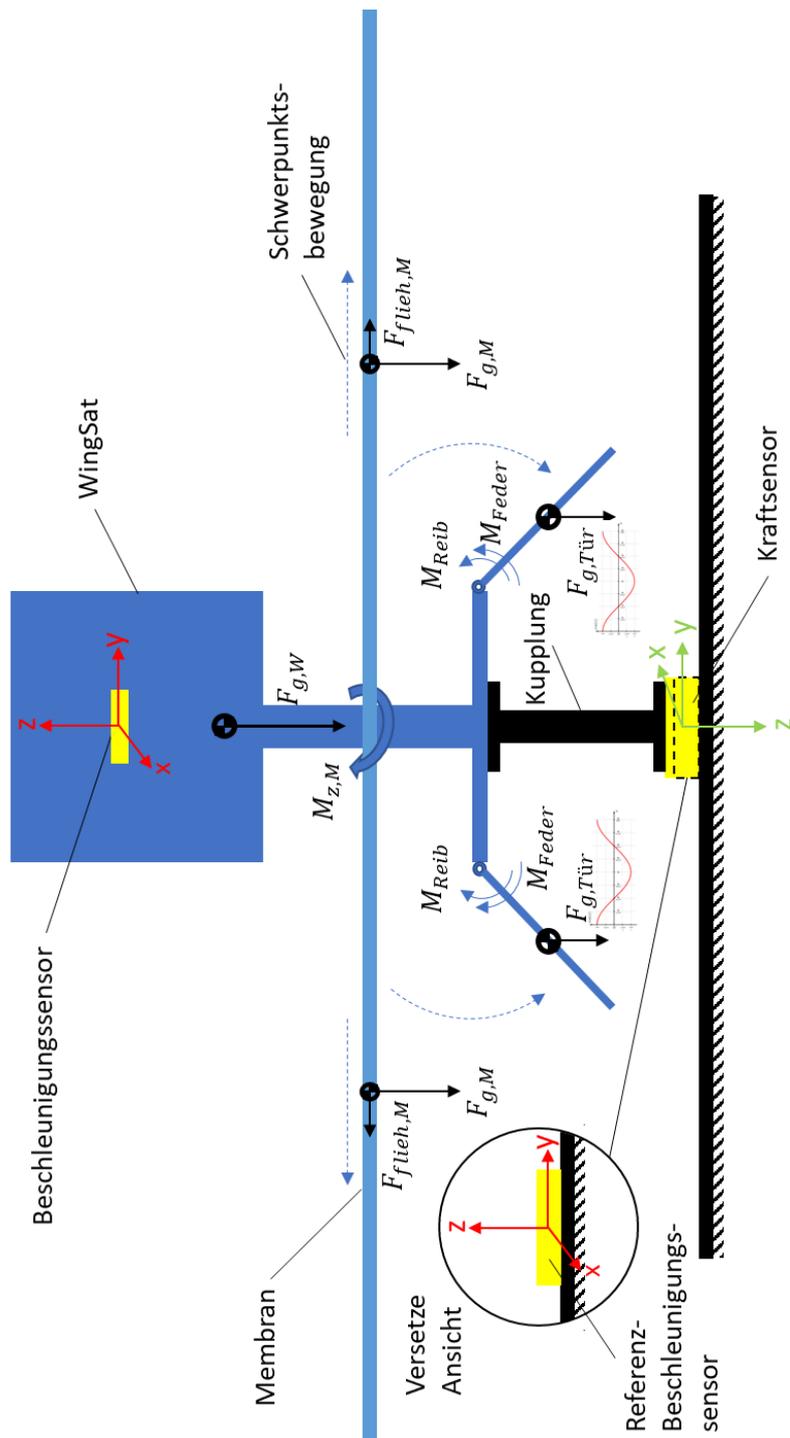


Abbildung 40: Schematische Ansicht der Membranentfaltungsversuche mit in den Schwerpunkten angreifenden Gewichts- und Fliehkräften sowie um die Drehachsen der Türen und durch die Membranentfaltung stattfindenden Bewegungen und wirkenden Momenten. Positionen und Ausrichtungen der Sensoren werden durch rote Koordinatensysteme für Beschleunigungen und grüne für Kräfte dargestellt

Die in diesen Versuchen detektierten Schwankungen in den Signalverläufen der Kräfte und Beschleunigungen durch die Membran-Entfaltung, sollen Rückschlüsse auf das Entfaltungsverhalten der Membran zulassen. Zusätzlich kann die Auswirkung der Plexiglasscheibe zur Gravitationskompensation nicht genau abgeschätzt werden und ist daher auch ein wichtiger Teil dieser Untersuchungen. Ebenso sollen aussagekräftige Target-Trajektorien aufgezeichnet werden, die das Entfaltungsverhalten näher beschreiben. Je nach Ablauf der geplanten Versuche sollen auch diese mehrfach durchgeführt werden, um den Einfluss zufälliger Begebenheiten zu reduzieren.

## 6.2 Auswertung der ausgeführten Versuche

Auf Grundlage der erstellten Planung der Versuche können diese durchgeführt und die gesammelten Daten verarbeitet und ausgewertet werden. Dabei werden die Ergebnisse in Bezug auf die im Rahmen dieser Arbeit formulierten Fragestellungen analysiert.

Während der Versuchskampagnen werden die gesammelten Daten durch Aktivierung über die Bedienoberfläche abgespeichert. Dies geschieht aufgrund der verschiedenen Arten der Datenerfassung in zwei separaten Prozessen für WingSat und Prüfstandelektronik, die daher auch zwei einzelne Dokumente als Ergebnis ausgeben. Diese Prozesse des Abspeicherns können neben anderen Datenerfassungs- und Steuerungsvorgängen in Übersichten der Blockdiagramm-Ansicht der LabVIEW Bedienoberfläche in Anhang 2 in Abbildung 70 und Abbildung 71 nachvollzogen werden.

Zum Einlesen der abgespeicherten Datensätze steht mit Python eine universelle Programmiersprache zur Verfügung, die weiterhin ebenso zahlreiche Möglichkeiten zur Datenverarbeitung bietet und so auch die Weiterverarbeitung und Visualisierung der Signalverläufe zur Interpretation der gesammelten Daten ermöglicht. Solche Signalverläufe sowie Relationen dieser zueinander bilden die Grundlage der folgenden Betrachtungen zur Analyse der vorliegenden Fragestellungen.

### 6.2.1 Erste Testkampagne – Vergleich der Türdämpfungssysteme

Wie zuvor beschrieben wird zu Beginn die Auswahl des weiter zu verwendenden Türdämpfungssystems benötigt. Dazu werden zunächst die erzeugten Daten der ersten Versuchskampagne ausgewertet. In Abbildung 41 kann der Prozess der Datengenerierung für die erste Versuchskampagne nach dem Vorgehen der Versuchsplanung auf dem umgebauten Prüfstand betrachtet werden.

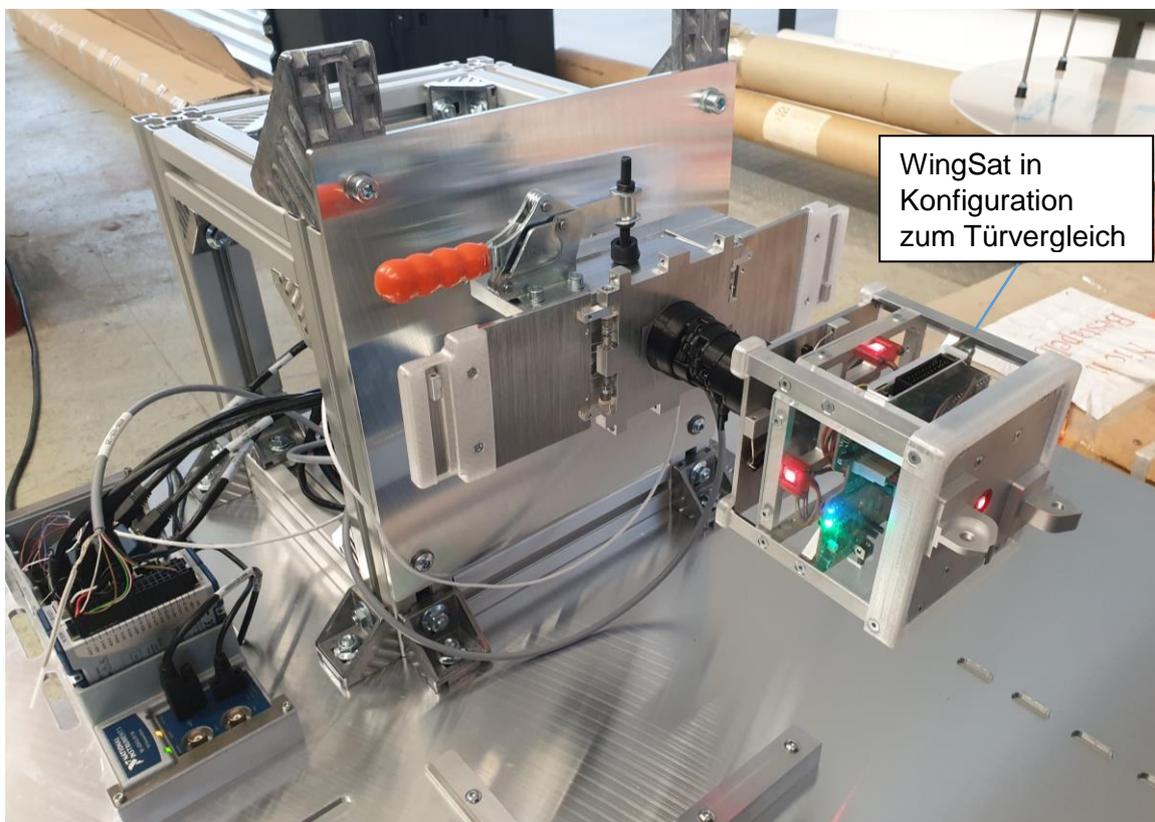


Abbildung 41: Vermessung der Türvarianten in Konfiguration der ersten Versuchskampagne

---

Um die Strukturierung der gesammelten Daten und deren Auswertung zu erleichtern, werden die Türsysteme mit den verschiedenen Dämpfungsvarianten aus Kapitel 4.3 mit einer eindeutigen Nummerierung versehen:

- Türsystem 1: Türsystem mit Einstellmöglichkeit der Dämpfung über Biegebalken
- Türsystem 2: Türsystem mit optimiertem Reibelement und Einstellmöglichkeit der Dämpfung über Einstellmutter und Spiralfeder

Für diese beiden Türsysteme liegen, nach den durchgeführten Experimenten und den zuvor beschriebenen Schritten zur Verarbeitung der Daten, für jeden Versuchsdurchlauf Signalverläufe der Reaktionskräfte zwischen WingSat und Prüfstand sowie der auf den WingSat wirkenden Beschleunigungen vor. Die Daten des Referenz-Beschleunigungssensors werden, abgesehen von einem allgemeinen Funktionscheck, aufgrund der statischen Beschleunigungsumgebung der Bodenversuche nicht weiter berücksichtigt.

Bei der Auswertung der Signalverläufe ist zu beachten, dass der Kraftsensor über innere Verformungen arbeitet und gleichzeitig sehr empfindlich ist. Durch die damit einhergehende geringe Biegesteifigkeit des Sensors kann es in Kombination mit dem in Relation schwereren WingSat zu Oszillationen kommen. Dabei sind besonders die beiden Achsen betroffen, um die der WingSat mit seiner Längsachse kippen kann. Somit werden die Signalverläufe, auch bei nahezu ruhendem WingSat zu Beginn der Versuche, nach der Öffnung der Türen von leichten Schwingungen überlagert.

Ein repräsentativer Verlauf der Kräfte, die in der Konfiguration der ersten Versuchskampagne durch die Öffnung der zwei Türen in den drei Achsrichtungen wirken, ist am Beispiel des ersten Türsystems in Abbildung 42 dargestellt. Dabei werden relative Kräfte abgebildet, da diese für die Bewertung der Auswirkungen der Türsysteme relevant sind und so die Vergleichbarkeit der Verläufe untereinander erleichtert wird. Die Ausrichtung der Achsen des Kraftsensors kann bei Bedarf erneut aus Abbildung 36 oder Abbildung 37 entnommen werden.

Durch die Öffnungsbewegung und die durch die Türen aufgebrachte Trägheit ist zunächst ein Ausschlag der Kraft entlang der z-Achse des Kraftsensors in negative Richtung zu beobachten. Beim Abbremsen der Türen in ihrer Endlage tritt der umgekehrte Effekt auf, bei dem die Türen entgegen ihrer Trägheit abgebremst werden und der Kraftverlauf in z-Richtung schlägt ins positive aus. Im Verlauf der Kräfte in x- und y-Richtung sind nur geringe Ausschläge festzustellen. Bei einer idealisierten Betrachtung der Bewegungen sollten in diesen Achsen keine Auswirkungen zu beobachten sein, da in x-Richtung keine Bewegung stattfindet und sich die Impulse der y-Komponenten der Öffnungsbewegungen der Türen gegenseitig ausgleichen sollten. In der Praxis lässt sich der Einfluss auf die y-Achse durch einen minimalen Zeitversatz der beiden Türentriegelungsvorgänge erklären. Die x-Achse ist in die Richtung der Schwerkraft ausgerichtet und es ist zu erwarten, dass sich aufgrund der Massenverschiebung entlang der z-Achse der Schwerpunkt des WingSat zum Sensor hin verschiebt. Somit ist im realen System eine leichte Verkipfung des WingSat zu antizipieren, die sich auf den Kraftverlauf in x-Richtung auswirkt und Schwingungen auslösen kann.

Die verstärkte Wellenform, die in Abbildung 42 nach den Ausschlägen der Kräfte durch die Türöffnung im Signalverlauf zu beobachten ist, kann, wie oben beschrieben, damit erklärt werden, dass der WingSat besonders in x- und y-Richtung durch das Auftreten der geringen Ausschläge in Schwingung versetzt wird. Dies stellt zwar eine unerwünschte Begleiterscheinung dar, schmälert aber die Aussagekraft der Signalverläufe nur in einem geringen Maße.

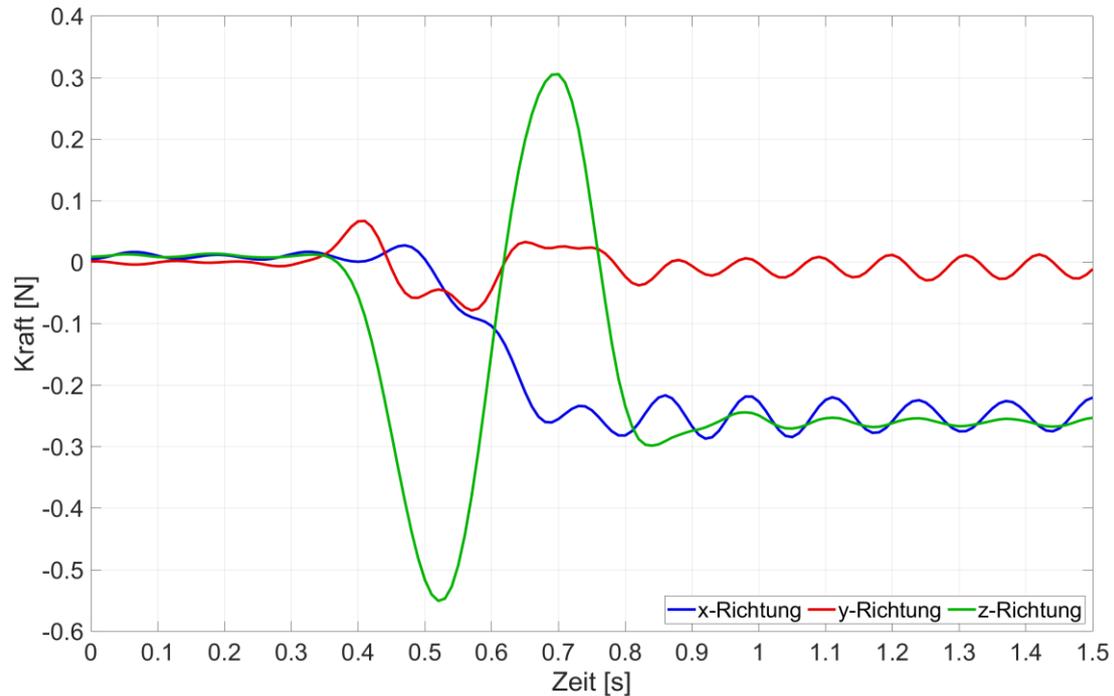


Abbildung 42: Repräsentativer Kraftverlauf in den drei Achsrichtungen ausgelöst durch die horizontale Öffnung zweier Türen

Zusätzlich zu den beschriebenen Ausschlägen in den Kraftverläufen ist nach der Öffnung der Türen ein deutlicher Versatz im Grundniveau der Verläufe der Kräfte in x- und z-Richtung zu beobachten. Dies lässt sich mit dem systematischen Messfehler des Kraftsensors aufgrund asymmetrischer Krafteinleitung erklären. Diese ist zwar, wie in Kapitel 5.4 beschrieben, sehr gering, aber da sie proportional zur Gesamtbelastung des Sensors ist, ist sie in diesem Fall abhängig vom Gesamtgewicht des WingSat und damit auf dem geringen Niveau der Kraftausschläge doch deutlich ausgeprägt. Somit hat auch die Verlagerung des Gesamtschwerpunktes des WingSats durch die Öffnung der Türen einen nicht unwesentlichen Einfluss auf die Messdaten, der sich in diesem Versatz im Grundniveau der Kraftverläufe äußert.

Im Gegensatz zu diesen aussagekräftigen Signalverläufen der wirkenden Kräfte, lassen sich keine signifikanten Einflüsse der Türöffnung in den Verläufen der auf den WingSat wirkenden Beschleunigungen feststellen. In Abbildung 43 sind die Beschleunigungen des gleichen Versuchsdurchlaufes, auf dem die Kraftverläufe aus Abbildung 42 basieren, entlang der drei Achsen dargestellt. Allgemein lässt sich in den Darstellungen der Signalverläufe ein geringes Grundrauschen des Sensors erkennen, welches ab dem Zeitpunkt der Türöffnung von der Schwingung des WingSat in x- und y-Richtung überlagert wird. Eindeutige Ausschläge aus diesem Grundrauschen, die eine Beschleunigung des WingSat in z-Richtung zeigen und Schlussfolgerungen zulassen würden, konnten aufgrund des festen Montagezustandes nicht festgestellt werden.

Aus diesem Grund wird zum Vergleich der Türsysteme auf die Verläufe der Reaktionskräfte zurückgegriffen. Da der Onboard-Beschleunigungssensor des WingSat jedoch zuverlässig die geringen Schwingungen des WingSat aufzeichnet, kann seine Eignung für die während der Parabelflugkampagne geplanten Experimente mit freischwebendem, nicht fixiertem WingSat angenommen werden.

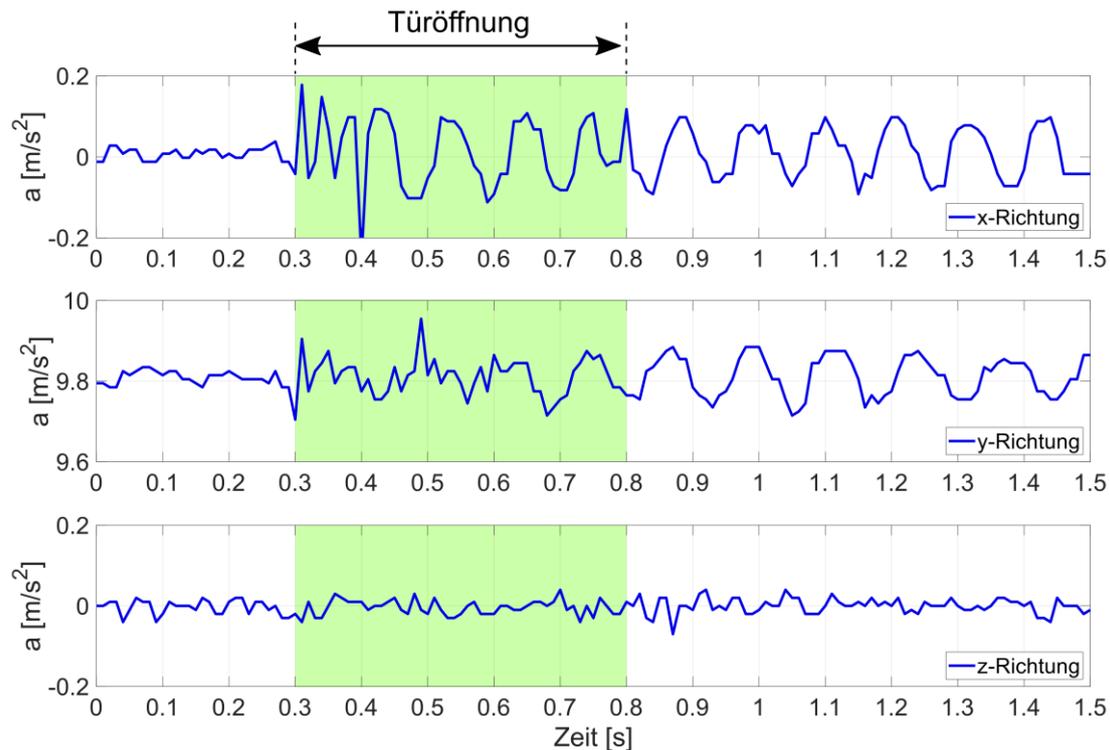


Abbildung 43: Wirkende Beschleunigungen auf WingSat in den drei Achsrichtungen ausgelöst durch die horizontale Öffnung zweier Türen

Zum Vergleich der beiden Türsysteme werden nun die Ausschläge der wirkenden Kräfte in z-Richtung miteinander verglichen. Abbildung 44 legt die Signalverläufe zweier Versuchsdurchläufe, die repräsentativ für das jeweils zugrunde liegende Türsystem sind, zur anschaulichen Betrachtung übereinander. Dabei stellt die blaue Kurve den Kraftverlauf des Türsystem 1 mit Standard Dämpfsegment und die rote Kurve den des Türsystem 2 mit dem optimiertem Dämpfsegment dar.

Grundlegend beschreiben die beiden Kurven einen sehr ähnlichen Verlauf, der den erwarteten Auswirkungen der Türöffnung entspricht. Es kann jedoch beobachtet werden, dass der Ausschlag im Kraftverlauf durch das zweite Türsystem deutlich geringer ausfällt als der des ersten Türsystems. Dies entspricht den bei der Herleitung des Dämpfungssystems angestrebten Auswirkungen, da dies bedeutet, dass die Türen zu Beginn schwächer beschleunigt werden und beim Erreichen ihrer Endlagen weniger stark abgebremst werden müssen. Somit ist weniger kinetische Energie im gesamten System, die zur Dämpfung dissipiert werden muss und als Rückwirkung auf den WingSat durchschlagen kann. Ebenso geht mit diesen Kurvenverläufen auch eine langsamere Änderung des Kurvenverlaufs des zweiten Türsystems einher. Da sich die Kraft linear zur Beschleunigung verhält, wirkt daher auch ein kleinerer Ruck, welcher die Ableitung der Beschleunigung darstellt, auf dieses System.

Die absoluten Ausschläge des ersten Türsystems weichen zu nahezu 50 Prozent von den Absolutwerten des zweiten Türsystems ab. Somit ist das Ergebnis eindeutig und wird im Weiteren als gegeben angenommen. Eine zusätzliche Verdeutlichung der Aussagekraft kann im Überblick über die erreichten Minimal- und Maximalwerte der Kraftverläufe über alle durchgeführten Versuchsdurchläufe in Abbildung 45 erreicht werden.

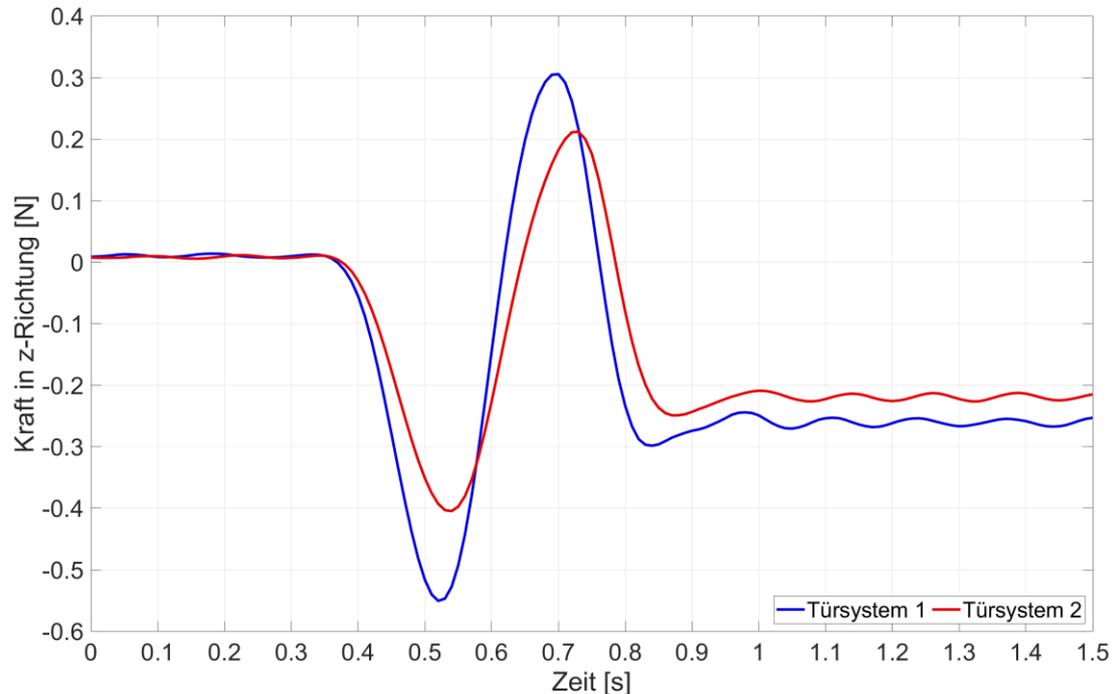


Abbildung 44: Gegenüberstellung der Kraftverläufe in z-Richtung der beiden Türsysteme

Durch die geringere Beschleunigung der Türen des Türsystem 2 zu Beginn der Bewegung, ist auch deren erreichte Geschwindigkeit im Vergleich geringer, was, wie in Abbildung 44 zu erkennen ist, in einer leicht länger andauernden Öffnungsbewegung resultiert. Mit einer Differenz von circa 0,03 Sekunden ist diese Zeitspanne jedoch in einer Größenordnung, die in diesem Zusammenhang vernachlässigt werden kann.

Der Versuchsplanung entsprechend soll ebenfalls Teil der Auswertung sein, ob eine zeitliche Änderung des Dämpfungsverhalten durch Verschleiß oder auch durch weiteres Einlaufverhalten trotz zahlreicher Betätigungen der Türmechanismen im Vorfeld der Versuche zu beobachten ist. Daher werden die zu diesem Zweck in dieser Testkampagne aufgezeichneten 30 Versuchsdurchläufe je Türsystem hinsichtlich der erreichten Absolutwerte der Ausschläge in negativer und positiver Richtung der z-Achse ausgewertet. Abbildung 45 stellt die Ergebnisse dieser Auswertung in Form graphischer Verläufe der minimalen und maximalen Kräfte für beide Türsysteme dar. Zusätzlich bildet sie für jeden Verlauf eine Trendlinie ab.

Wie anhand der Graphen zu erkennen ist, bilden die Änderungen der Kräfte zwischen den einzelnen Versuchsdurchläufen generell flache Verläufe mit wenig Fluktuation ab und besitzen geringe Standardabweichungen. Ebenso kann auch der zu erwartende Zusammenhang beobachtet werden, dass leicht negativere Ausschläge des Kraftverlaufes höhere positive Ausschläge zur Folge haben. Besonders für die erreichten Maximalkräfte können keine eindeutigen Tendenzen mit steigender Anzahl von Versuchsdurchläufen beobachtet werden. Beim Türsystem 1 ist für die Minima eine leicht negative Tendenz erkennbar. Dies könnte seinen Ursprung sowohl in Verschleißerscheinungen als auch in den vielen Wiederholungen innerhalb kurzer Zeit haben. Eine Überprüfung dieses Verhaltens wäre darüber möglich, die Versuche zu wiederholen, nachdem der WingSat erneut mit geschlossenen Türen gelagert wurde und zu überprüfen, ob sich der Trend fortsetzt oder die Messungen erneut auf gleichem Niveau auskommen.

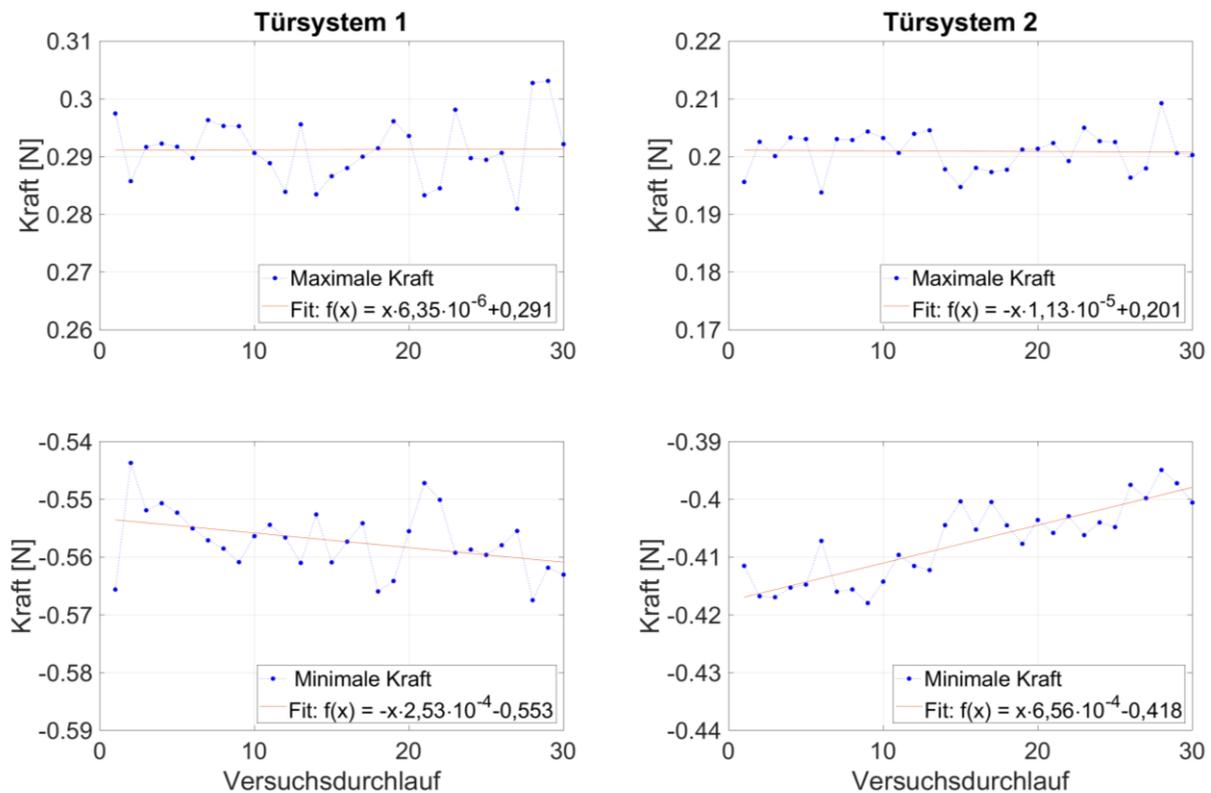


Abbildung 45: Verlauf der Minimal- und Maximalwerte der Ausschläge im Kraftverlauf durch die Türsysteme in z-Richtung mit linearer Trendlinie  
 Standardabweichung: Tür<sub>1,max</sub> = 5,5mN, Tür<sub>1,min</sub> = 5,5mN, Tür<sub>2,max</sub> = 3,5mN, Tür<sub>2,min</sub> = 6,7mN

Im Endeffekt sind die Auswirkungen auf das erste Türsystem jedoch sehr gering und es kann für angemessene Zeiträume ein konstantes, zuverlässiges Dämpfungsverhalten angenommen werden. Beim zweiten Türsystem scheint die erreichte Minimalkraft im ersten negativen Ausschlag der Kraftverläufe im Laufe der Versuche geringer geworden zu sein. Dies bedeutet, dass zumindest eine der beiden Türen zum Zeitpunkt der Türöffnung weniger stark beschleunigt wurde. Die Änderung der Minimalausschläge des zweiten Türsystems geschieht dabei wesentlich schneller und bildet nicht eindeutig ein kontinuierliches Geschehen ab, sondern könnte auch die Schwankung um zwei Niveaus darstellen, also dass sich das Dämpfungsverhalten nach Versuchsdurchlauf 13 plötzlich leicht geändert hat. Dies kann seinen Ursprung in dem doch recht komplexen Einstellmechanismus zur Anpassung der Dämpfung haben, der durch viele am Einstellprozess beteiligte Teile eventuell eine unbeabsichtigte Selbstverstellung der Reibkontakte zulässt. Somit könnte dieses System auf dem momentanen Entwicklungsniveau auf Prototypenbasis nicht zuverlässig genug sein und eine zu geringere Wiederholgenauigkeit bieten.

Insgesamt konnte durch die erste Versuchskampagne gezeigt werden, dass die Optimierung des Dämpfungssystems aus Kapitel 4.3 Wirkung gezeigt hat und Türsystem 2 dadurch in seinem Dämpfungsverhalten leicht überlegen ist. Allerdings hat sich in der Auswertung auch gezeigt, dass dieses System in seinem momentanen Entwicklungsstand nicht zuverlässig genug sein könnte. Zusätzlich hat sich in der Praxis gezeigt, dass der Einstellmechanismus dieses Dämpfungssystems umständlicher in der Bedienung ist und keine schnellen Anpassungen zwischen den eng getakteten Experimenten einer Parabelflugkampagne zulässt. Daher wird die ursprüngliche Variante mit der Einstellung über Biegebalken für die weiteren Experimente herangezogen. Allgemein hat das optimierte System jedoch Potential und rechtfertigt zukünftig weiterhin verfolgt zu werden. Dabei ist auch eine Kombination der Systeme zur Ausnutzung der jeweiligen Vorteile denkbar.

## 6.2.2 Zweite und dritte Testkampagne

Nach der Festlegung des zu verwendenden Türsystems können mit dem final montierte WingSat die weiteren im Rahmen dieser Arbeit durchzuführenden Versuche in vertikaler Anordnung vollzogen werden. Zum Zeitpunkt dieser Versuche stand nur eine Hälfte eines Prototyps der selbstentfaltenden Membran als Probekörper zur Durchführung der zu vermessenden Entfaltungsvorgänge zur Verfügung. Da damit auch das Membran-Modul nicht der endgültigen Konfiguration entspricht, war auch die Implementierung eines Mechanismus zur Freigabe der Membran über die Öffnung der Türen nicht möglich. Daher musste auf eine manuelle Freigabe ausgewichen werden. Somit ist keine Überlagerung der Auswirkungen von Türöffnung und Membranentfaltung zu erwarten und diese Vorgänge können zeitlich klar voneinander getrennt werden. Aus diesem Grund ist es möglich, die beiden ausstehenden Kampagnen gemeinsam in einer Versuchsreihe durchzuführen.

Im Laufe dieser Experimente hat sich der verwendete Prototyp der Membran für die Entfaltung unter Gravitationseinfluss und unter Reibungseinfluss durch die Plexiglasscheibe als zu schwach ausgelegt erwiesen. Daher kamen keine vollständig selbständigen Entfaltungsprozesse zustande und die Membran musste bei ihrer Entfaltung manuell unterstützt werden. Folgeversuche müssen vor dem Parabelflug klären, ob Änderungen an der Membran vorgenommen werden müssen, oder ob dieses Phänomen nur auf das Zusammenspiel der Membran mit der Plexiglasscheibe zurückzuführen ist.

Aufgrund dieser Gegebenheiten konnten keine Daten generiert werden, die Interpretationen zum selbständigen Entfaltungsverhalten der Membran zulassen. Für die Validierung des Prüfstandes sowie des Demonstrators ist dies jedoch unproblematisch, da auch in diesem Fall mit dem späteren Einsatzszenario vergleichbare Belastungen vorliegen. Abbildung 46 zeigt das Ergebnis der durchgeführten Versuche, bei denen die im Folgenden behandelten Daten generiert wurden.

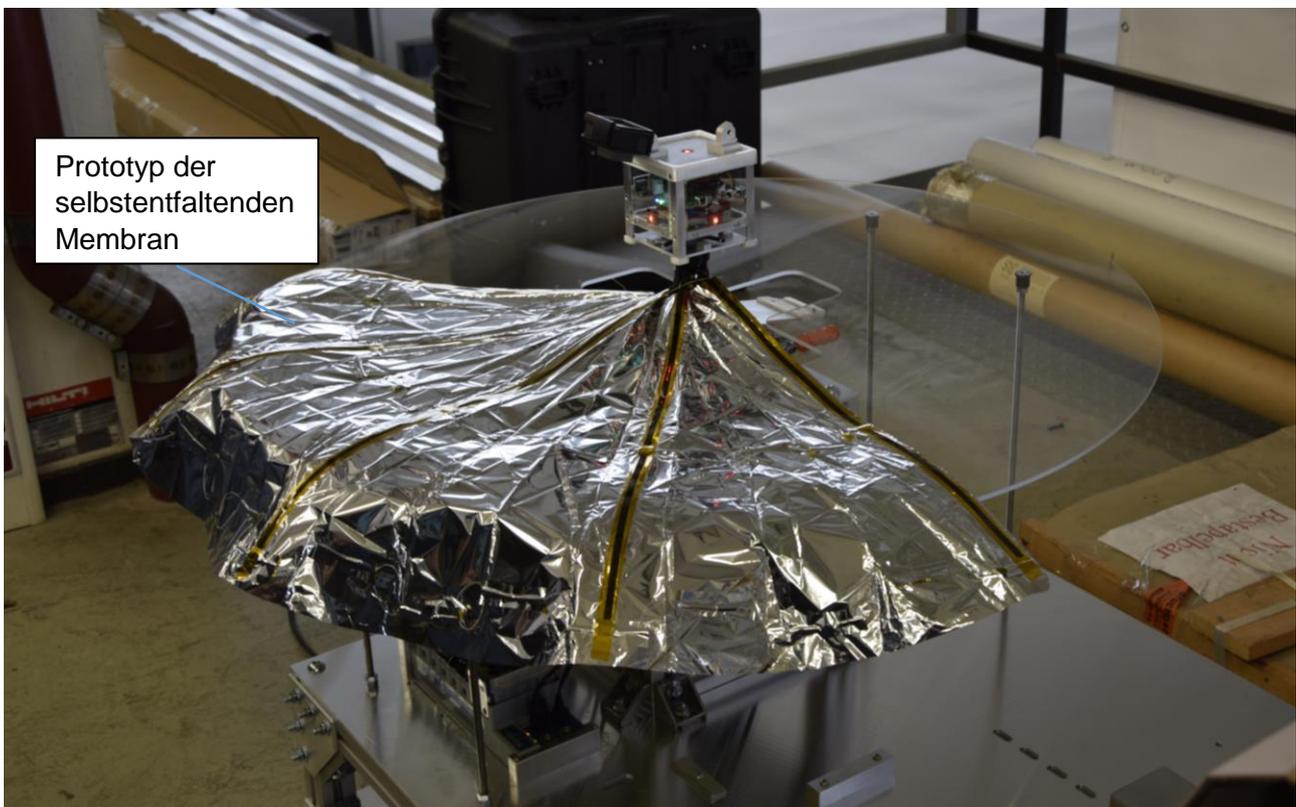


Abbildung 46: Membranentfaltungsversuch mit Membranhälfte auf Prototypenbasis

Ein beispielhafter, während der Experimente generierter Kraftverlauf, der die Auswirkungen der Türöffnung sowie der Membranentfaltung zeigt, ist exemplarisch für die z-Richtung in Abbildung 47 dargestellt. Die Messwerte entsprechen insgesamt sehr gut dem optischen Eindruck während der Versuchsdurchführung. Zunächst ist zu Beginn ein hoher Ausschlag durch die Türöffnung zu beobachten. Dieser fällt höher aus als in der ersten Versuchskampagne aus, da nun vier anstelle der zwei Türen montiert sind und diese unter Gravitationseinfluss öffnen. Im weiteren Verlauf kann erneut ein Schwingen des WingSat festgestellt werden, welches kaum mit der Zeit gedämpft wird und lange im System erhalten bleibt.

Auch das Auslösen der Membran bildet sich in einem eindeutigen Kraftausschlag ab. Bald darauf befindet sich das System jedoch wieder in Ruhe, da der Entfaltungsprozess unterbrochen wird. Dies ist auf die zu schwach ausgelegte Membran zurückzuführen, die stark auf der Plexiglasscheibe aufliegt und die Reibung auf dieser nicht überwinden kann. Diese Reibung fällt stärker als erwartet aus und wird durch statische Aufladung infolge der Reibung der Membran auf der Plexiglasscheibe zusätzlich erhöht.

Ein weiterer Effekt, der dem Kraftverlauf aus Abbildung 47 entnommen werden kann, ist, dass die Membran mit fortschreitender Entfaltung verstärkt auf der Plexiglasscheibe aufliegt und sich somit ein immer größerer Anteil ihrer Masse auf diese verlagert. Dies führt dazu, dass der Kraftverlauf ab Beginn der Membranentfaltung eine fallende Tendenz aufweist.

Insgesamt kann festgestellt werden, dass der Prüfstand die beobachteten Einflüsse sehr präzise abbildet. Wie auch in der ersten Versuchskampagne gezeigt wurde, geben der Kraft- und der Beschleunigungssensor plausible Messwerte wieder und nehmen sogar sehr kleine Schwingungen wahr. Die in den Prüfstand und den WingSat integrierten Bestandteile sind also für sämtliche Aufgaben zutreffend dimensioniert.

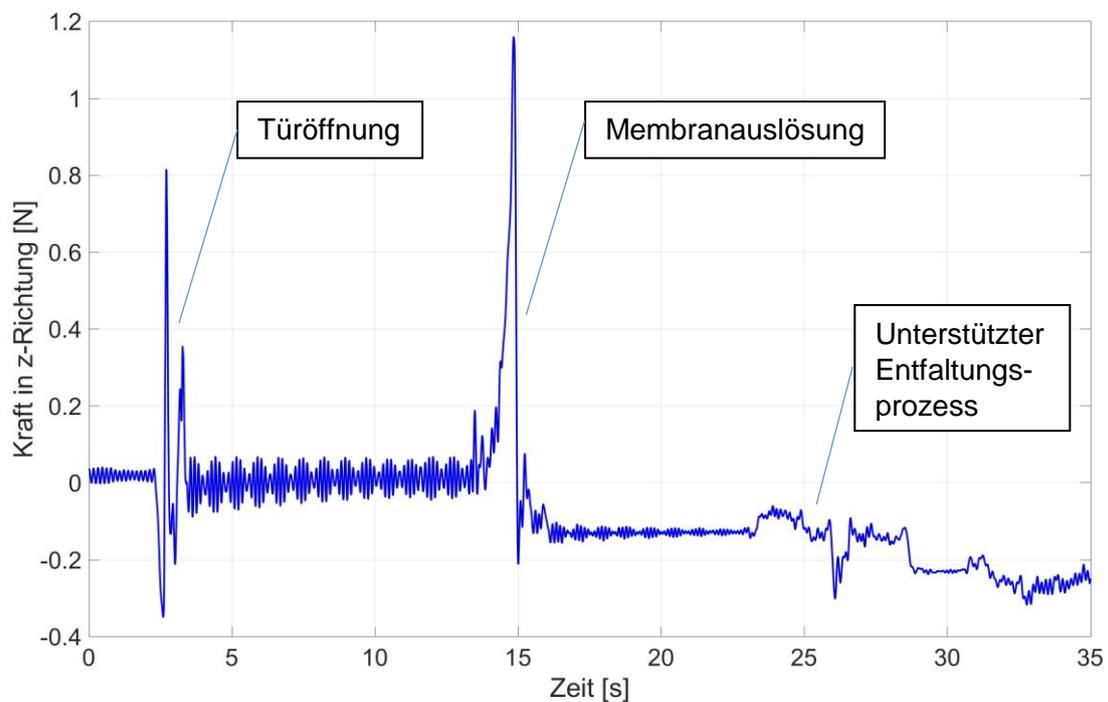


Abbildung 47: Kraftverlauf durch Türöffnung und Membranentfaltung in z-Richtung

---

Die Versuche haben zusätzlich gezeigt, dass das Kamerasystem ebenfalls wie geplant funktioniert. Die Targetverfolgung konnte durch den Status der Membran nicht gewinnbringend eingesetzt werden, aber es wurden die Voraussetzungen geschaffen, dass dies im Rahmen weiterer Versuche und der Parabelflugexperimente problemlos erfolgen kann.

Es konnte also das Ziel dieser Arbeit, aufbauend auf einem Validierungskonzept mit einem Prüfstand und einem Demonstrator eine Plattform zur Untersuchung der selbstentfaltenden Weltraumstruktur bereitzustellen, erfolgreich umgesetzt werden. Diese steht für weitere Erhebungen zur Vorbereitung der Parabelflugexperimente und während des Parabelfluges selber zur Verfügung.

---

## 7 Zusammenfassung

Aufbauend auf einer umfangreichen Präsentation des Stands der Technik und Forschung im Bereich der entfaltbaren Weltraumstrukturen und der Vorstellung einer Quelle der Inspiration aus der Natur wurde eine selbstentfaltende Membran für Weltraumanwendungen vorgestellt, die ein großes Potential zur Gewichtsreduktion künftiger Weltraummissionen bietet. Besonders der aufkommende Trend zu Nanosatelliten lässt die Forderungen nach geringem Gewicht und Packvolumen bei möglichst großer Funktionsfläche immer anspruchsvoller werden. Genau in diesem Punkt bietet das vorliegende Konzept der selbstentfaltenden Membran durch seinen aus der Natur inspirierten integrativen Ansatz der Vereinigung von tragendem Gerüst, Entfaltungsmechanismus und Rissstoppfunktion auf eine Struktur ein enormes Potential.

Zur Untersuchung der Umsetzbarkeit dieses vielversprechenden Konzeptes wird dieses im Rahmen eines Kooperationsprojektes zwischen dem DLR und der NASA, welches sich mit verschiedenen entfaltbaren Struktursystemen für zukünftige Weltraumanwendungen befasst, weiterentwickelt und soll durch Experimente validiert werden. Dies ist in einer anstehenden Parabelflugkampagne geplant, bei der die späteren Einsatzbedingungen durch kurze Phasen von Mikrogravitation simuliert werden. Um diese Versuche vorzubereiten, war das Ziel dieser Arbeit, ein Validierungskonzept zur Untersuchung der Membran zu entwickeln und darauf aufbauend einen Demonstrator zur Entfaltung der Membran sowie einen Prüfstand zur Durchführung von Untersuchungen in ersten Bodenversuchen und Experimenten während der Parabelflugkampagne weiterzuentwickeln und bereitzustellen.

Zur Ableitung des Validierungskonzeptes wurden nach den konstruktionsmethodischen Grundregeln des Entwickelns und Konstruierens zunächst in Kapitel 3 die Anforderungen an die wandelbare Struktur ermittelt und auf diesen aufbauend die Funktionsstruktur der selbstentfaltenden Membran in ihrer Einsatzumgebung hergeleitet. Durch den Vergleich der Funktionsstrukturen verschiedener Anwendungsszenarien konnte eine Referenzfunktionsstruktur erstellt werden, die als Grundlage für die weiteren Schritte herangezogen werden konnte. Nach der Identifikation der kritischen Funktionen aus dieser Struktur wurden Funktionen festgelegt, die durch den Versuchsaufbau umsetzbar sein müssen, und verschiedene Lösungsvarianten für diese Funktionen vorgestellt. Durch die Bewertung der einzelnen Lösungsvarianten anhand gewichteter Kriterien konnte so ein Konzept der in Prüfstand und Demonstrator zu integrierenden Bestandteile abgeleitet werden, die zur Validierung der zu untersuchenden Dünnschichtstruktur benötigt werden.

Einen sehr großen Teil der vorliegenden Arbeit stellt die Feingestaltung und Fertigung des Demonstrators zur Entfaltung der betrachteten entfaltbaren Struktur sowie des Prüfstandes für die Umsetzung von Experimenten im Rahmen der geplanten Parabelflugkampagne dar. Im Zuge dessen wurde das zuvor hergeleitete Validierungskonzept implementiert.

Der in Anlehnung an den bionischen Ursprung der Membran WingSat genannte Demonstrator wurde mit dem Hauptziel gestaltet, eine Struktur zur Verfügung zu stellen, die die wandelbare Membran aufnehmen und entfalten lassen kann. Zu diesem Zweck wurden die Anforderungen an den WingSat zu Beginn des vierten Kapitels ermittelt und dieser aufbauend auf einem Standard für Mikrosatelliten, einem bestehenden Demonstrator für eine alternative entfaltbare Dünnschichtstruktur und einem seitens des DLR zur Verfügung gestellten Prototyps des Demonstrators ausgestaltet. Ein Schwerpunkt lag dabei auf der Entwicklung verschiedener Türsysteme. In diese musste ein einstellbarer Dämpfungsmechanismus integriert werden, um die Energie der federbetrieben öffnenden Türen zu dissipieren und Rückwirkungen auf den Demonstrator möglichst gering zu halten.

---

Als Ergebnis des beschriebenen Prozesses wurden zwei Türsysteme präsentiert. Ein System baut auf einem trivialem Reibelement und einer Verstelloption über die Verformung von Biegebalken auf und eine Variante auf einem optimierten Reibelement zur Anpassung der Dämpfungsintensität über den Öffnungswinkel der Türen, um eine Verbesserung des dynamischen Verhaltens der Türen zu erreichen. Da beide Systeme jeweils verschiedene Vorteile in sich vereinen, wurden beide weiterverfolgt und für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zu Verfügung gestellt. Zusätzlich wurden die benötigte Sensorik sowie ein Kamerasystem auf Basis des erstellten Validierungskonzeptes in den Demonstrator integriert und dieser gefertigt.

Die Ausgestaltung des Prüfstandes, der die Systeme zur Steuerung und zur Datenerfassung während der Experimente bereitstellen und zusätzlich eine feste Einspannmöglichkeit für den WingSat bieten soll, erfolgte in Kapitel 5 auf Basis der an diesen gestellten Anforderungen sowie entlang genauer Richtlinien, die durch den Anbieter des Parabellfluges vorgegeben wurden. Ebenso wurden die sich aus dem Validierungskonzept ergebenden Komponenten integriert. Ausgehend von dem Aufbau des Prüfstandes konnte, um die Eignung für die Bedingungen des Parabellfluges zu zeigen, die Festigkeit des Grundgerüsts des Prüfstandes überprüft und die benötigte Sensorik kalibriert werden. Um neben der Qualifikation für die Parabellflugkampagne auch vorbereitende Bodenversuche zu ermöglichen, wurde der Prüfstand um einen Gravitationskompensationsmechanismus ergänzt. Zusätzlich wurde eine LabVIEW-basierte Bedienoberfläche zur Steuerung der Experimente und Aufzeichnung der anfallenden Daten bereitgestellt, um den gefertigten Prüfstand zu vervollständigen.

Zuletzt wurden im 6. Kapitel verschiedene Versuchskampagnen geplant, durchgeführt und ausgewertet. Durch diese konnten aussagekräftige Kraftverläufe generiert werden, die das dynamische Verhalten der Türsysteme beschreiben. Durch diese konnte nachgewiesen werden, dass das Dämpfungsverhalten des Türsystems mit optimiertem Reibelement wie geplant im dynamischen Verhalten Vorteile aufweist. Ebenso konnte durch weitere Auswertungen jedoch auch gezeigt werden, dass dieses System im momentanen Entwicklungsstand nicht zuverlässig genug ist und daher eine Auswahl zugunsten des einfacheren Türsystems für die zeitnah anstehenden Versuche getroffen werden.

Ebenso konnte durch diese Türöffnungsversuche und auch Versuche mit einem Prototyp der bionisch inspirierten Membran gezeigt werden, dass der aus WingSat und Prüfstand bestehende Versuchsaufbau auf ihn wirkende Einflüsse sehr präzise abbilden kann und sogar schwache Schwingungen im System zuverlässig aufzeichnet. Durch diese Fähigkeit konnten Schwingungsprobleme und Probleme bei der Membranentfaltung auf dem Gravitationskompensator detektiert und somit ein Beitrag zur zukünftigen, weiteren Optimierung der Membran und des WingSat geleistet werden. Durch die Versuche wurde ebenfalls gezeigt, dass ein Kamerasystem wie geplant in den Versuchsaufbau integriert und während der ausstehenden Experimente verwendet werden kann. Auf diese Weise konnte die Qualifikation der entwickelten Apparaturen und Systeme bestätigt und so die Eignung für den Parabellflug nachwiesen werden. Zusätzlich konnten Daten aufgezeichnet werden, die als Referenz für die später während der Parabellflugkampagne unter Mikrogravitationseinfluss aufgezeichneten Daten bereitstehen.

Insgesamt konnte die Zielsetzung der vorliegenden Arbeit, ein Validierungskonzept für das Membrankonzept herzuleiten und auf diesem beruhend einen aus einem Prüfstand und einem Demonstrator bestehenden Versuchsaufbau zur Untersuchung der selbstentfaltenden Weltraumstruktur umzusetzen, erfolgreich erfüllt werden. Der generierte Versuchsaufbau steht für die ausstehenden Experimente des Parabellfluges und für deren Vorbereitung zur Verfügung.

---

## 8 Ausblick

Der im Rahmen dieser Arbeit entwickelte und erprobte Prüfstand steht für die Entfaltungsversuche während der Parabelflugkampagne 2021 von DLR und NASA zur Verfügung. Somit können die Experimente dieser Kampagne aufbauend auf den Ergebnissen dieser Arbeit final vorbereitet und durchgeführt werden. Auf diese Weise kann die bionisch inspirierte Membranstruktur unter realistischen Einsatzbedingungen untersucht und die Umsetzbarkeit des Konzeptes überprüft werden.

Die Experimente haben gezeigt, dass der momentane Prototypenstatus der Membran sehr wenig Energie zur Entfaltung bereitstellt. Daher muss auch seine Eignung für die Experimente unter Mikrogravitation kritisch hinterfragt und die Membranstruktur im weiteren Verlauf optimiert werden, um einen Erfolg der Parabelflugkampagne sicherzustellen.

Das Design des WingSat betreffend birgt langfristig das Türsystem mit optimiertem Reibverhalten großes Potential und rechtfertigt die Investition weiterer Mittel und Entwicklungsarbeit. Dabei ist auch eine Kombination des Systems mit der Einstellmöglichkeit über die Verformung von Biegebalken aus dem alternativen Dämpfungssystem denkbar, da diese während der durchgeführten Versuche positiv aufgefallen ist und so die Ausnutzung der jeweiligen Vorteile erreicht werden könnte.

Bei der kritischen Betrachtung des gesamten Versuchsaufbaus bergen die Schwingung des WingSat um die Drehachsen des Kraftsensors ein Potential zur weiteren Verbesserung des vorliegenden Systems. Dazu könnte eine Frequenzoptimierung nützliche Effekte generieren. Der Austausch des Kraftsensors wäre eine Möglichkeit zur Beeinflussung des dynamischen Verhaltens. Dabei stellt jedoch die Steifigkeit des Sensors einen Zielkonflikt mit der sicherzustellenden Genauigkeit dar. Eine Alternative besteht darin, über die Änderung von Gewichten und der Lage von Schwerpunkten Effekte zu erzielen. Zusätzlich wäre zur Verbesserung der Bedingungen für weitere vorbereitende Bodenversuche eine Optimierung der Reibverhältnisse zwischen Membran und Gravitationskompensator von Vorteil. Dazu könnte das Auftragen einer Beschichtung in Betracht gezogen werden.

Der erstellte Prüfstand bietet großes Potential zum Testen zukünftig entwickelter, wandelbarer Strukturen. Nachdem die Messdaten aus den Parabelflugexperimenten vorliegen, wird es möglich sein, die Ergebnisse mit und ohne Schwerkraft abzugleichen und stichhaltige Prognosen über das Verhalten von Membranen machen zu können, ohne auf Parabelflugexperimente zurückgreifen zu müssen.

---

## Literaturverzeichnis

- Arya, Manan, Nicolas Lee und Sergio Pellegrino. 2016. „Ultralight Structures for Space Solar Power Satellites.“ In *3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*, hg. v. AIAA. AIAA SciTech Forum. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Belvin, W. K., Marco Straubel, W.Keats Wilkie, Martin E. Zander, Juan M. Fernandez und Martin Hillebrandt. 2016. „Advanced Deployable Structural Systems for Small Satellites.“
- Belvin, W. K., Martin E. Zander, David W. Sleight, John Connell, Nancy Holloway und Frank Palmieri. 2012. „Materials, Structures and Manufacturing: An Integrated Approach to Develop Expandable Structures.“
- Chandler, David L. und MIT News Office. 2021. „While you’re up, print me a solar cell.“ Zugriff am 12. Februar 2021. <https://news.mit.edu/2011/printable-solar-cells-0711>.
- Committee on Achieving Science Goals with CubeSats. 2016. *Achieving Science with CubeSats: Thinking inside the box*. Washington, D.C. National Academies Press.
- Deiters, Julia, Wojciech Kowalczyk und Tobias Seidl. 2016. „Simultaneous Optimisation of Earwig Hindwings for Flight and Folding.“ *Biology open* 5 (5): 638–44. doi:10.1242/bio.016527.
- Douglas Messier. 2015. „Tiny 'Cubesats' Gaining Bigger Role in Space.“ Zugriff am 4. März 2021. <https://www.space.com/29464-cubesats-space-science-missions.html>.
- ESA. 2016. „CubeSats orbiting Earth.“ Zugriff am 4. März 2021. [http://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2016/04/CubeSats\\_orbiting\\_Earth](http://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2016/04/CubeSats_orbiting_Earth).
- ESA. 2021. „Solar sails.“ Zugriff am 13. Februar 2021. [https://www.esa.int/Education/Solar\\_sails](https://www.esa.int/Education/Solar_sails).
- Faber, Jakob A., Andres F. Arrieta und André R. Studart. 2018. „Bioinspired Spring Origami.“ *Science (New York, N. Y.)* 359 (6382): 1386–91. doi:10.1126/science.aap7753.
- Feldhusen, Jörg und Karl-Heinrich Grote. 2013. *Pahl/Beitz Konstruktionslehre*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg.
- Foster, Carlton L., Michael L. Tinker, Gerald S. Nurre und William A. Till. 1995. „Solar-array-induced disturbance of the Hubble Space Telescope pointing system.“ *Journal of Spacecraft and Rockets* 32 (4): 634–44. doi:10.2514/3.26664.
- Haas, F., S. Gorb und R.J Wootton. 2000. „Elastic joints in dermapteran hind wings: materials and wing folding.“ *Arthropod Structure & Development* 29 (2): 137–46. doi:10.1016/S1467-8039(00)00025-6.
- Haas, Fabian. 1994. „Geometry and mechanics of hind-wing folding in Dermaptera and Coleoptera.“ Master Thesis, Faculty of Science, University of Exeter.
- Hillebrandt, Martin, Sebastian Meyer, Martin E. Zander und Christian Hühne. 2015. „Preparation of Papers for AIAA Technical Conferences.“
- Hillebrandt, Martin, Sebastian Meyer, Martin E. Zander, Marco Straubel und Christian Hühne. 2014. „The Boom Design of the De-Orbit Sail Satellite.“
- Jenkins, C. H. 2001. *Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications*. Progress in astronautics and aeronautics v. 191. Reston, Va. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Johnson, Les, Mark Whorton, Andy Heaton, Robin Pinson, Greg Laue und Charles Adams. 2011. „NanoSail-D: A solar sail demonstration mission.“ *Acta Astronautica* 68 (5): 571–75. doi:10.1016/j.actaastro.2010.02.008.

- 
- Killian, Mike. 2014. „PHOTOS: ATK Validates New MegaFlex Solar Array Technology for NASA's Future Solar Electric Propulsion Missions.“ Zugriff am 13. Februar 2021. <https://www.americaspace.com/2014/05/04/photos-atk-validates-new-megaflex-solar-array-technology-for-nasas-future-solar-electric-propulsion-missions/>.
- Kulu, Erik. 2021. „Nanosats Database.“ Zugriff am 4. März 2021. <https://www.nanosats.eu/>.
- ME-Meßsysteme GmbH. 2021. „Sensoren - ME-Systeme.“ Zugriff am 7. Mai 2021. <https://www.me-systeme.de/shop/de/sensoren>.
- Mori, Osamu, Hirotaka Sawada, Ryu Funase, Mutsuko Morimoto, Tatsuya Endo, Takayuki Yamamoto, Yuichi Tsuda et al. 2010. „First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS.“ *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN* 8. doi:10.2322/tastj.8.To\_4\_25.
- Müller, D. R. 2019. „Development and characterization of elastic hinges for large-area, ultra-light, deployable space structures.“
- Murphy, David. 2012. „MegaFlex - The Scaling Potential of UltraFlex Technology.“ In *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences: 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, hg. v. AIAA.
- NASA. 1990. „Hubble Space Telescope (HST) (SA & HGA deployed) is grappled by RMS | NASA Image and Video Library.“ Zugriff am 13. Februar 2021. <https://images.nasa.gov/details-S31-76-026>.
- NASA. 2006. „Gefaltetes Solar Array der ISS.“ Zugriff am 12. Februar 2021. <https://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/shuttle/sts-116/hires/iss014e10053.jpg>.
- NASA. 2011. „NanoSail-D.“ Zugriff am 13. Februar 2021. <https://apod.nasa.gov/apod/ap110128.html>.
- NASA. 2015. „James Webb Space Telescope Artist Conception.“ Zugriff am 15. Februar 2021. <https://www.flickr.com/photos/nasawebbtelescope/16678570118/in/album-72157624413830771/>.
- NASA. 2021. „James Webb Space Telescope - Webb/NASA.“ Zugriff am 15. Februar 2021. <https://jwst.nasa.gov/index.html>.
- National Instruments. 2018. „CompactDAQ-Systeme.“ Zugriff am 10. Mai 2021. <https://www.ni.com/de-de/shop/compactdaq.html>.
- Pellegrino, Sergio und Julian F. V. Vincent. 2001. „How to Fold a Membrane.“ In *Deployable structures*, hg. v. S. Pellegrino, 59–75. Courses and lectures // International Centre for Mechanical Sciences 412. Wien: Springer.
- Prachi Patel. 2010. „Tiny Satellites for Big Science - Astrobiology Magazine.“ Zugriff am 4. März 2021. <http://www.astrobio.net/news-exclusive/tiny-satellites-for-big-science/>.
- Stohlman, Olive R., Mark Schenk und Vaios Lappas. 2014. „Development of the Deorbisail flight model.“
- Straubel, Marco, Martin Hillebrandt und Christian Hühne. 2016. „Evaluation of Different Architectural Concepts for Huge Deployable Solar Arrays for Electric Propelled Space Crafts.“
- Tachi, Tomohiro. 2010. „Freeform Rigid-Foldable Structure using Bidirectionally Flat-Foldable Planar Quadrilateral Mesh.“ In *Advances in architectural geometry 2010*. Bd. 2010, hg. v. Cristiano Ceccato, 87–102. Wien, New York: Springer.
- Tokyo Institute of Technology. 2015. „ORIGAMI PROJECT.“ Zugriff am 7. März 2021. <http://www.origami.titech.ac.jp/about-en>.
- Völker, Jannic. 2018. „Development of Stiffened Self-Deploying Membranes for CubeSat Applications.“

---

Zander, Martin E. und W. K. Belvin. 2012. „Concept-development of a structure supported membrane for deployable space applications - From nature to manufacture and testing.“

Zander, Martin E., D. R. Müller, K. C. Matthew, W. K. Belvin und et al. 2021. „Integrated and distributed Membrane Structures for deployable space applications - An early Design Approach.“ In *ESA/DLR/CNES (ed.) ECSSMET 2021: Braunschweig*.

# Anhang 1 WingSat Fertigungszeichnungen

## Anhang 1.1 Elektronik Unit

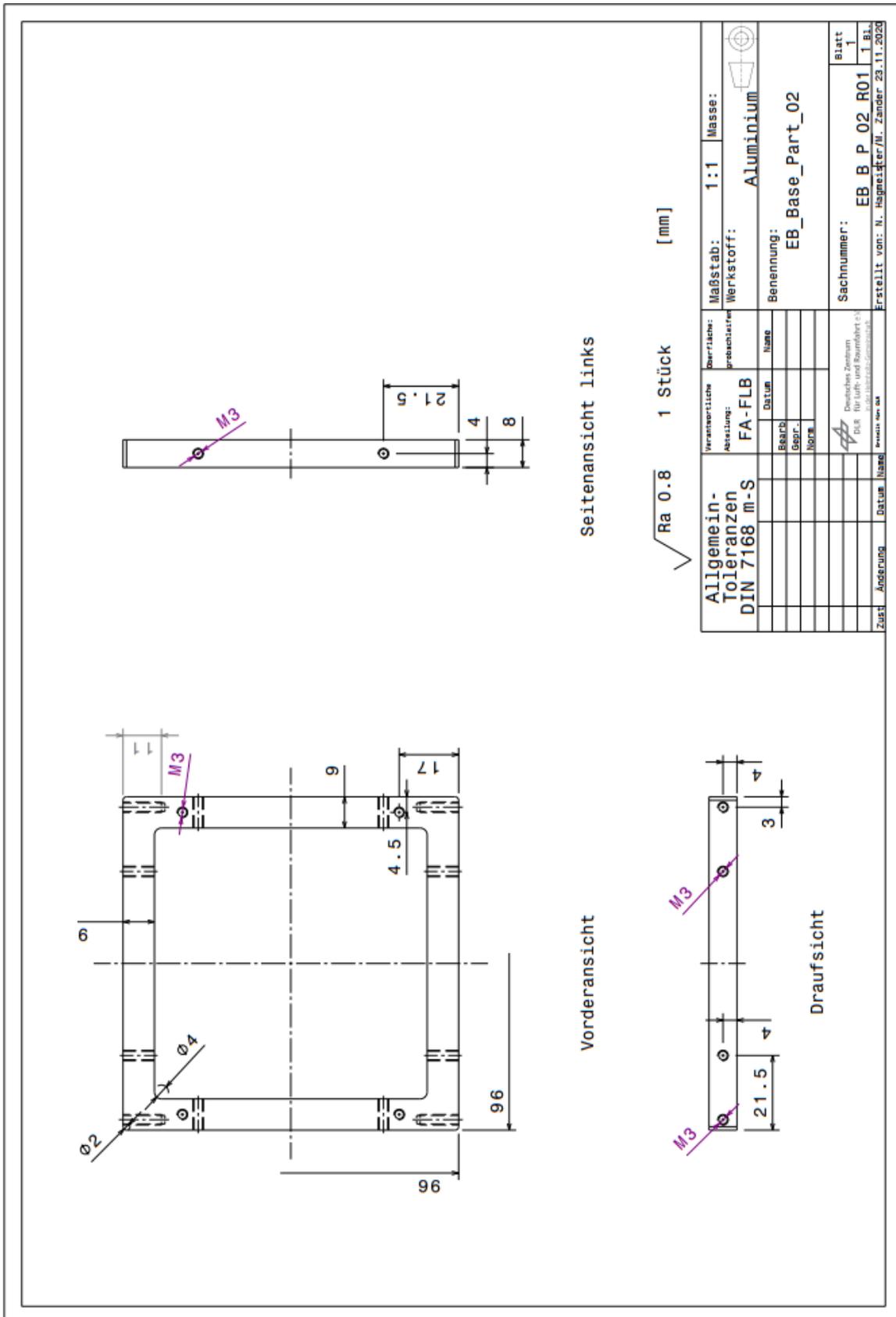


Abbildung 48: Fertigungszeichnung – Electronic Unit - Basisteil



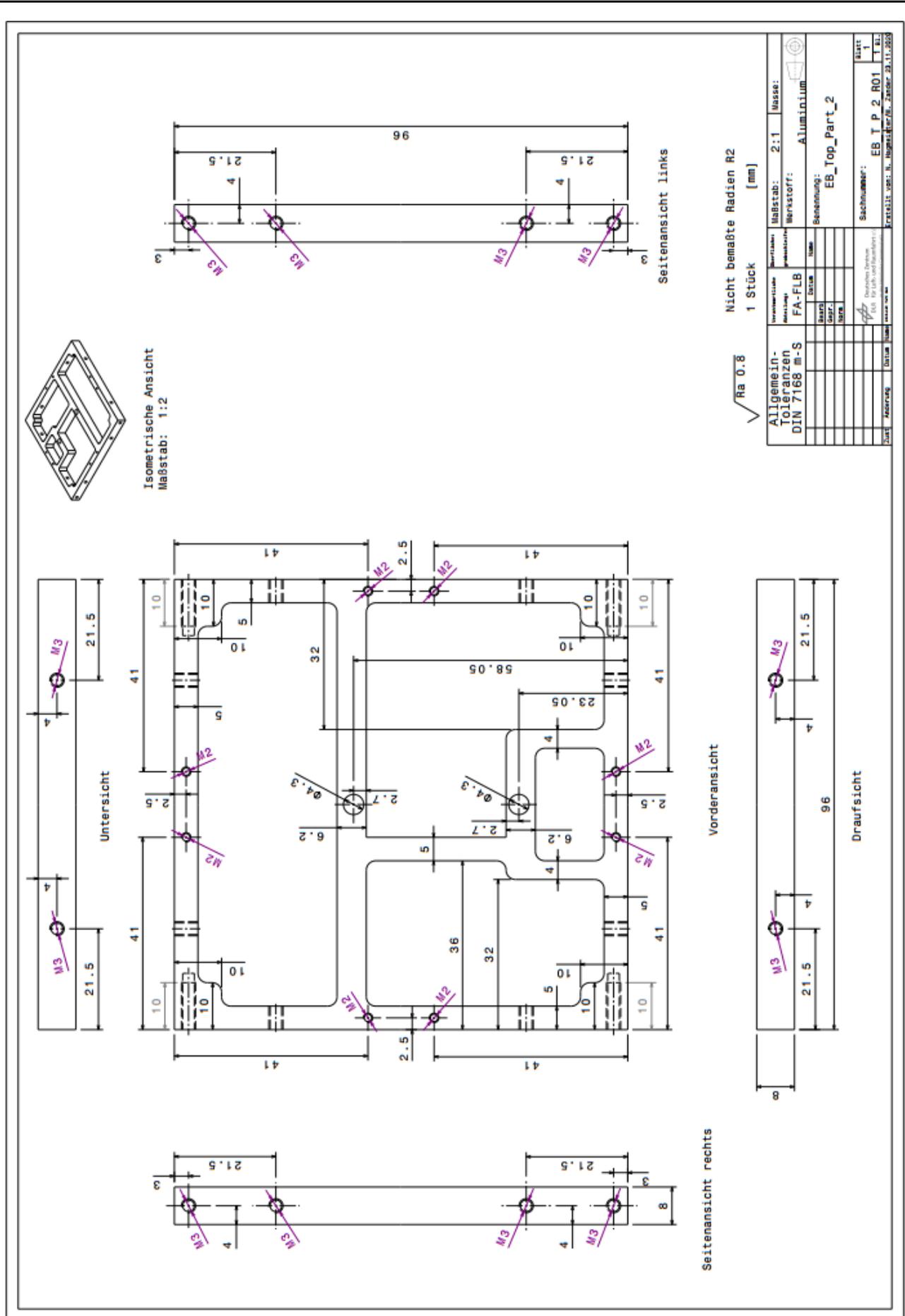


Abbildung 50: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Motorrahmen

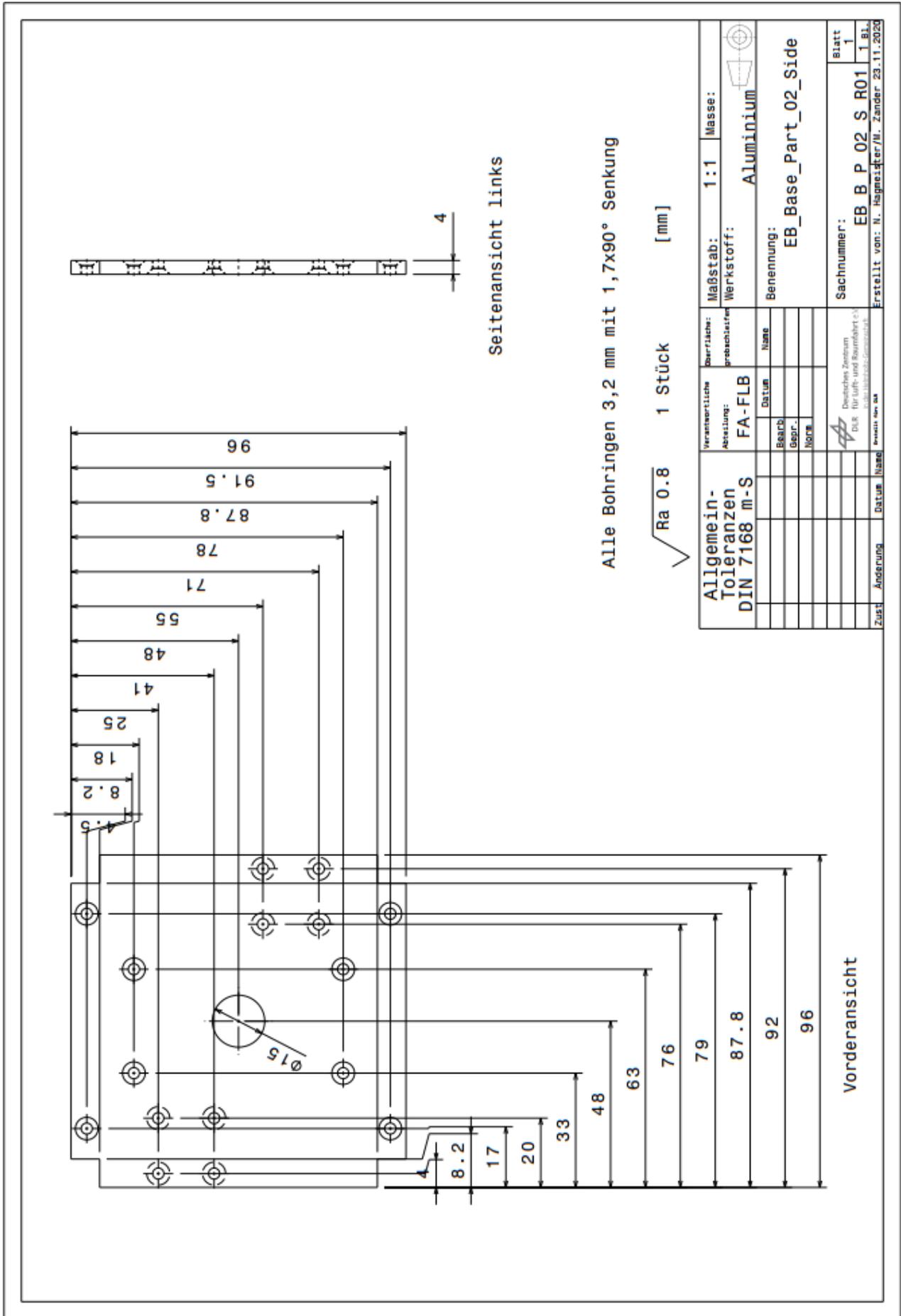


Abbildung 51: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Obere Platte

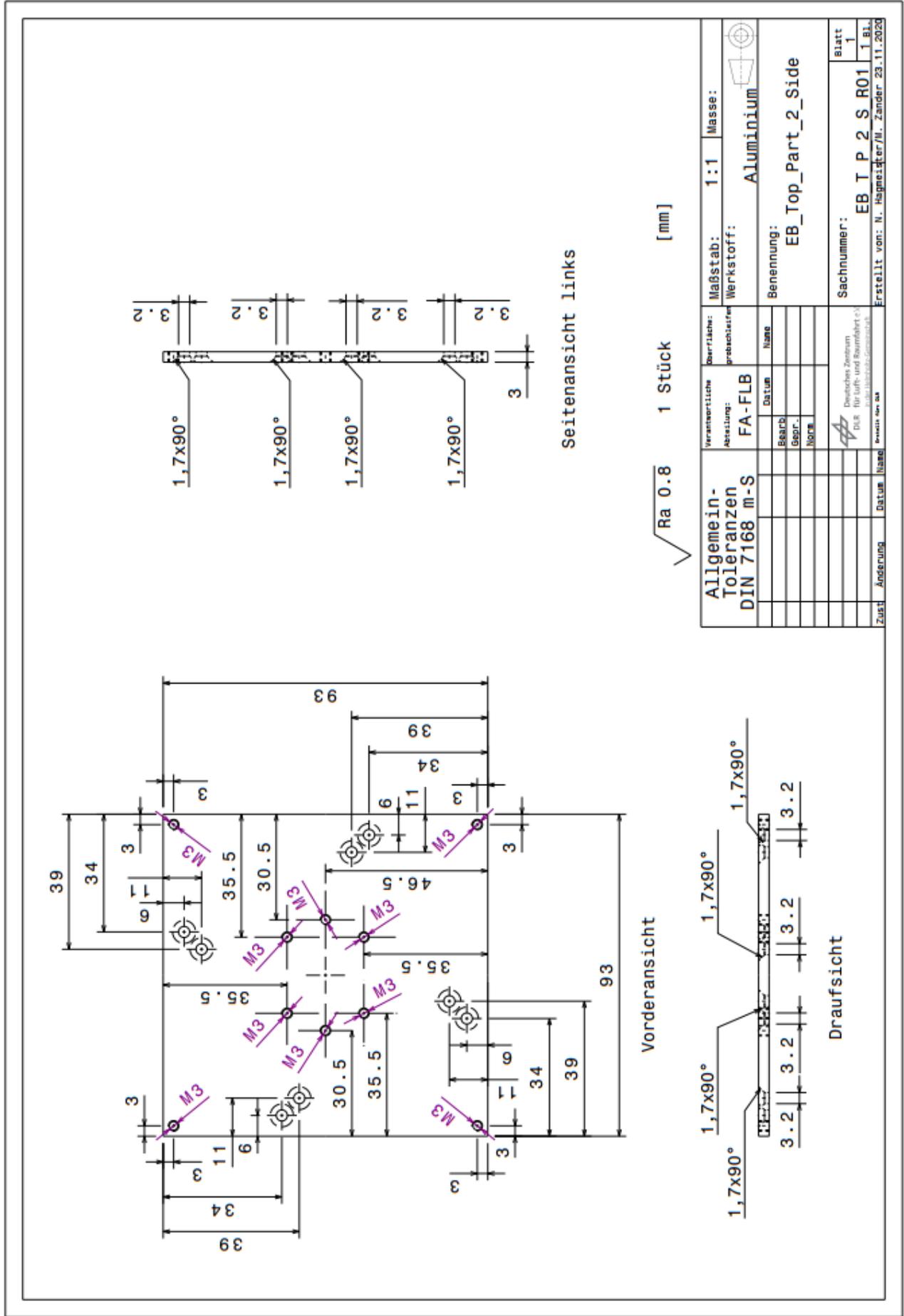
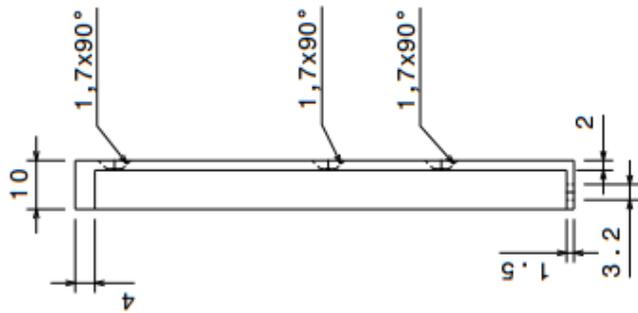
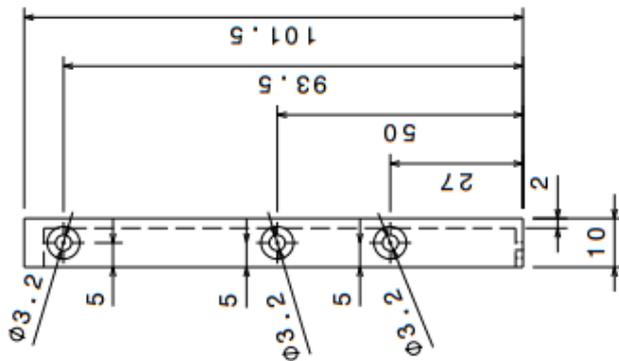


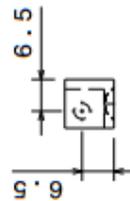
Abbildung 52: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Untere Platte



Seitenansicht links



Vorderansicht



Draufsicht

√ Ra 0.8 2 Stück [mm]

Allgemein-Toleranzen DIN 7168 m-S	Verantwortliche	Gezeichnete	Maßstab:	Masse:
	FA-FLB	FA-FLB	1:1	
	Bearb.	Name	Werkstoff:	ALUMINIUM
	Gepr.		Benennung:	EB_Rail_01
	Norm		Sachnummer:	EB R 01 R01
				Blatt 1
				T. Bl.
Zust.	Änderung	Datum	Name	Erstellt von: N. Hagmeier/U. Zander 23.11.2020

Abbildung 53: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Rahmen 1

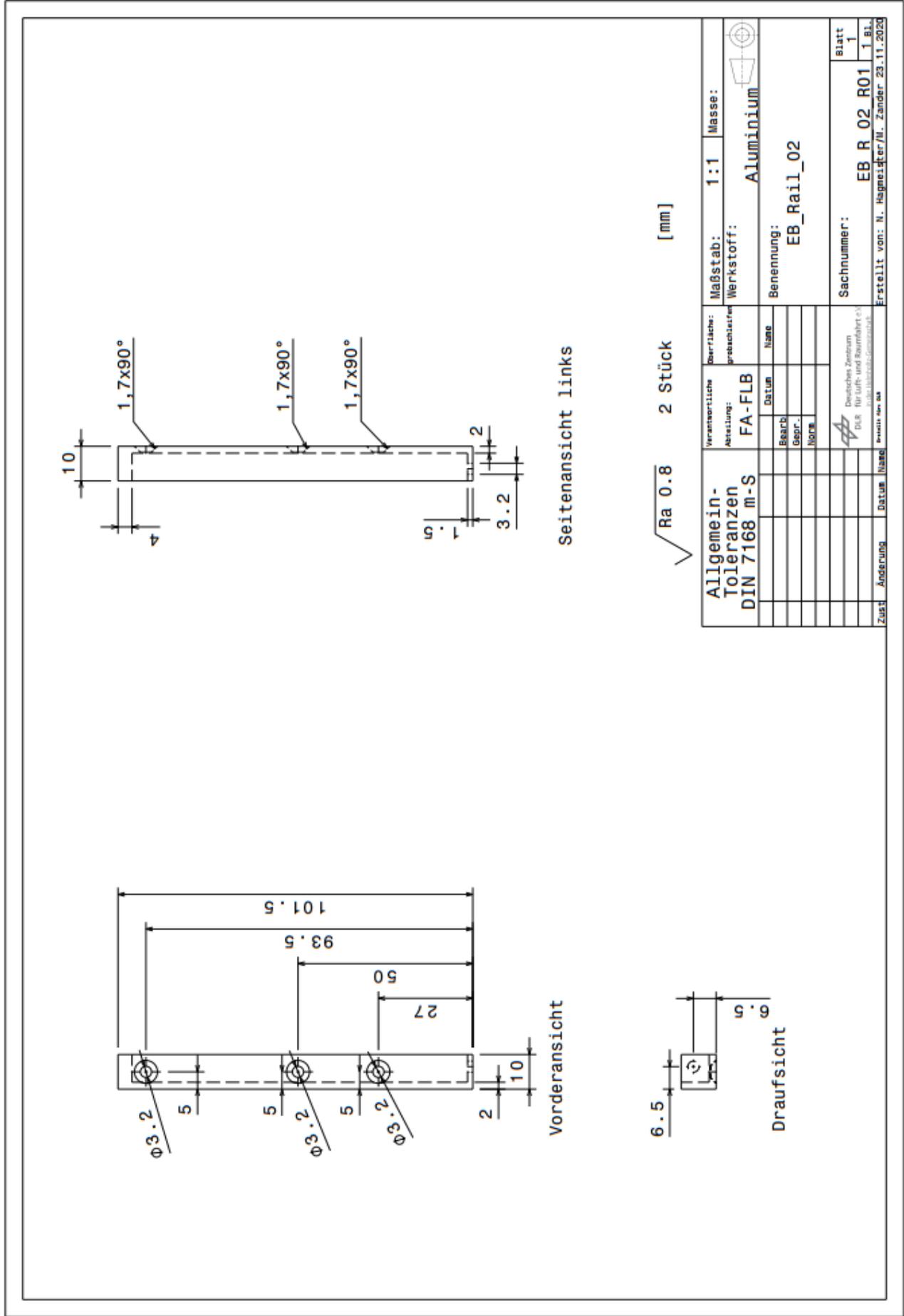


Abbildung 54: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Rahmen 2

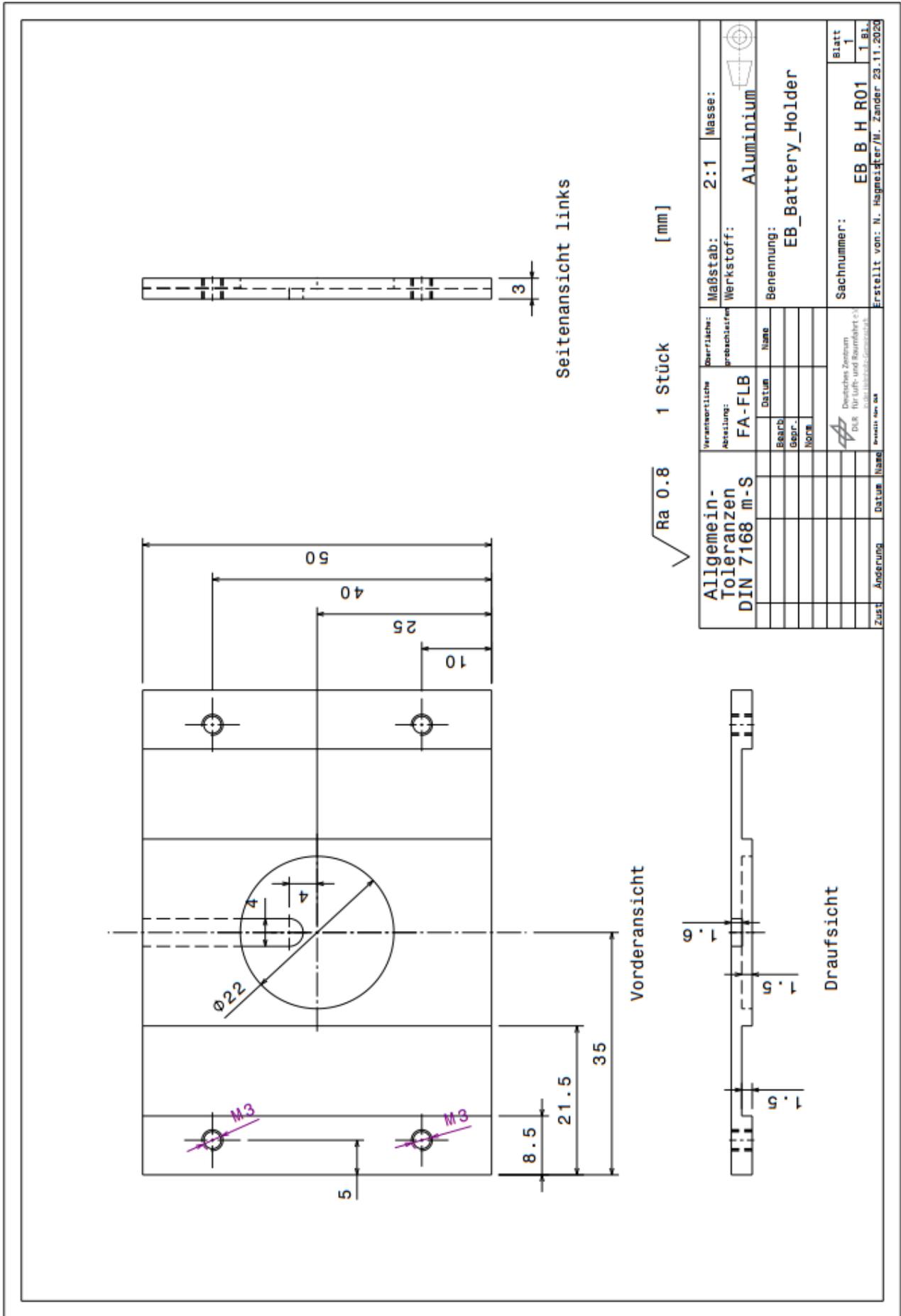


Abbildung 55: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Batterie/LED Halterung

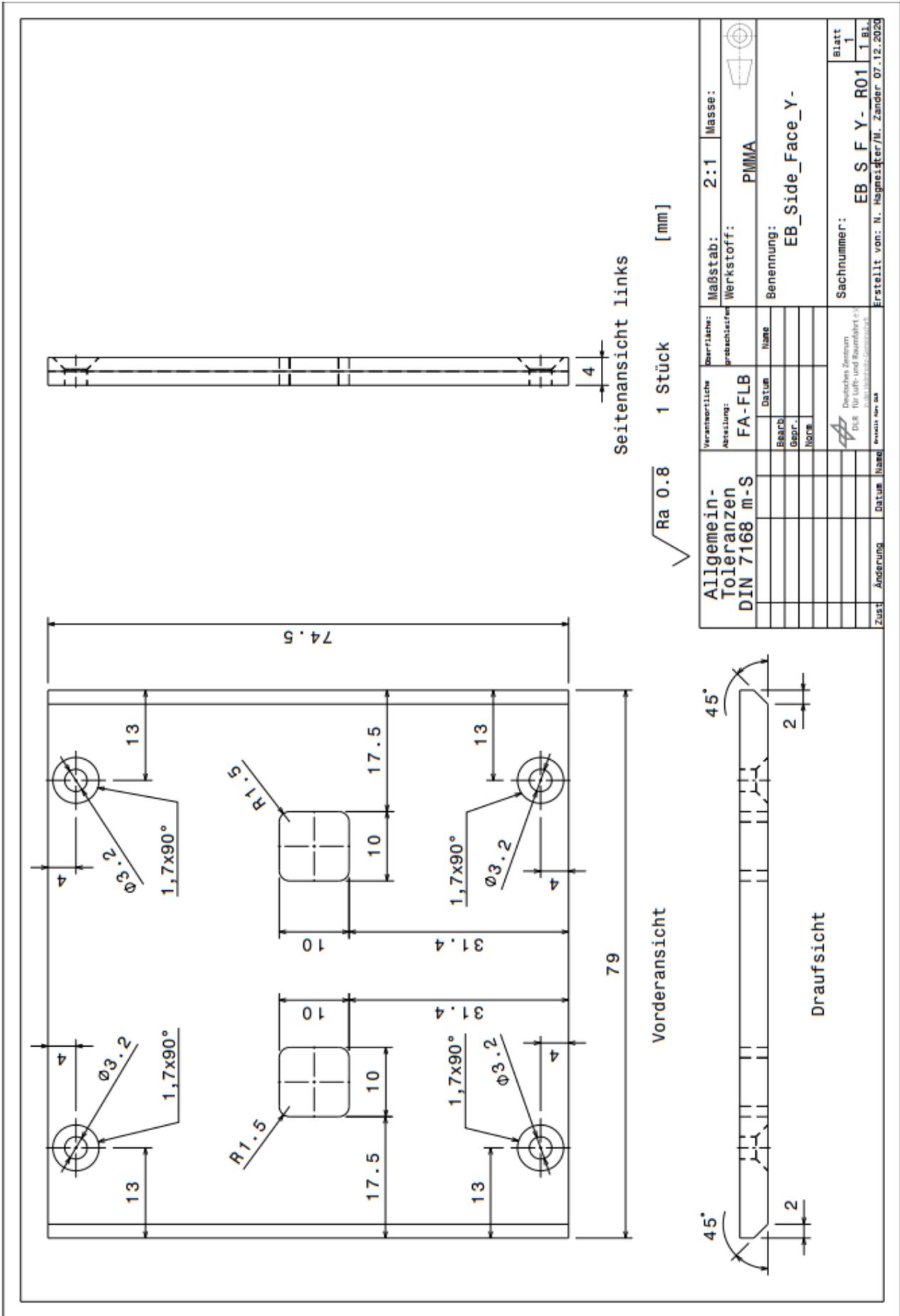


Abbildung 56: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 1



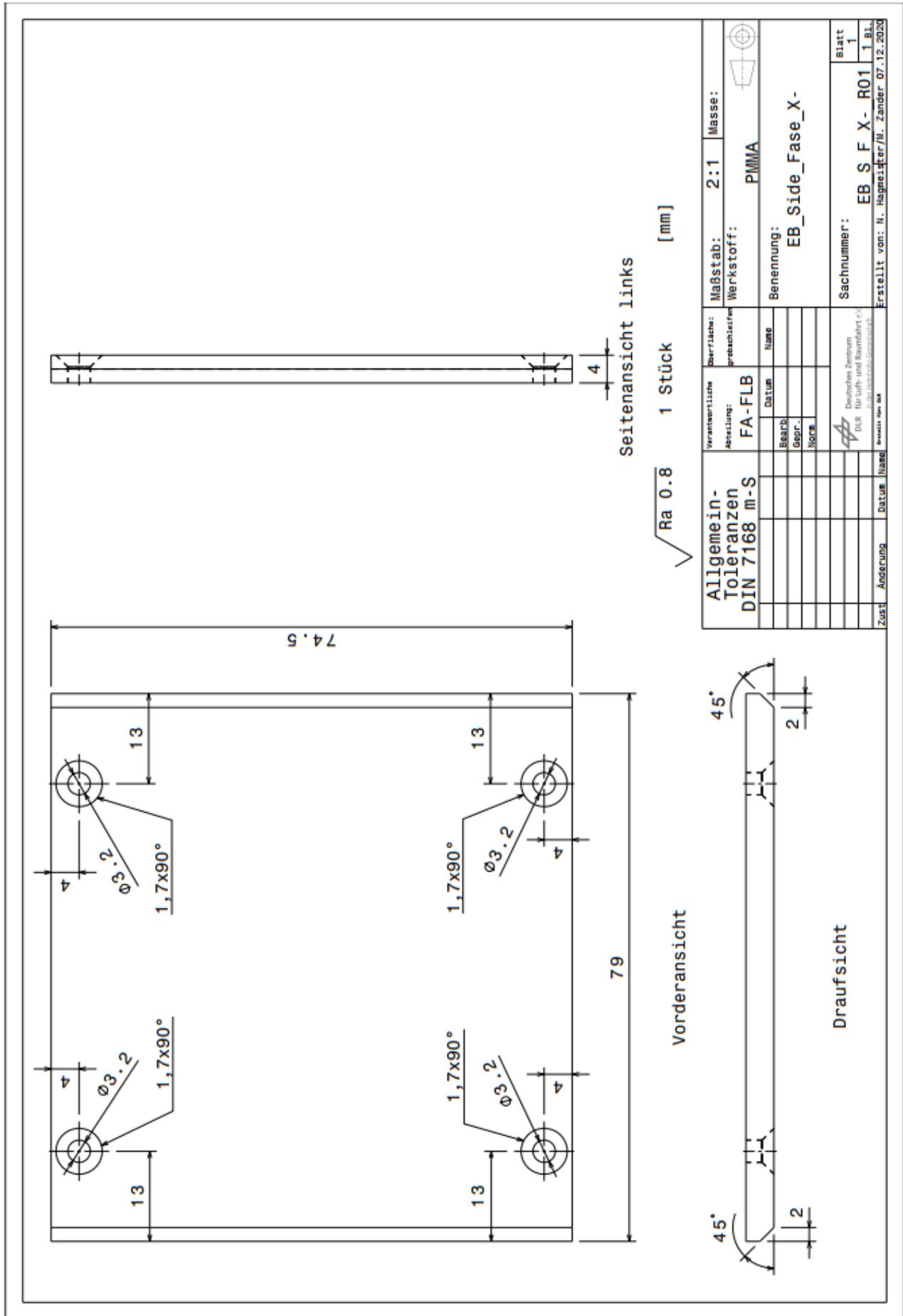


Abbildung 58: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Plexiglas-Abdeckung 3



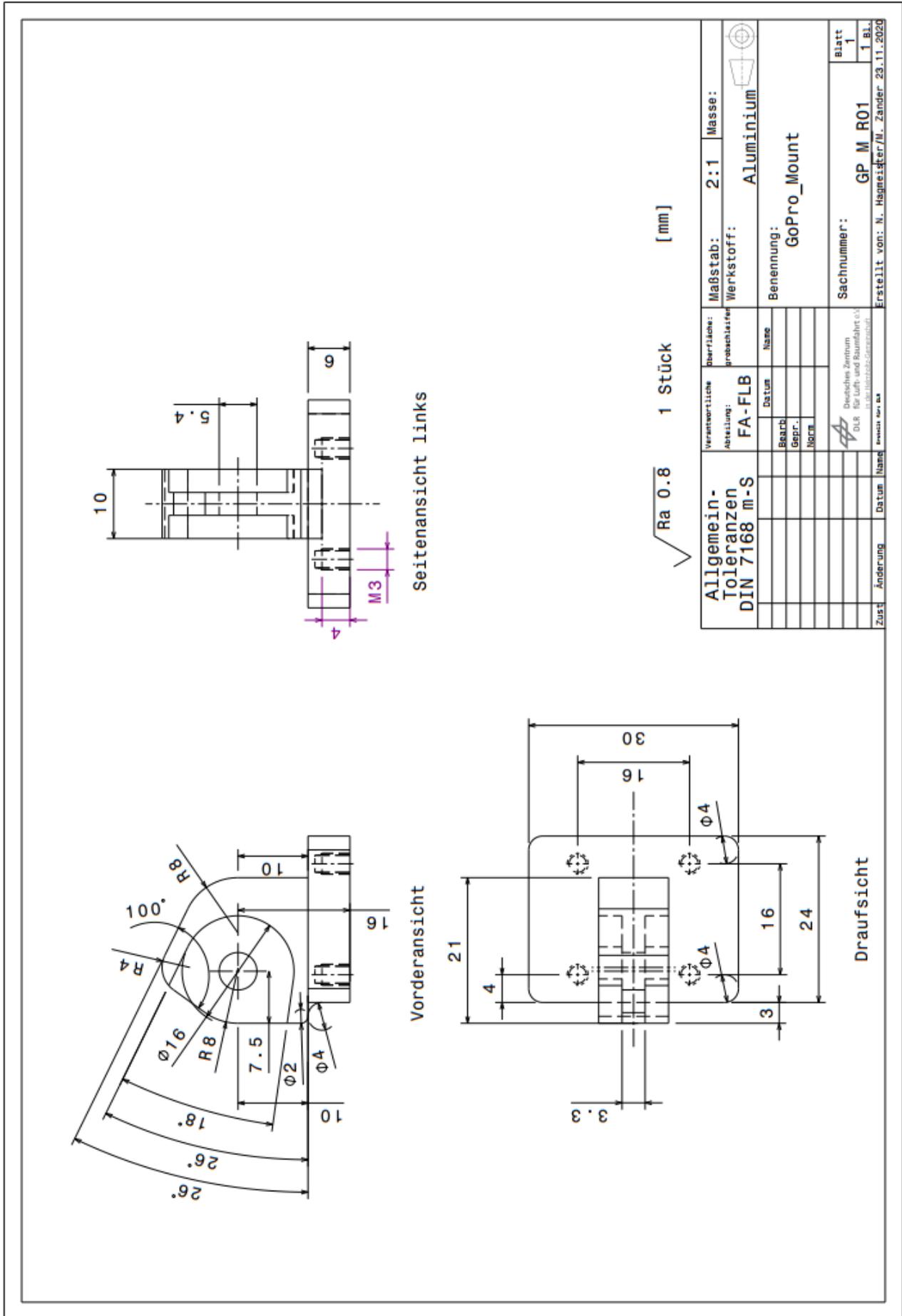


Abbildung 60: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – GoPro-Halterung

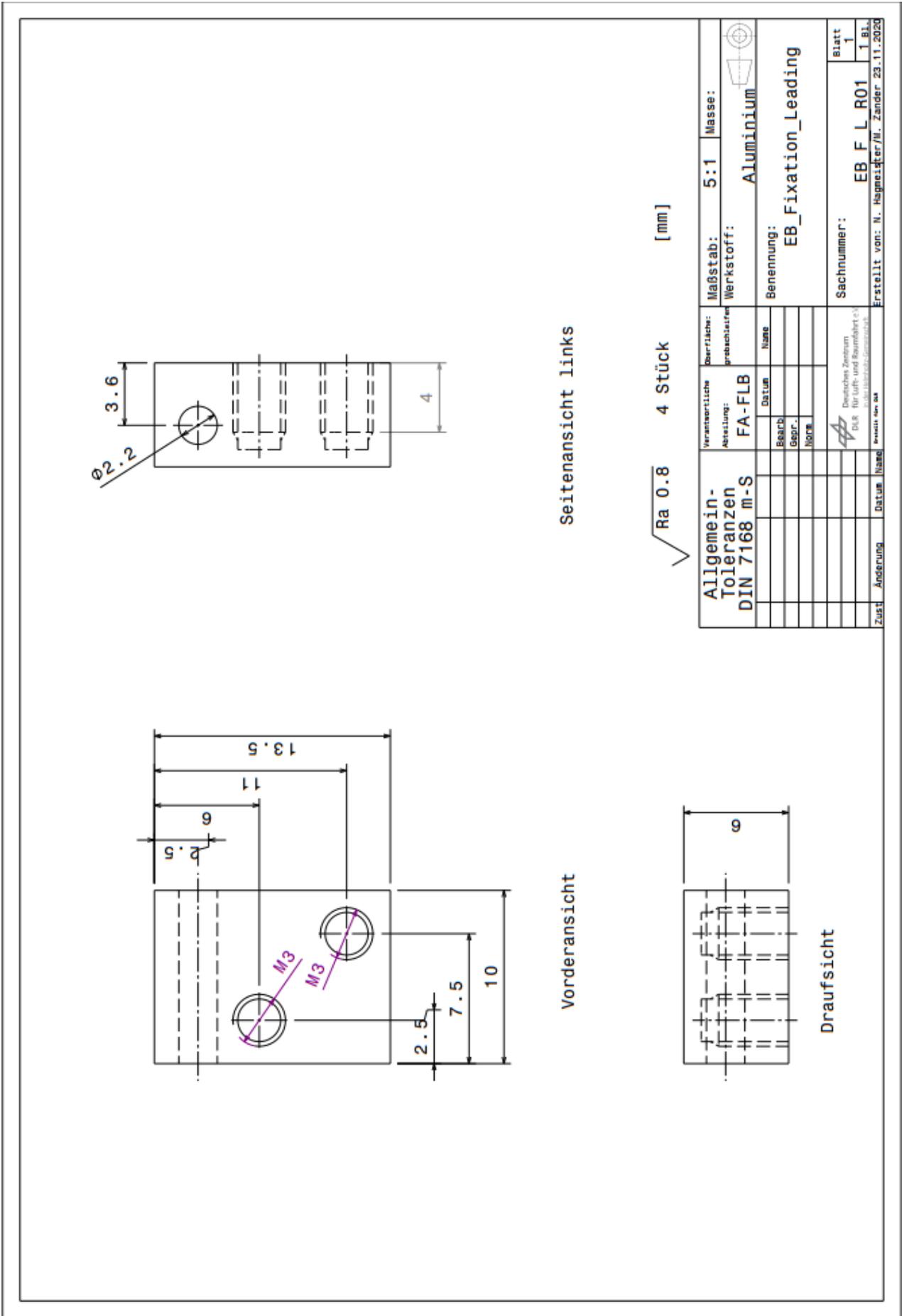


Abbildung 61: Fertigungszeichnung – Electronic Unit – Leidstück Türfixierung

# Anhang 1.2 Membran Unit

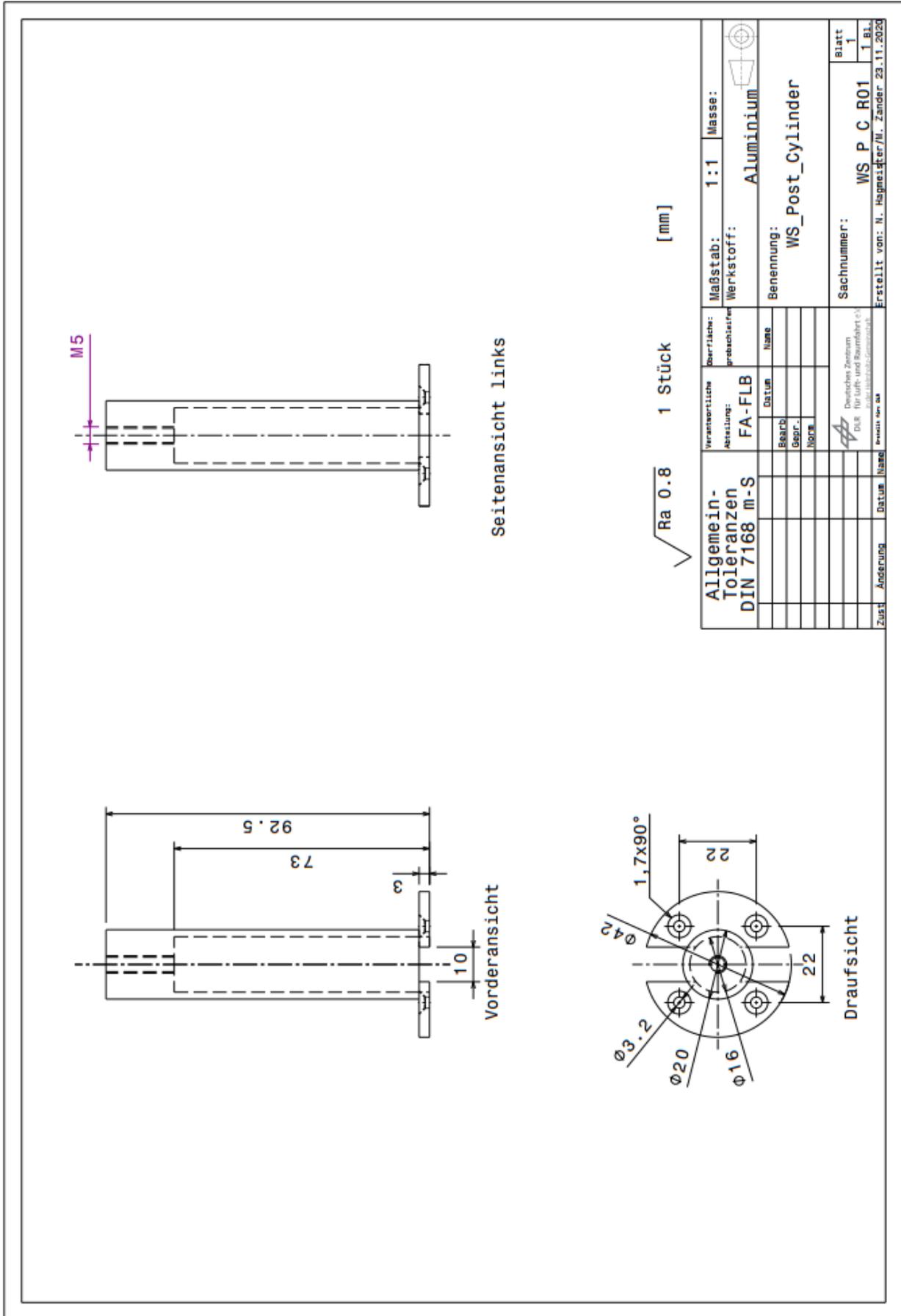
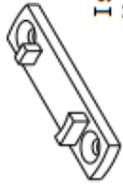
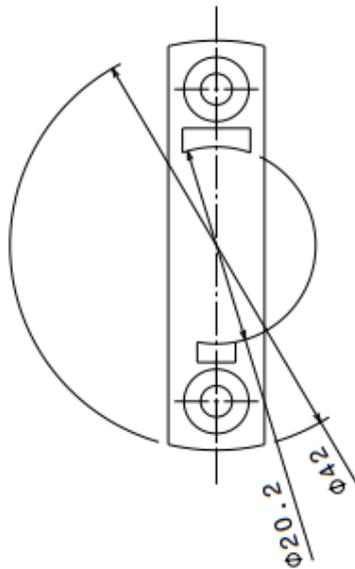


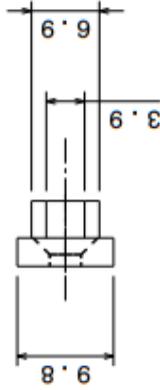
Abbildung 62: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Zylinder



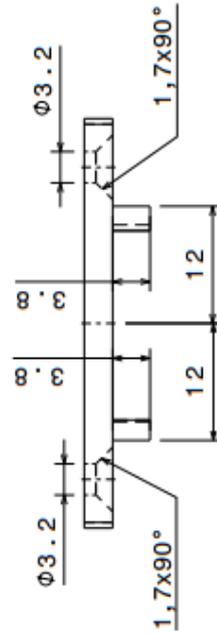
Isometrische Ansicht  
Maßstab: 1:1



Vorderansicht



Seitenansicht links



Draufsicht

√ Ra 0.8 1 Stück [mm]

Allgemein- Toleranzen DIN 7168 m-S		Verantwortliche Abteilung: FA-FLB	Gebarfläche: gezeichneten	Maßstab: 2:1	Masse:
Bearb.	Datum	Name	Werkstoff: Aluminium	Benennung: WS_Post_End_Cap	
Geor.				Sachnummer: WS_P E C R01	
Norm				Blatt 1	
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. Institut für Luft- und Raumfahrt			Erstellt von: N. Hagnelder/W. Zander 23.11.2020		
Zust.	Änderung	Datum	Name		

Abbildung 63: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Formschluss Element



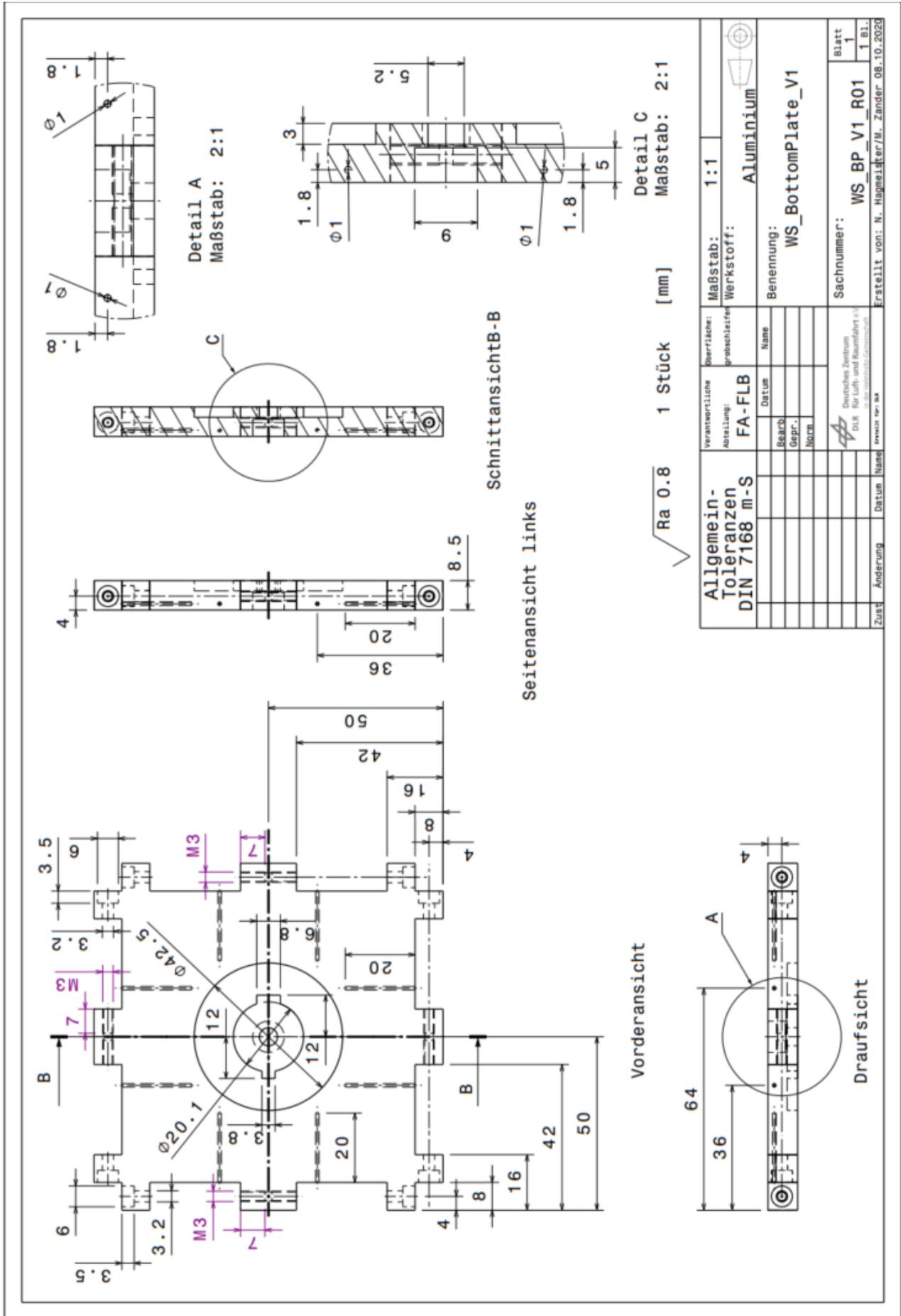


Abbildung 65: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Bodenplatte V2

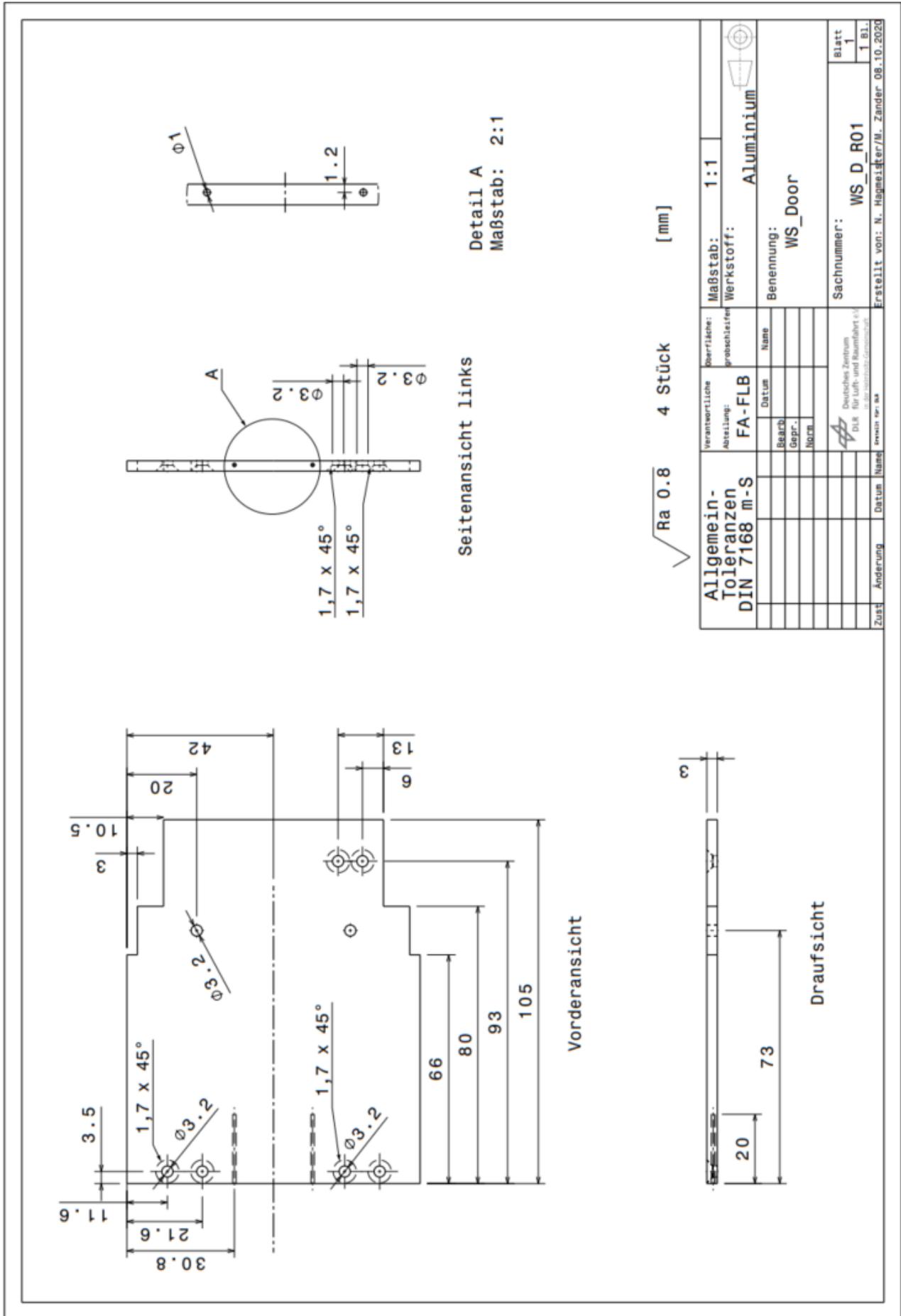


Abbildung 66: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Modul

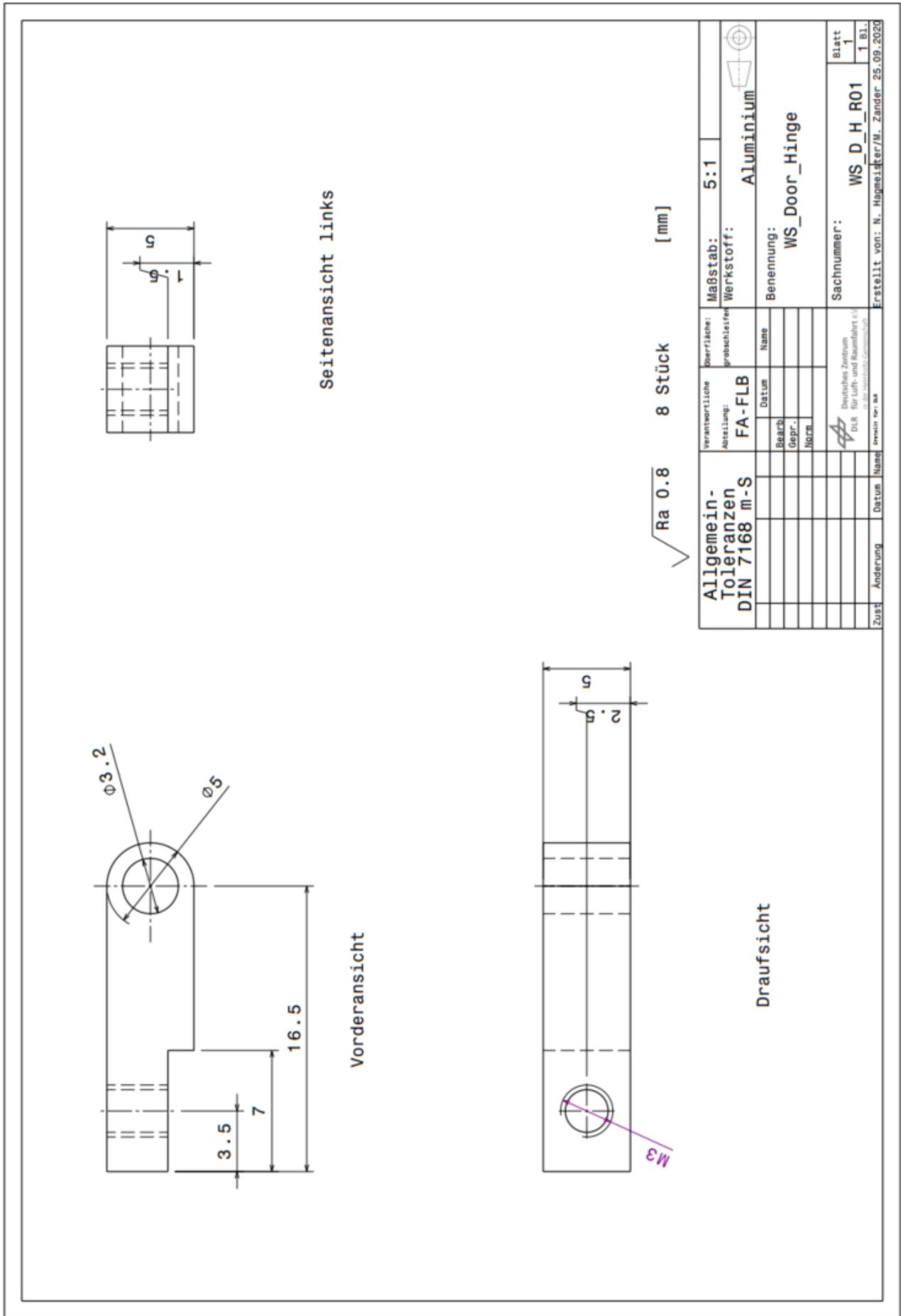


Abbildung 67: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Scharnier

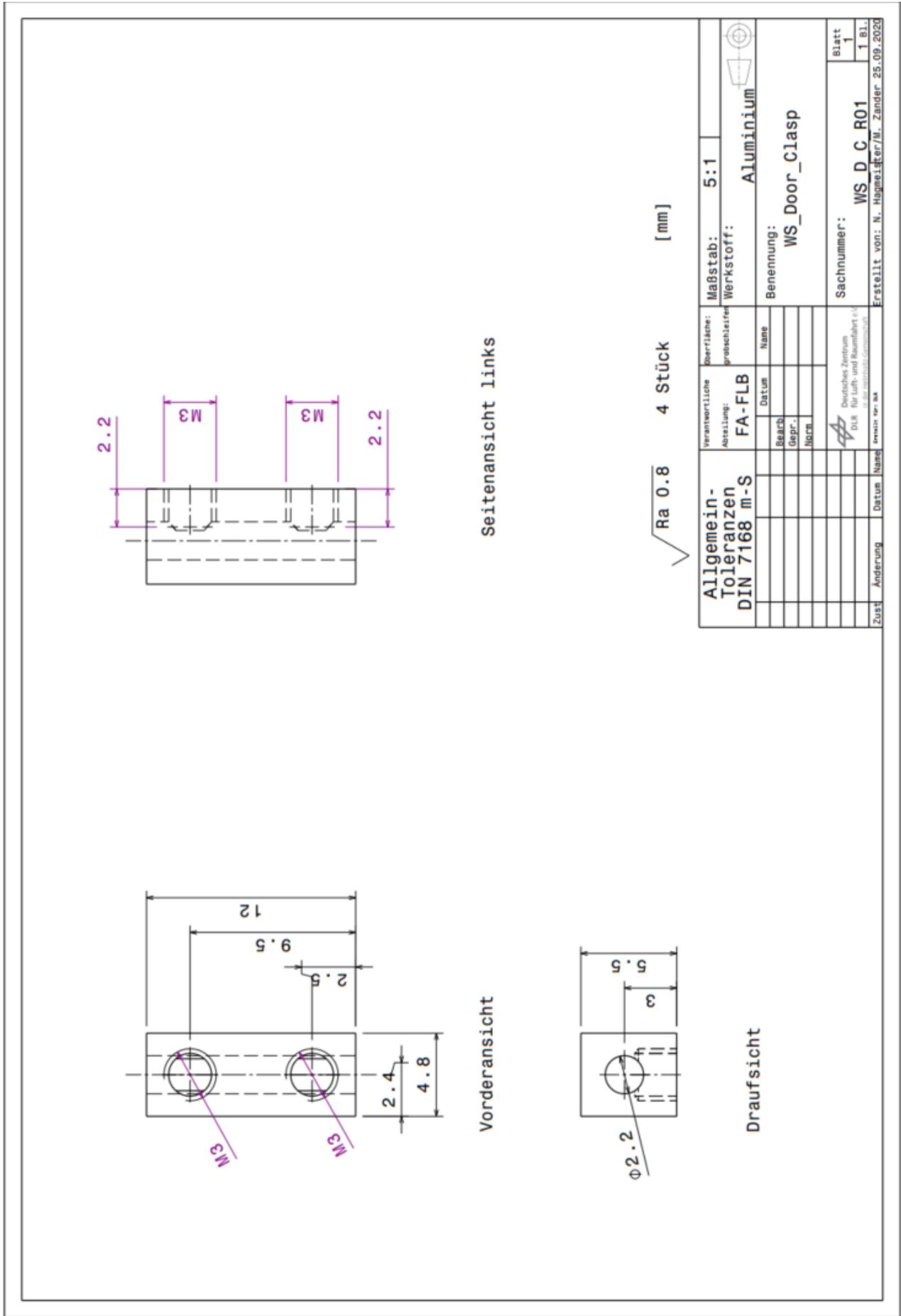


Abbildung 68: Fertigungszeichnung – Membran Unit – Tür Verschluss

## Anhang 2 LabVIEW Prüfstandsoftware Beschriftung!

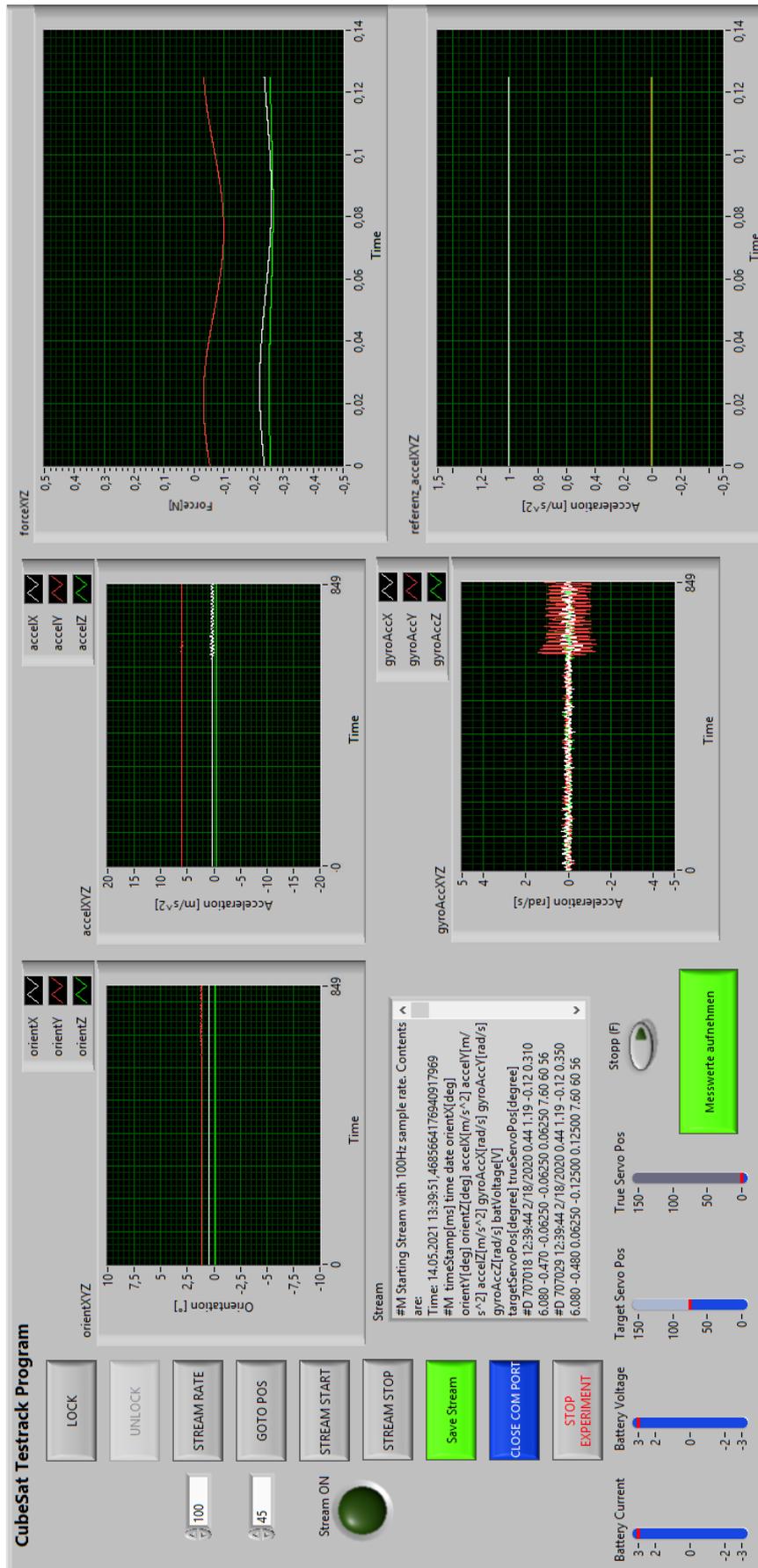


Abbildung 69: LabVIEW Bedienoberfläche – Große Ansicht

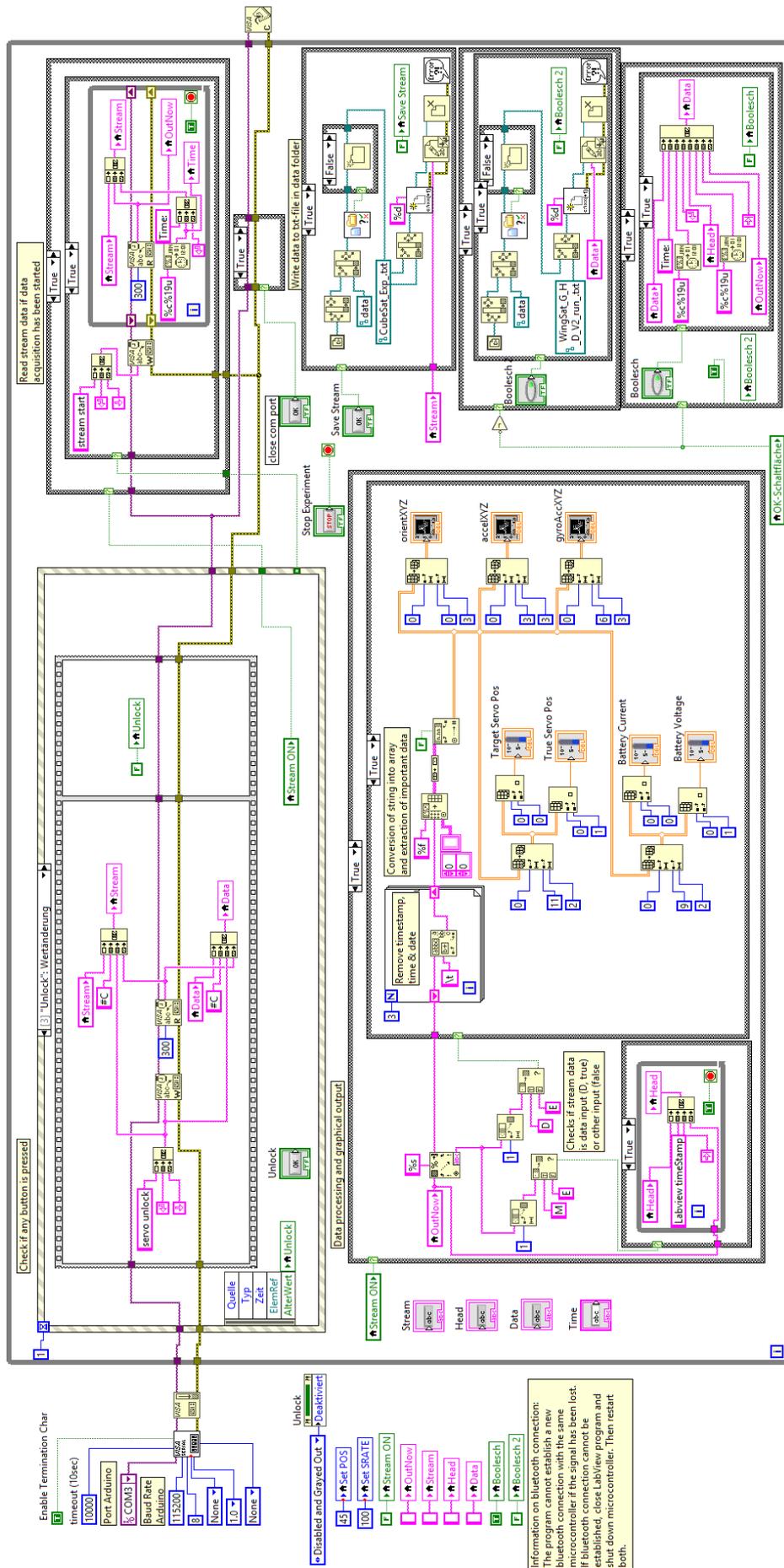


Abbildung 70: LabVIEW Bedienoberfläche - Blockdiagramm Teil 1 - WingSat

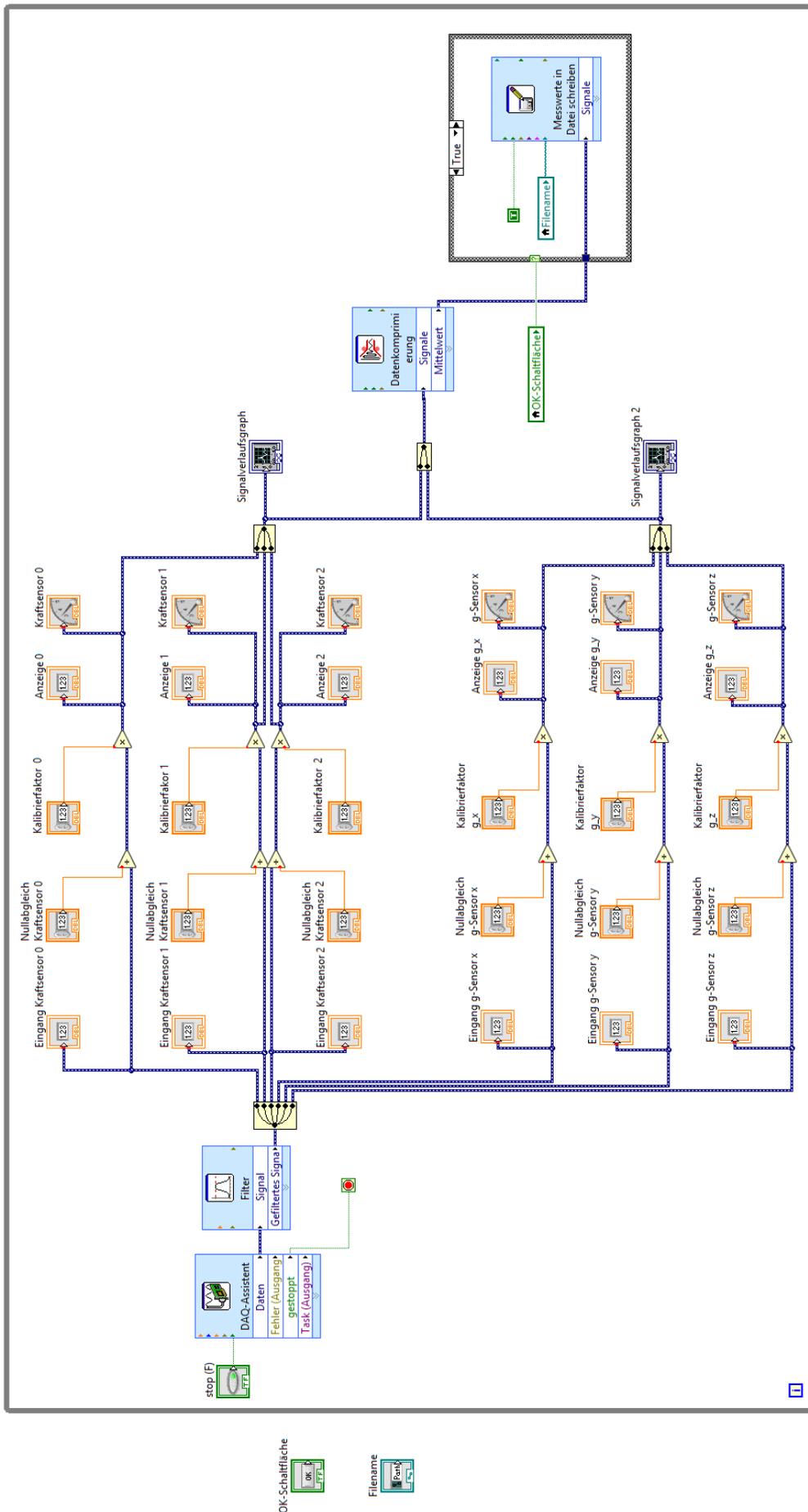


Abbildung 71: LabVIEW Bedienoberfläche - Blockdiagramm Teil 2 – DAQ-System Prüfstand