

DLR-IB-FA-BS-2021-162

**Designanalyse, Feinauslegung &
Validierung in 0g-Experimenten
einer entfaltbaren, bionischen,
versteiften Membran (Space Wing)
für Raumfahrtanwendungen**

Bachelorarbeit

Dominic Jost



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

DLR-IB-FA-BS-2021-162

**Designanalyse, Feinauslegung & Validierung in 0g-
Experimenten einer entfaltbaren, bionischen, versteiften
Membran (Space Wing) für Raumfahrtanwendungen**

Zugänglichkeit:

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

Braunschweig, *August, 2021*

Der Bericht umfasst: 126 Seiten

Abteilungsleiter:

Prof. Dr. Christian Hühne

Autor:

Dominic Jost

Autor 2 / Betreuer:

Martin Eckhard Zander



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt



Technische
Universität
Braunschweig



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt
Institut für Faserverbund-
leichtbau und Adaptronik



Designanalyse, Feinauslegung & Validierung in 0g-Experimenten einer entfaltbaren, bionischen, versteiften Membran (Space Wing) für Raumfahrtanwendungen

Bachelorarbeit

an der Technischen Universität Braunschweig

Verfasser: Dominic Jost
im Studiengang: Maschinenbau
Matr.-Nr.: 4948447

Erstprüfer:
Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius (TU Braunschweig - IMA)

Betreuer:
Dr.-Ing. Martin E. Zander
(DLR - Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik)

Bearbeitungszeitraum: 3 Monate

Abgabedatum am: 31.08.2021

Die vorliegende Bachelorarbeit wurde im Zeitraum von Mai 2021 bis Ende August 2021 am Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR Braunschweig unter der Betreuung von Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius und Dr.-Ing. Martin Zander angefertigt.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Sinapius für die Ermöglichung und Betreuung dieser Arbeit. Ich danke Dr.-Ing. Martin Zander für die Bereitstellung des wissenschaftlich sehr ansprechenden Themas und die stetige Unterstützung während der Anfertigung. Weiterhin danke ich ihm für die Korrektur des Erstentwurfes. Für die Hilfestellung bei IT-Problemen danke ich Lars Heinrich.

Schließlich möchte ich mich bei allen anderen Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des DLR-Instituts für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, sowie des IMA der Technischen Universität Braunschweig für die äußerst angenehme Arbeitsatmosphäre und die unablässige Hilfsbereitschaft bedanken.

Eidesstattliche Erklärung

Ich, Dominic Jost, erkläre hiermit an Eides statt, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit „Designanalyse, Feinauslegung & Validierung in 0g-Experimenten einer entfaltbaren, bio-nischen, versteiften Membran (Space Wing) für Raumfahrtanwendungen“ selbstständig verfasst, sowie alle benutzten Quellen und Hilfsmittel vollständig angegeben habe und dass die Arbeit nicht bereits als Prüfungsarbeit vorgelegen hat.

Braunschweig, den 31. August 2021

Dominic Jost

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	viii
Nomenklatur	ix
1. Einleitung	1
2. Stand der Technik	3
2.1. Entfaltbare-flächige Raumfahrtstrukturen	3
2.1.1. Mögliche Anwendungen	4
2.1.2. Entfaltungsmechanismen	8
2.1.3. Anforderungen an entfaltbare Struktursysteme	14
2.2. Untersuchungen zu verteilten Membran-Strukturen	14
3. Design und Analyse	18
3.1. Space-Wing-Komponenten	18
3.2. Aktueller Stand des Wing-Designs	20
3.2.1. Erfüllte Anforderungen	21
3.2.2. Offene Aufgabenpunkte	23
3.2.3. Ermittlung von Kennzahlen des Ausgangsdesigns	23
3.3. Analyse von Funktionen und Prinzipien	25
4. Auslegung Space-Wing-Demonstrator	27
4.1. Finite Elemente Analyse (FEA)	27
4.1.1. Grundidee einer Finite Elemente Analyse	27
4.1.2. Modellgenerierung	28
4.1.3. Dimensionierung der elastischen Gelenke	34
4.2. Identifizierung charakteristischer Kennzahlen	49
5. Konstruktion	52
5.1. Gelenkkonstruktion und Aspekte der Fertigung	52
5.2. Konstruktion des Hold Down Release Mechanism (HDRM) des WingSats .	58
5.2.1. Analyse und Klärung der Aufgabe	58
5.2.2. Konzeptionierung	60
5.2.3. Entwurf, Ausarbeitung und Fertigung	83
5.2.4. Funktionsablauf/-test des Hold Down Release Mechanism	86
6. Fertigung von Prototypen	88
6.1. Praktische Umsetzung von Prototypen zur Design-Iteration	88
6.2. Fertigung von Wing-Demonstratoren für Parabelflugexperimente	91
7. Entfaltungsversuche	93
7.1. Bodenversuche	93
7.1.1. Versuchsaufbau/-durchführung	93
7.1.2. Beobachtung und Ergebnisse	96

7.2. Parabelflugversuche	98
7.2.1. Versuchsaufbau/-durchführung	98
7.2.2. Beobachtung, Ergebnisse und erste Auswertungen	100
8. Fazit und Ausblick	103
Literaturverzeichnis	105
A. Anhang	113

Abbildungsverzeichnis

2.1.	Anwendungsbeispiele für Sonnensegel	5
2.2.	Anwendungsbeispiele für Bremssegel	6
2.3.	Anwendungsbeispiele für Solarpaneele	7
2.4.	JWST mit Sonnenschild an der Unterseite [54]	8
2.5.	Weitere Faltvarianten	9
2.6.	CTM-Boom	10
2.7.	Boom-Entfaltungsmechanismen	10
2.8.	weitere Boomformen	11
2.9.	Links: Adernstruktur eines Blattes, Rechts: Adernstruktur eines Schmetterlings [44]	12
2.10.	Ohrenkneiferflügel [29]	13
2.11.	Entwicklung geeigneter Gelenkstrukturen [73]	15
2.12.	Entwicklung der Torsion-Gelenke [73]	16
2.13.	Experimentelle Validierung der Gelenke mittels eines Teststands	17
3.1.	Bestandteile des elastischen Elements	18
3.2.	Prinzipdarstellung eines Space-Wings	19
3.3.	Parameter der Gelenke (links: gültig für einreihige Gelenke, rechts: gültig für mehrreihige Gelenke)	19
3.4.	Space-Wings (links: planare Fläche, rechts: Fläche im Raum gekrümmt)	20
3.5.	„Wrapping around a hub“- Faltung des Space-Wings	21
3.6.	Reaktionskräfte der Einspannung der Infinity1-03-05-10-28- und Infinity1-03-05-10-41-Gelenke	25
3.7.	Analyse der Komponentenfunktionen des Space-Wings	26
4.1.	Lokale Solid Shell Vernetzung des Gelenks und der Streben	30
4.2.	Variation der Verschiebungsrandbedingungen	31
4.3.	Bewegungsverlauf der Randbedingung acht in acht Schritten	32
4.4.	gemittelte und ungemittelte Vergleichsspannung entlang eines Pfades als Gütekriterium der Vernetzung	32
4.5.	Spannungsspitze zwischen Gelenk und Strebe	33
4.6.	Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannung mit Spannungsspitzen an Kerben und Kanten der Infinity1-03-05-10-41	34
4.7.	FE-Analyse des Gelenks auf einer Membran	34
4.8.	Verteilung der Design-Punkte der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben	36
4.9.	Auswirkungen der Gelenkparameter auf die Kraftreaktion der Einspannung in z-Richtung F_z und die maximale gemittelte Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben	37
4.10.	Einflussstärke der Gelenkparameter auf die Ergebnisgrößen beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben	38
4.11.	Verteilung der Design-Punkte der Infinity3-t-h-10-41-f	39
4.12.	Auswirkungen der Gelenkparameter auf die Kraftreaktion der Einspannung in z-Richtung F_z und die maximale gemittelte Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity3-t-h-10-41-f	40

4.13. Einflussstärke der Gelenkparameter auf die Ergebnisgrößen beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity3-t-h-10-41-f	40
5.1. Druckfehler der Gelenke nach Versuch 08; Markierung 1: Geradlinigkeit verletzt; Markierung 2: Ausfranzungen; Markierung 3: verbranntes Material; Markierung 4: Materialverzug; Markierung 5: Materialfäden	55
5.2. Spannungs-Dehnungs-Diagramm mit Zeit- und Temperaturabhängigkeit von PA 6.6 [18]	57
5.3. Spannungs-Dehnungs-Diagramme von Kunststoffen (c: qualitativer Verlauf von PA) [26]	57
5.4. Sicherung durch Faden	60
5.5. Sicherung durch Klemmung	61
5.6. Sicherung durch Rückhalter	61
5.7. Aktuation durch Türen	61
5.8. Manuelle Aktuation	62
5.9. Aktuation durch vorhandenen Motor mit Drehkreuz	62
5.10. Aktuation durch Zusatzmotor	62
5.11. Aktuation durch Pin Puller	62
5.12. Aktuation durch Release Nut	63
5.13. Freigabe durch Herausziehen eines Bolzens aus einer Schlaufe	63
5.14. Freigabe durch Durchbrennen	63
5.15. Freigabe durch Durchtrennen	64
5.16. Freigabe durch Abziehen	64
5.17. Variante a: Kombination der Teillösungen	67
5.18. Variante a als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	67
5.19. Variante a als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	68
5.20. Variante b: Kombination der Teillösungen	68
5.21. Variante b als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	69
5.22. Variante b als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	69
5.23. Variante c: Kombination der Teillösungen	70
5.24. Variante c als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	70
5.25. Variante c als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	71
5.26. Variante d: Kombination der Teillösungen	71
5.27. Variante d als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	72
5.28. Variante d als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	72
5.29. Variante e: Kombination der Teillösungen	73
5.30. Variante e als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	73
5.31. Variante e als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	74
5.32. Variante f: Kombination der Teillösungen	74
5.33. Variante f als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht	75
5.34. Variante f als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht	75
5.35. Präferenzmatrix für die Bestimmung der Gewichtungsfaktoren g_i	77
5.36. Komponenten des HDRM	84
5.37. Fixierung des Space-Wings mittels des HDRM	84
5.38. Abschätzung der geradlinigen Bolzenbewegung	85
6.1. Fertigung eines Space-Wings	89
6.2. 24 Space-Wings für den Parabelflug	91
6.3. Wingkonzepte für den Parabelflug	92
7.1. Teststands Aufbau mit LabView Bedienoberfläche	94
7.2. Koordinatensysteme des Beschleunigungssensors am Teststand (blau), des Kraftsensors am Teststand (orange), des CubeSats (rot) und des Flugzeugs (grün)	94

7.3.	Verbesserung der Bodenversuche (oben links: Gravitationskompensations- scheibe aus Plexiglas, oben rechts: Gravitationskompensations- scheibe mit Papier verkleidet, unten rechts: Gravitationskompensations- scheibe mit Nylon- Vlies verkleidet, unten links: Teststand mit Nylon-Vlies verkleidet)	95
7.4.	Design-Iterationen (rote Pfeile: Verweis auf Gelenke)	96
7.5.	Entfaltung eines Space-Wings während eines Bodenversuchs	97
7.6.	F_z zwischen Teststand und CubeSat während eines Bodenversuchs	97
7.7.	Versuchsaufbau im Parabelflugzeug [71]	98
7.8.	Flussdiagramm Parabelflugtestprozess	99
7.9.	Testkonfigurationen a und b [77]	100
7.10.	Entfaltung des Wingdemonstrators H in Testkonfiguration b	101
7.11.	Ebenheit des Space-Wings (rote Markierung: sichtbare Faltkanten)	101
A.1.	Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannung mit Spannungsspitzen an Kerben und Kanten der Infinity1-03-05-10-28 . . .	113

Tabellenverzeichnis

3.1.	Anforderungsliste für die Entwicklung des Space-Wings	22
3.2.	Kennzahlen eines Infinity1-03-05-10-41-Gelenks	24
3.3.	Kennzahlen eines Infinity1-03-05-10-28-Gelenks	24
4.1.	Materialeigenschaften von Nylon für FEM	29
4.2.	Ergebnisse der Gelenkoptimierungen bei $\beta = 180^\circ$	45
4.3.	Variation der Ellipsenanzahl und ihr Einfluss auf die Ergebnisgrößen bei $\beta = 180^\circ$	47
4.4.	Zusammenstellung und Benamung der finalen Wingkonfigurationen	48
4.5.	Charakteristische Leistungszahlen der Gelenkstrukturen (Ausgangsdesign und optimierte Ergebnisse) bei $\beta = 180^\circ$	50
5.1.	Druckversuche mit Nylon	54
5.2.	Maßhaltigkeit des Prusa i3 MK3S beim Druck der Nylon-Gelenke	56
5.3.	Anforderungsliste des Hold Down Release Mechanism des WingSats	59
5.4.	Funktionsanalyse des Hold Down Release Mechanism des WingSats	60
5.5.	Morphologischer Kasten für die Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats	65
5.6.	Berechnung der Gewichtungsfaktoren für die Nutzwertanalyse	78
5.7.	Nutzwertanalyse 1 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (<i>Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung)</i>)	80
5.8.	Nutzwertanalyse 2 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (<i>Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung)</i>)	81
5.9.	Nutzwertanalyse 3 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (<i>Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung)</i>)	82
5.10.	Zusammenstellung der Ergebnisse der Nutzwertanalyse	83
5.11.	Funktionsablauf des Hold Down Release Mechanism	87
6.1.	Verbindungsversuche des Fertigungskonzepts 2	90
7.1.	Versuchsablauf Experiment <i>WingSat</i> (roter Kasten: durchgeführte Testvariante)	99
A.1.	Charakteristische Kennwerte der Druckfeder D-042J-01 [27]	113

Nomenklatur

Lateinische Formelzeichen

A	Fläche	$[m^2]$
a	Beschleunigung	$[\frac{m}{s^2}]$
c	Kleine Hauptachse des Gelenks	$[m]$
d	Große Hauptachse des Gelenks	$[m]$
E	E-Modul	$[\frac{N}{m^2}]$
e_{ij}	verbale Eigenschaft einer Variante (Nutzwertanalyse)	$[-]$
F	Kraft	$[N]$
\vec{F}	Vektorielle Kraft	$[N]$
F_1	Kraft der Feder vorgespannt	$[N]$
F_2	Kraft der Feder gespannt	$[N]$
F_n	Höchstkraft der Feder	$[N]$
F_x	Kraft in x-Richtung	$[N]$
F_y	Kraft in y-Richtung	$[N]$
F_z	Kraft in z-Richtung	$[N]$
f	Abstand der Gelenk-Reihen	$[m]$
g	Erdbeschleunigung	$[\frac{m}{s^2}]$
g_i	Gewichtungsfaktor	$[-]$
h	Dicke des Gelenks	$[m]$
h_1	Modifizierte Dicke des Gelenks ($1 - h_1 = h$)	$[m]$
K	Steifigkeitsmatrix	$[\frac{N}{m}]$
L	Länge	$[m]$
L_0	Länge der ungespannten Feder	$[m]$
M	Drehmoment	$[N \cdot m]$
M_y	Drehmoment um die y-Achse	$[N \cdot m]$
m	Masse	$[kg]$
N	Anzahl der Kombinationsmöglichkeiten	$[-]$
N	Bezeichnung der Gelenke	$[-]$
n_i	Häufigkeit	$[-]$

p_s	Strahlungsdruck	$[\frac{N}{m^2}]$
R	Federrate	$[\frac{N}{m}]$
r	Dicke der Strebe	$[m]$
s	Federweg	$[m]$
s_1	Strecke der Feder vorgespannt	$[m]$
s_2	Strecke der Feder gespannt	$[m]$
s_n	Größte Strecke der Feder	$[m]$
$T_{\text{Bearbeitung}}$	Bearbeitungstemperatur	$[K]$
T_{Schmelz}	Schmelztemperatur	$[K]$
t	Breite der Gelenke	$[m]$
t	Zeit	$[s]$
u	Breite der Strebe	$[m]$
\vec{u}	Vektorielle Verschiebung	$[m]$
V	Volumen	$[m^3]$
v	Geschwindigkeit	$[\frac{m}{s}]$
v_{ij}	Wert einer Variante (Nutzwertanalyse)	$[-]$
w	Abstand der Streben	$[m]$
w_{ij}	Gewichteter Wert einer Variante (Nutzwertanalyse)	$[-]$

Griechische Formelzeichen

α	Verkipfung der großen Hauptachse des Gelenks gegenüber der Vertikalen	$[^\circ]$
β	Faltwinkel	$[^\circ]$
γ	Winkel des Servos	$[^\circ]$
ϵ	Dehnung	$[-]$
ϵ_B	Bruchdehnung	$[-]$
ϵ_M	Gleichmaßdehnung	$[-]$
ϵ_y	Streckdehnung	$[-]$
η	Segelwirkungsgrad	$[-]$
μ	Reibungskoeffizient	$[-]$
ν	Poisson Zahl	$[-]$
ρ	Dichte	$[\frac{kg}{m^3}]$
σ	Spannung	$[\frac{N}{m^2}]$
σ	Masse/(reflektierende Fläche)	$[\frac{kg}{m^2}]$
σ_B	Bruchspannung	$[\frac{N}{m^2}]$
σ_M	Zugfestigkeit	$[\frac{N}{m^2}]$
σ_v	Von-Mises-Vergleichsspannung	$[\frac{N}{m^2}]$

σ_y	Streckspannung	$\left[\frac{N}{m^2}\right]$
------------	----------------	------------------------------

Sonderzeichen

Δ	Differenz
$ \cdot $	Betrag
$\ \cdot\ _2$	euklidische Norm

Abkürzungen

<i>ADAM</i>	Able Deployable Articulated Mast
<i>ALHS</i>	Advanced Latin Hypercube Sampling
<i>AM</i>	Additive Manufacturing
<i>CFK</i>	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
<i>CFRP</i>	Carbon Fiber Reinforced Polymer
<i>CoP</i>	Coefficient of Prognosis
<i>CTM</i>	Collapsible Tube Mast
<i>DAQ</i>	Data Acquisition System
<i>DLR</i>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
<i>DoE</i>	Design of Experiments
<i>EA</i>	Evolutionary Algorithm
<i>EAP</i>	Electroactive Polymer
<i>ESA</i>	European Space Agency
<i>ESDP</i>	Experimental Safety Data Package
<i>FAST</i>	Folding Articulated Square Truss
<i>FDM</i>	Fused Deposition Modeling
<i>FE/FEA</i>	Finite Elemente (Analyse)
<i>FEM</i>	Finite Elemente Methode
<i>FFF</i>	Fused Filament Fabrication
<i>g</i>	Gemessen
<i>HDRM</i>	Hold Down Release Mechanism
<i>IKAROS</i>	Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun
<i>IMU</i>	Inertial Measurement Unit
<i>ISS</i>	International Space Station
<i>JAXA</i>	Japan Aerospace Exploration Agency
<i>JDSS/DCB</i>	Joint Deployable Space Structures/Deployable Composite Boom
<i>JWST</i>	James Webb Space Telescope
<i>k</i>	Konstruiert

<i>LEO</i>	Low Earth Orbit
<i>MIT</i>	Massachusetts Institute of Technology
<i>MoP</i>	Metamodell of optimal Prognosis
<i>NASA</i>	National Aeronautics and Space Administration
<i>NLPQL</i>	Non-Linear Programming by Quadratic Lagrangian
<i>NWA</i>	Nutzwertanalyse
<i>PA</i>	Polyamid/Nylon
<i>PET</i>	Polyethylenterephthalat
<i>PET – G</i>	Polyethylenterephthalat + Glykol
<i>PSO</i>	Particle Swarm Optimization
<i>SMA</i>	Shape Memory Alloy
<i>SRTM</i>	Shuttle Radar Topography

1. Einleitung

Im Rahmen dieser Bachelorarbeit soll eine Designanalyse, Feinauslegung und Validierung einer entfaltbaren, bionischen, versteiften Membran für Raumfahrtanwendungen durchgeführt werden.

Konkret wird hierzu ein bereits existenter, grundlegender Entwurf einer flächig-verteilten, bionischen Flügel-Struktur bestehend aus Gelenk-Elementen und einer Membran analysiert. Durch eine geeignete Auslegung, Variation und Anordnung dieser strukturellen Elemente soll die Selbstentfaltung des Space-Wings ermöglicht werden.

Unter Berücksichtigung praktisch umsetzbarer Fertigungsschritte werden die elastischen Gelenke, radialen Streben und eine Substratfolie zu einer fertigen Gesamtstruktur überführt. Wing-Demonstratoren für Bodenversuche und Wing-Prototypen werden für die Validierung während eines Parabelfluges angefertigt.

Die Thematik wird im Zusammenhang mit dem im Jahr 2016 gestarteten Kooperationsprojekt „JDSS/DCB (Joint Deployable Space Structures/Deployable Composite Boom)“ zwischen dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der National Aeronautics and Space Administration (NASA) bearbeitet.

Das Ziel ist die Entwicklung entfaltbarer Struktursysteme für Weltraumanwendungen in der Zukunft. Im Zuge dessen sollen bereits vorhandene und neue Technologien miniaturisiert werden, um Anwendungen wie beispielsweise die Abschattung von Instrumenten (Solar Shades), Bremssegel zur Minimierung des Weltraumschrotts, Sonnensegel für den Antrieb bei Sondenmissionen oder die Stützstrukturen einer Photovoltaikanlage möglich zu machen.

Diese neuartigen Entfaltungsmechanismen sollen in Parabelflugexperimenten untersucht werden, bevor ein Einsatz in einem niedrigen Erdorbit getestet wird.

Um Kosten während des Raketenstarts und der Bahnmanöver zu reduzieren, ist das Gewicht und das Volumen von Nutzlasten möglichst gering zu halten [62]. Aufgrund dessen müssen funktionale Strukturen, die die Energiegewinnung, die Kommunikation oder Satellitenmanöver sicherstellen, entfaltbar sein [62], [76]. Dabei ist bei diesen flexiblen und leichten sogenannten *Gossamer Strukturen* auf ein möglichst hohes Fläche A

zu Packungsvolumen V - Verhältnis (A/V) zu achten [22]. Da die Miniaturisierung der Boom-Technologie ab einer bestimmten Größe an ihre Grenzen stößt, sollen neue faltbare und entfaltbare flächig-verteilte Strukturen in Form von versteiften Flügel - Membranen, die ähnlich den Strukturen von Blättern und Insektenflügeln sind, entwickelt und untersucht werden.

Diese Arbeit konzentriert sich diesbezüglich auf die Betrachtung kleinerer Membranen für CubeSat - Anwendungen. CubeSats sind Kleinstsatelliten die zwischen 1 kg und 10 kg wiegen [70]. Ein 2U - CubeSat mit den Außenmaßen $10\text{ cm} \cdot 10\text{ cm} \cdot 20\text{ cm}$ und einem Gewicht von typischerweise kleiner als 4 kg dient während Boden- und Parabelflugversuchen als Demonstrator [70].

Auf den Konzepten und Ergebnissen der vorangegangenen Masterarbeiten [48] und [73] wird während der Bearbeitung aufgebaut.

In der Ausarbeitung wird zuerst ein Überblick über entfaltbare, flächige Raumfahrtstrukturen gegeben, bevor auf das aus der Bionik stammende grundlegende Konzept und die bereits vorgenommenen Untersuchungen eingegangen wird. Es folgt eine Analyse der zu erfüllenden Anforderungen und der Funktionen der einzelnen strukturellen Elemente. Im Bereich der Auslegung wird ein FE-Modell für die Optimierung der Gelenkstrukturen aufgebaut, das als Grundlage für die Entwicklung geeigneter Kennzahlen zur mechanischen Charakterisierung des Space-Wings dient. Das Konstruktionskapitel konzentriert sich auf das verwendete 3D - Druck - Filament und die Entwicklung eines Hold Down Release Mechanism (HDRM), der für ein Auslösen des im CubeSat integrierten Space-Wings sorgt. Zuletzt wird auf die Fertigung der Prototypen und die Entfaltungen während Boden- und Parabelflugversuchen eingegangen.

2. Stand der Technik

In diesem Kapitel soll ein Überblick über entfaltbare, flächige Raumfahrtstrukturen gegeben werden, bevor auf den Ursprung des Konzeptes in der Bionik eingegangen wird. Zuletzt werden bereits vorgenommene Untersuchungen und Entwicklungen im Rahmen des bionischen Space-Wings thematisiert.

Schlussendlich soll ein Überblick der Thematik und des aktuellen Standes der Forschung vorhanden sein.

Satelliten decken den Anwendungsbereich der Wetterbeobachtung, der Telekommunikation und der Navigation ab und sind deshalb unabdingbar für die aktuellen Bedürfnisse der Menschen [20]. Um Nutzlasten mit einer Ariane 5 Rakete in einen Low Earth Orbit (LEO) zu transportieren sind pro 1 *kg* Nutzlast 8900 \$ nötig [20]. Der Preis reduziert sich bei einer Ariane 6 Rakete auf 4700 – 5850 \$ [20]. Zudem ist meist nur ein geringfügiges Volumen zum Verstauen innerhalb einer Rakete verfügbar [34]. Aus diesem Grund wird die Entwicklung leichter, steifer, gut packbarer und im Orbit entfaltbarer Strukturen angestrebt [62]. Diese müssen dem Einschlag von Weltraumschrott trotzen und besondere Rissstoppmechanismen integrieren [76].

Eine Reduktion des Gewichts ist durch Funktionsintegration möglich, die besagt, dass „die Gesamtzahl von Bauteilen einer Baugruppe bei gleichbleibendem Funktionsumfang [...] reduzier[t]“ werden kann „oder zusätzliche Funktionen [...] erfüll[t]“ werden können [7].

2.1. Entfaltbare-flächige Raumfahrtstrukturen

Gossamer Strukturen sind dünne Membranstrukturen mit großen Dimensionen und einer geringen Masse [76]. Sie besitzen ein großes Fläche/Packungsvolumen und sind in kleine Volumen für den Start der Rakete und den Übergang zur Umlaufbahn packbar [76].

Mögliche Anwendungen solcher entfaltbarer Strukturen sind Sonnensegel, Bremssegel, Solarpaneele, Sonnenschilder, große Antennen und aufblasbare Strukturen, die eine Energiegewinnung, Kommunikation oder Satellitenmanöver ermöglichen [76]. Weitere Aufgaben

können das Sammeln, Reflektieren und Aussenden von elektromagnetischer Strahlung sein [6].

2.1.1. Mögliche Anwendungen

Sonnensegel

Die Aufgabe eines Sonnensegels ist die Reflexion von Sonnenlicht und der damit verbundenen Generierung von Schub [15]. Durch große Sonnensegel, die durch vier 90° versetzte CFK-Booms aufgespannt werden, ist durch die dauerhafte Impulseinwirkung ein unlimitiertes Δv mit unbegrenzter Reichweite beziehungsweise Missionsdauer möglich [15], [34]. Die einzige Limitierung eines Missionsendes stellt die Haltbarkeit der verwendeten Materialien dar [17]. Das Ziel der NASA und des DLR ist die Entwicklung eines Sonnensegels mit der Segelgröße von 500 m^2 [15]. Damit kann ein dauerhafter Schub von $0,5\text{ g}$ durch solaren Strahlungsdruck generiert werden [15].

Diese kontinuierliche Beschleunigung ist gemäß

$$a = \frac{\eta \cdot p_s}{\sigma} \quad (2.1)$$

berechenbar [64]. Hierbei ist η der Wirkungsgrad des Segels, p_s der Strahlungsdruck und σ das Verhältnis zwischen Gesamtmasse und reflektierender Oberfläche [64]. Für eine größtmögliche Beschleunigung sollte σ möglichst klein und η sowie p_s möglichst groß sein. η ist von der Segelausrichtung, der Segelspannung und der Oberflächeneigenschaften des Segels abhängig [64]. Ein notwendiges $\sigma = \text{Gesamtmasse} / (\text{reflektierende Fläche}) = 10 - 20\text{ g/m}^2$ für eine Segelgröße von $125\text{ m} \cdot 125\text{ m}$ ist das Ziel, bringt jedoch Herausforderungen mit sich [64].

Durch diesen solaren Strahlungsdruck ist es möglich einen 25 kg schweren Satelliten innerhalb eines Jahres auf 20900 km/h zu beschleunigen [15].

Eine erfolgreich durchgeführte Beispielmision der JAXA zur Bewertung und Überprüfung der Sonnensegeltechnologie wurde 2010 unter dem Namen IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation of the Sun) durchgeführt [38]. Dieses Sonnensegel hat eine diagonale Abmessung von 20 m und ist das erste Sonnensegel, das mit Solarpanelen bestückt ist [38]. Nach dem Start wurde das Segel über die Drehung des Hauptkörpers durch die Wirkung der Zentrifugalkraft, die mit Zusatzmassen an den vier Ecken des Segels vergrößert wurde, entfaltet [38], [39].

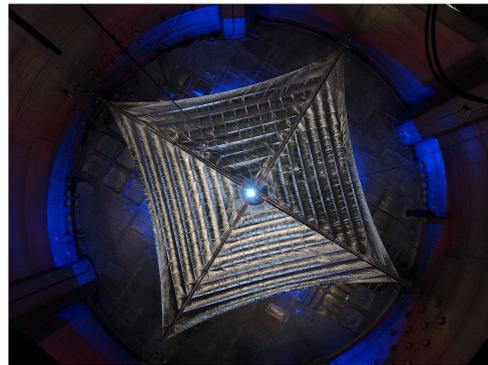
Der DLR Solar Sail Demonstrator, der in Abb. 2.1 (a) zu sehen ist, wurde 1999/2000 erfolgreich während eines Bodentests entfaltet [63]. Er diente zur Validierung und Verbesserung des Sonnensegelkonzeptes und deren Komponenten (Segelmembran und CFK-

Booms) [61]. Im Zuge dessen wurden die Boom-Fertigungstechnologien und der Aufbau eines FE-Modells vorangetrieben [63].

Ein anderes Anwendungsbeispiel ist das Sunjammer Solar Sail der NASA in Abb. 2.1 (b). Es hat eine Kantenlänge von 38 m und besteht aus einer dünnen Kaptonfolie, die während der Entfaltung mittels bedruckter Booms aufgespannt wird [74], [16]. Die Mission wurde 2014 vorzeitig beendet [31]. Ziel der Mission war die Erfassung von Wetterphänomenen nahe des L1 Lagrange-Punktes, wie beispielsweise Veränderungen der solaren Aktivität hinsichtlich der Sonnenwinde oder des Magnetfeldes, die ein Risiko für Technologien im Weltraum und auf der Erde darstellen können [16]. An diesem L1-Punkt besteht ein Kräftegleichgewicht zwischen der Erd- und Sonnenanziehungskraft [16]. Gewöhnliche Sonnenwinde bewegen sich mit 400 km/s Richtung Erde [16]. Um die Vorwarnzeit von einer Stunde bei Positionierung am L1-Punkt auf das Doppelte zu vergrößern, sollte das Sunjammer Solar Sail durch Erfüllung eines neuen Kräftegleichgewichtes bei Betrachtung des solaren Strahlungsdruckes näher an der Sonne positioniert werden [16].



(a) DLR Solar Sail Demonstrator [63]



(b) NASA Sunjammer Solar Sail [74]

Abbildung 2.1.: Anwendungsbeispiele für Sonnensegel

Bremssegel

Zurzeit umkreisen über 13000 Objekte, die größer als 10 cm sind, die Erde auf verschiedenen Orbitbahnen [22]. Aufgrund dessen ist eine Reduzierung des Weltraummülls für kommende Missionen notwendig [22]. Nach Erreichen der Lebenszeit oder eines Totalversagens eines Satelliten soll dieser durch Aufspannung einer großen Fläche seinen aerodynamischen Widerstand vergrößern, um ihn aus dem Orbit zu entfernen [66], [66], [22]. Bei der Konzeptionierung der Bremssegel, die einen ähnlichen Aufbau wie Sonnensegel haben, ist die Veränderung der Materialien in der Weltraumumgebung und der Langzeitstauung zu berücksichtigen [36], [45].

Das DLR DeOrbitSail, das in Abb. 2.2 (a) dargestellt ist, wurde im Rahmen eines Pro-

jekts zwischen dem Surrey Space Center und dem DLR entwickelt [36]. Es ist ein $4\text{ m} \cdot 4\text{ m}$ großes Widerstandssegel, das durch CFK-Booms aufgespannt wird und im Rahmen einer 3U CubeSat Mission in den LEO 2015 gestartet wurde [5], [36]. Aufgrund von Software und Elektronik Problemen konnte die Entfaltung nicht erfolgreich abgeschlossen werden [5].

Die NanoSail D2 Mission ist in Abb. 2.2 (b) gezeigt [22]. Das Widerstandssegel wurde innerhalb eines 3U CubeSats integriert und 2010 in einen 640 km hohen kreisförmigen Orbit geschossen. Nach der erfolgreichen Entfaltung des 9 m^2 großen Bremssegels dauerte der Wiedereintritt in die Atmosphäre 240 Tage [22].

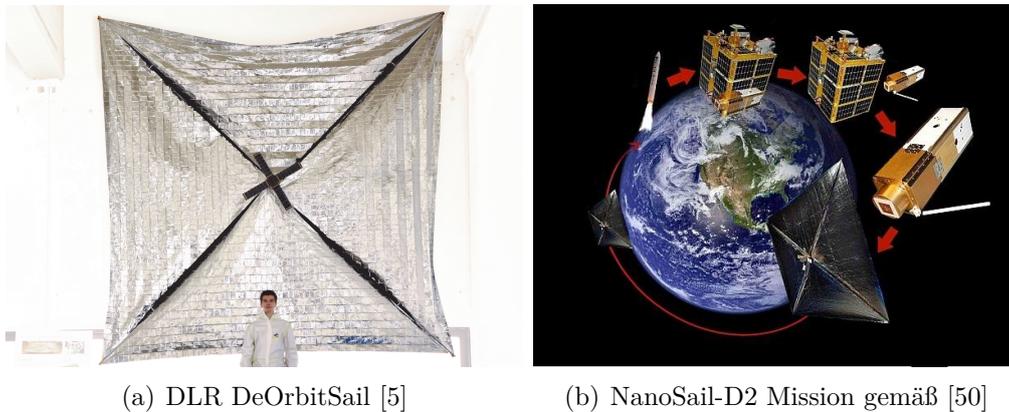


Abbildung 2.2.: Anwendungsbeispiele für Bremssegel

Solarpanele

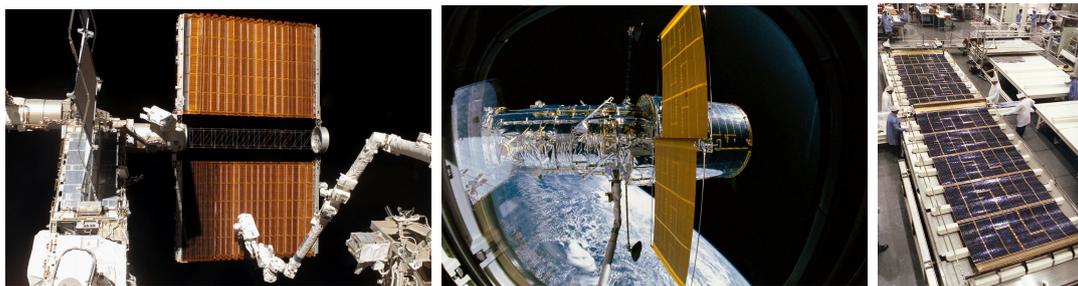
Solarpanele dienen der Versorgung der Systeme eines Satelliten, beziehungsweise einer Sonde mit elektrischer Energie [5]. Zu den wichtigsten charakteristischen Größen gehören das Leistungs-zu-Gewicht-Verhältnis [W/kg] und das Leistungs-zu-Volumen-Verhältnis [W/m^3] der energiewandelnden Funktionsstrukturen [69].

Mögliche Beispiele sind in Abb. 2.3 zu sehen. In Abb. 2.3 (a) ist die Solarpanelentfaltung der ISS dargestellt. Photovoltaikzellen wurden auf flexible Grundstrukturen aufgebracht, die mittels einer Z-Faltung (Zick-Zack-Faltverfahren) gefaltet werden [69]. Über Gelenke zwischen den einzelnen Paneelen findet eine Verstärkung statt [69]. Diese acht Solarpanele der ISS umfassen je eine Fläche von $32,6\text{ m} \cdot 11,6\text{ m}$ und sind ein- sowie ausfahrbar [62]. Um das Aufbringen der Solarzellenstrukturen auf Substrate weiter zu verbessern, hat ein Forscherteam des MIT (Massachusetts Institute of Technology) eine Möglichkeit entwickelt Solarzellen auf verschiedene Membranen zu drucken [12].

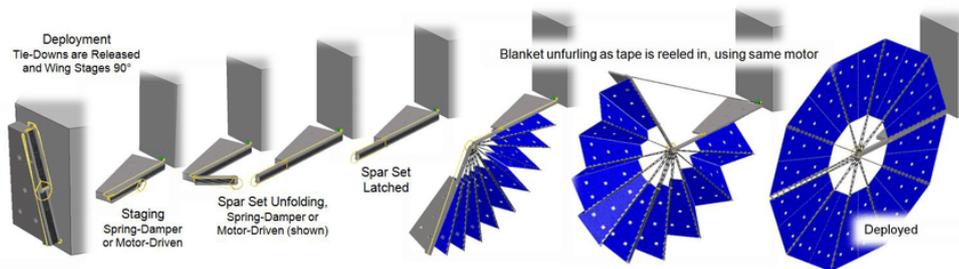
Abb. 2.3 (b), (c) zeigt die Solarpaneelemente des Hubble-Weltraum-Teleskops. Anders als die Z-Faltung, wurden die Substrate auf einen Zylinder mittels Einsatz von Booms

ein- beziehungsweise ausgerollt [69]. Die Anforderung der Verstaueung der Funktionsfläche wurde während des Betriebes verworfen, da das gesamte Teleskop nicht wie geplant alle fünf Jahre zu Wartungszwecken zur Erde gebracht wurde [37].

Zu den weiteren Entfaltungsvarianten gehört die MegaFlex Technologie als Weiterentwicklung und Vergrößerung der UltraFlex Technologie [1]. Die UltraFlex Technologie war bereits bei mehreren NASA Missionen wie dem Phoenix Lander auf dem Mars im Einsatz [1]. Eine beispielhafte akkordeonartige Entfaltung des MegaFlex ist in Abb. 2.3 (d) zu sehen [1].



(a) ISS Solarpanelentfaltung [51] (b) Hubble Teleskop Solarpanelentfaltung [30] (c) Aufrollbare Solarpaneele [37]



(d) Megaflex Solarpanelentfaltung [49]

Abbildung 2.3.: Anwendungsbeispiele für Solarpaneele

Sonnenschild

Ein Sonnenschild dient der Abschirmung von solarer Strahlung und verhindert die Erwärmung der zu schützenden Strukturen [52].

Das James Webb Space Telescope (JWST), das in Abb. 2.4 zu sehen ist, hat an der Unterseite ein Sonnenschild, das dem thermischen und solaren Schutz des Weltraumteleskops dient. Dieses arbeitet im Infrarotbereich und empfängt elektromagnetische Wellen von weit entfernten Sternen [52] [3].

Das Teleskop soll nach 25 Jahren Entwicklungsdauer Ende des Jahres 2021 im L2 Lagrange Punkt, der sich an der sonnenabgewandten Seite der Erde bei einem Kräftegleichgewicht

der Zentrifugalkraft und der Summe der Anziehungskraft der Erde und Sonne befindet, positioniert werden [3].

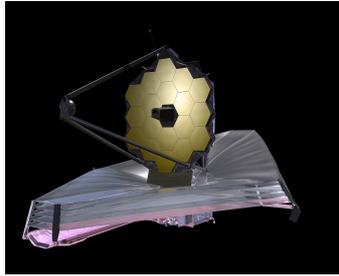


Abbildung 2.4.: JWST mit Sonnenschild an der Unterseite [54]

2.1.2. Entfaltungsmechanismen

Zu den Entfaltungsmechanismen werden die Faltvarianten und Entfaltungstechniken gezählt.

Mögliche Faltvarianten sind die Z-Faltung, die Map-Faltung, die Fan-Faltung, die Miura-ori-Faltung, die „Wrapping around a hub“-Faltung und Kombinationen verschiedener Faltungen. Auf die Z-Faltung wurde im Zuge der ISS eingegangen. Eine Z-Faltung in zwei Richtungen entspricht einer Map-Faltung deren Prinzip bei Straßenkarten angewendet wird [41]. Die Fan-Faltung findet bei der MegaFlex-Technologie Anwendung.

Eine Miura-ori-Faltung ist in Abb. 2.5 (a) zu sehen. Der Winkel zwischen den Faltkanten der Miura-ori-Faltung weicht vom Winkel der Z-Faltung (90°) ab [41]. Aus einer in eine Koordinatenrichtung wirkenden Kraft während der Faltung resultiert eine synchrone Entfaltungsbewegung in mehrere Koordinatenachsen, wohingegen bei der Map-Faltung eine sequentielle Entfaltung mit mehr Freiheitsgraden erkennbar ist [41]. Ein weiterer Vorteil ist die Verringerung der auftretenden Spannung durch größere Biegeradien, die bei der Miura-ori-Faltung im Vergleich zur Map-Faltung auftreten [41].

Die Falttechnik „Wrapping around a hub“ ist in Abb. 2.5 (b) gezeigt. Kombinationen von Faltungen sind in Abb. 2.5 (c) dargestellt. Dies entspricht der Faltvariante des Gossamer-1 Solar Sails [41].

Zu den Entfaltungstechniken gehört der Einsatz von Motoren, bedruckten Systemen, Formgedächtnismetallen, Elektroaktiven Polymeren, Booms und Membranen mit integrierten Strukturen. Die Entfaltung mittels Zentrifugalkräften durch eine Drehung um das Zentrum wurde beispielsweise bei der „IKAROS“ Mission angewendet [38]. Motoren, die häufig in Verbindung mit Booms für eine kontrollierte Entfaltung zum Einsatz kommen, dienen zur einmaligen Entfaltung und vergrößern das Gewicht sowie den Volumenbedarf [60]. Eine Möglichkeit zur Reduzierung des Gewichts und des Volumens stellen selbstentfaltbare, funktionsintegrierte Strukturen dar.

Die Entfaltung einer elastischen Struktur mittels eines Gases wurde bei dem NASA Echo 1 Satelliten angewandt, der in einem hohen Orbit zu einem Ballondurchmesser von 30,5 m aufgeblasen wurde [2].

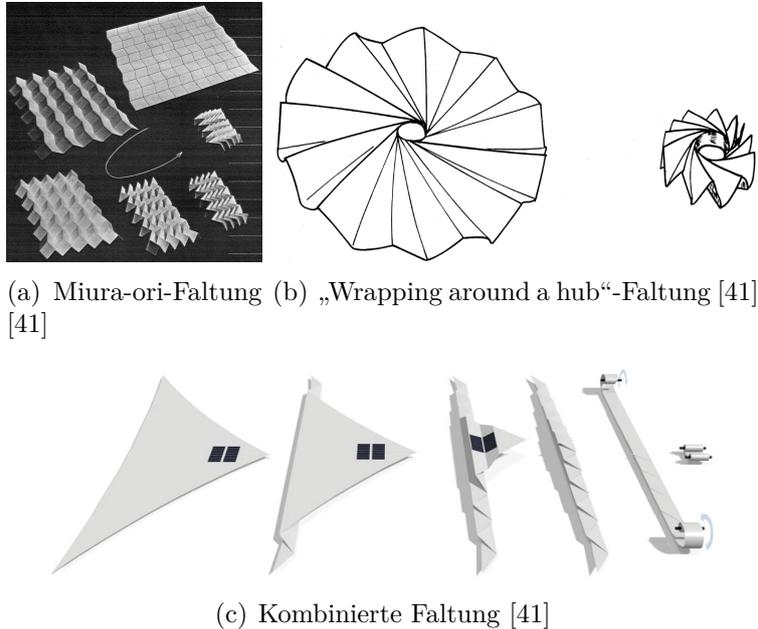


Abbildung 2.5.: Weitere Faltvarianten

Formgedächtnismetalle (SMA) haben die Fähigkeit durch eine thermomechanische oder magnetische Stimulation ihren Ursprungszustand einzunehmen [47]. Diese eignen sich nach [47] und [35] als Aktoren für das Anwendungsgebiet der Raumfahrt. In [35] wurde eine Schicht aus Nickel und Titan als Formgedächtnismetall auf verschiedenen Membranen für Entfaltungen erfolgreich getestet.

Elektroaktive Polymere (EAP) können als Aktoren eingesetzt werden, indem beispielsweise eine elektrische Stimulation eine Veränderung der Form und Größe des Materials hervorruft [4]. Dementsprechend ist eine Anwendung im Bereich der Selbstentfaltungen denkbar.

Im Weiteren soll nun konkreter auf die CFK-Booms und die Membranen mit entfaltbaren Strukturen eingegangen werden.

CFK-Booms

In Abb. 2.6 ist ein aus zwei Halbschalen geformter DLR-CFRP-CTM-Boom mit linsenförmigem, geschlossenem Querschnitt gezeigt [15], [5]. Diese CFRP-Booms werden als steife Stützstrukturen von Segeln verwendet [62]. Aufgrund der Bereitstellung hoher Biegefestigkeiten und Torsionssteifigkeiten können große Lasten bis zum Versagen aufgenommen

werden [15]. Während der Fertigung werden zwei dünne Prepregschichten zu zwei Halbschalen ausgehärtet und im Anschluss an zwei Fügeflanschen verbunden [62]. Der Laminataufbau des Booms resultiert aus den Anforderungen des Krümmungsverhaltens der einseitiger thermischer Belastung [62].

Durch ein Flachdrücken beider Boomhalbschalen und das Aufwickeln auf eine Spindel ist der Boom mit einem Gewicht von $m/L \approx 100\text{ g/m}$ in einem kleinen Volumen verstaubar [15], [34]. Diese Formänderungsenergie wird für die spätere Entfaltung verwendet [62].

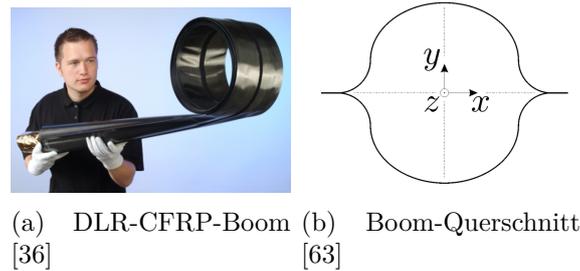
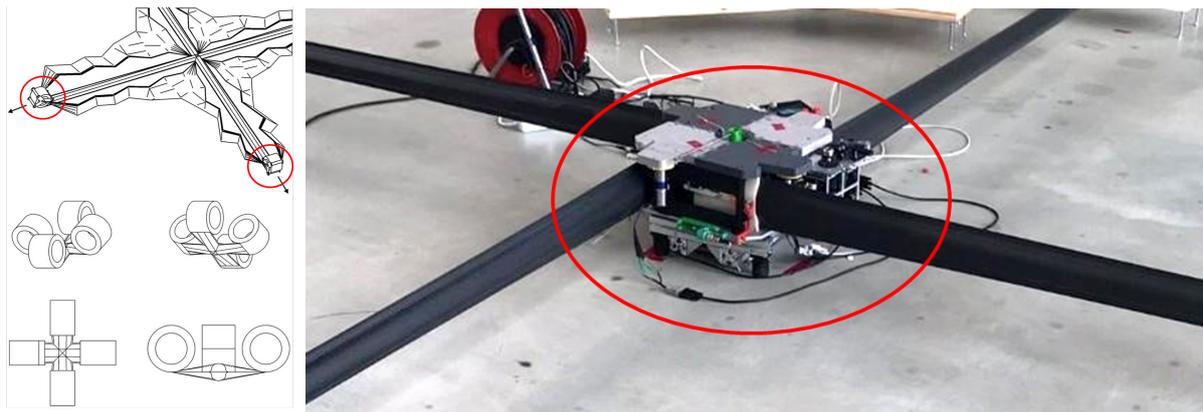


Abbildung 2.6.: CTM-Boom

Die Boomfaltung und -entfaltung kann mittels verschiedener Konzepte bewerkstelligt werden, von denen zwei im Weiteren kurz vorgestellt werden. Das patentierte Upside-Down Boom-Entfaltungskonzept ist in Abb. 2.7 (a) gezeigt und ermöglicht im Vergleich zum in Abb. 2.7 (b) dargestellten Konzept vollständige Steifigkeit während des Ausfahrens [63]. Nachteile beim Upside-Down Konzept sind die fehlende Faltungsmöglichkeit, das asynchrone Entfalten der Booms und die großen Massen am Ende der Booms [63].

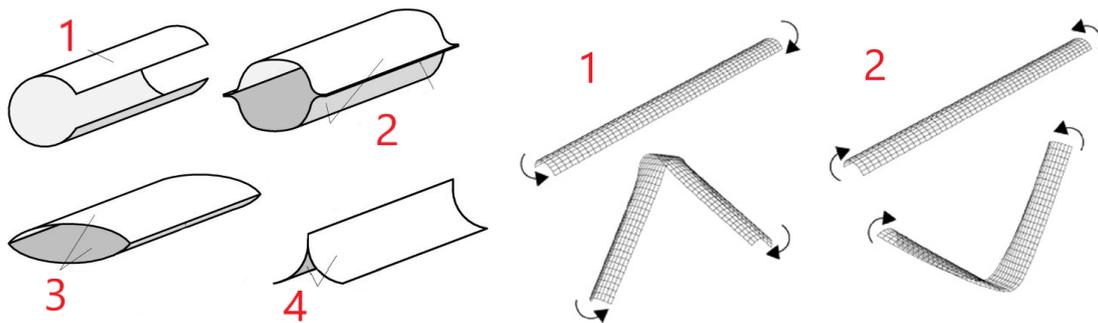


(a) Patentiertes Upside-Down-Boom-Entfaltungskonzept (rote Markierung: entscheidender Mechanismus) gemäß [63] (b) weitere Entfaltungsmöglichkeit von CFK-Booms (rote Markierung: entscheidender Mechanismus) gemäß [15]

Abbildung 2.7.: Boom-Entfaltungsmechanismen

Weitere mögliche Boomformen und -querschnitte sollen im Weiteren nur zur Vollständigkeit gezeigt werden. Abb. 2.8 (a) zeigt verschiedene Boomquerschnitte, die aus einem, beziehungsweise zwei Elementen bestehen [46]. Die Hälfte eines Booms mit Omegaquerschnitt wird als „Tape Spring“ bezeichnet und ist in Abb. 2.8 (b) dargestellt [67]. Abhängig von der Biegerichtung sind größere oder kleinere Momente für eine Faltung notwendig [67]. Diese „Tape Springs“ können als „Tape Spring Gelenke“ für die Entfaltung von Weltraumstrukturen eingesetzt werden [67].

Fachwerk-Booms („Truss Booms“) setzen äußeren Kräften höhere Steifigkeiten entgegen als die zuvor betrachteten rohrförmigen Booms („Tubular Booms“) [5]. Diese „Truss Booms“ werden nochmals in „CoilABLE-Booms“, „Folding Articulated Square Truss (FAST)“, „Able Deployable Articulated Masts (ADAM)“ und „AstroMasts“ unterteilt [5]. Ein Anwendungsbeispiel für einen „ADAM-Boom“ ist in Abb. 2.8 (c) dargestellt und zeigt den 60 m langen Mast an Bord des Space Shuttles Endeavour während der SRTM-Mission [62]. Diese Mission diente der Höhenkartierung der Erde mittels interferometrischer Messung [53].



(a) verschiedene CFRP Boomquerschnitte (1: Offener Querschnitt aus einem Element, 2: Geschlossener omega-förmiger Querschnitt, 3: Bikonvexer offener/geschlossener Querschnitt, 4: Truss Boom) gemäß [46] (b) Tape Springs (1: Biegung erfordert geringeres M , 2: Biegung erfordert größeres M) gemäß [67]



(c) Antennenmast des Space Shuttles Endeavour [68]

Abbildung 2.8.: weitere Boomformen

Bionik: Membranstrukturen

Die Bionik setzt Ideen der Natur durch Ideengenerierung während der Konzeptphase in die Technik um [8], [76]. Konkret in diesem Anwendungsfall sollen Membranstrukturen untersucht werden, die ihren Ursprung bei Insekten und Säugetieren haben [76]. Federn, Spinnennetze, Blätter, Fledermausflügel und Ohrenkneiferflügel dienen der Entwicklung einer strukturunterstützten, funktionsintegrierten Membran, die selbstentfaltbar, ultraleicht und ultradünn sein soll [76]. Zudem soll sie einen Rissstoppmechanismus bereitstellen [76].

Die Faltung der Membranen und ihrer Adern, die in einem Zustand als energiespeicherndes Strukturgerüst dienen, haben in der Natur häufig eine Schutzfunktion [76].

In Abb. 2.9 links ist der symmetrische Aufbau der Adernstrukturen eines Blattes und in Abb. 2.9 rechts der eines Schmetterlings zu sehen [76]. Die Funktion der Selbstentfaltung und -faltung dient den Blättern zum Beispiel als Schutz vor Zerstörung bei Wind [76].

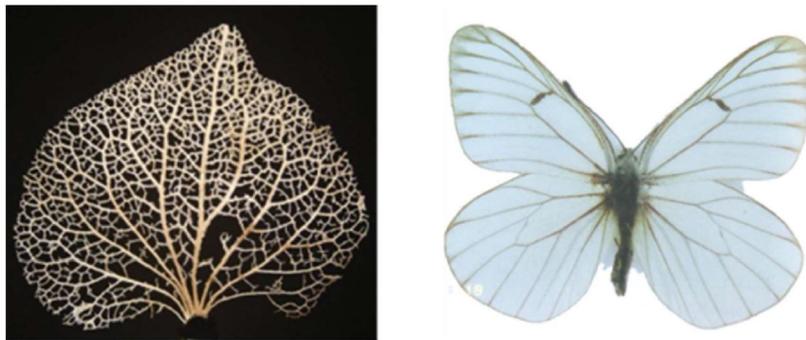


Abbildung 2.9.: Links: Adernstruktur eines Blattes, Rechts: Adernstruktur eines Schmetterlings [44]

Weitere Insektenflügel sind in Abb. 2.10 zu erkennen. In Abb. 2.10 (a) oben ist ein Ohrenkneifer mit gefaltetem Flügel und auf der unteren Seite ein Ohrenkneifer mit entfaltetem Flügel zu sehen. Es sei darauf hingewiesen, dass die entspannte Position der Ohrenkneiferflügel die gefaltete ist [76]. Dies entspricht nicht dem Entwicklungsziel des Space-Wings in dieser Arbeit, bei dem der entfaltete Zustand der entspannten Position entsprechen soll. Bei Betrachtung der Abb. 2.10 (a) sind komplexe, elastische Adernstrukturen mit unsymmetrischen Versteifungsstrukturen auf einer Membran mit einer hohen Materialelastizität zu erkennen [6], [76]. Die Resilin-Verteilung und Faltart tragen zur Selbstfaltung des Flügels bei und sind in Abb. 2.10 (b) zu erkennen [6]. Resilin ist ein langkettiges, gummiartiges Protein [76]. Es dient der Verminderung der Materialermüdung und dem Aufspannen der Flügel durch elastische, intrinsische Kräfte während des Fluges [29]. Die steifen und elastischen Streben, sowie die Membran der Insektenflügel machen $\approx 0,5 - 5\%$ der Körpermasse des Insekts aus [6]. Die steifen, dickeren Streben dienen als Strukturunterstützung der

Flügel, wohingegen die steifen, dünneren Streben zur Schadenstoleranz beitragen [6]. Sobald eine Schädigung der Membranstruktur vorhanden ist, wird sie durch die steifen, dünnen Streben eingegrenzt [6]. Durch die Membran, wird das Insekt aerodynamisch getragen [76].

Elastizität ermöglicht eine Vierfachfaltung des Flügels, der als gestaute Variante lediglich 1/10 der Fläche der entfalteten Variante benötigt [6].

Die Basisstruktur der Adern besteht aus runden und ovalen Segmenten, die eine Rotation sowie Biegung außerhalb der Ebene erlauben [48]. Diese Strukturen wurden in [48] betrachtet und werden in dieser Arbeit angepasst sowie optimiert.

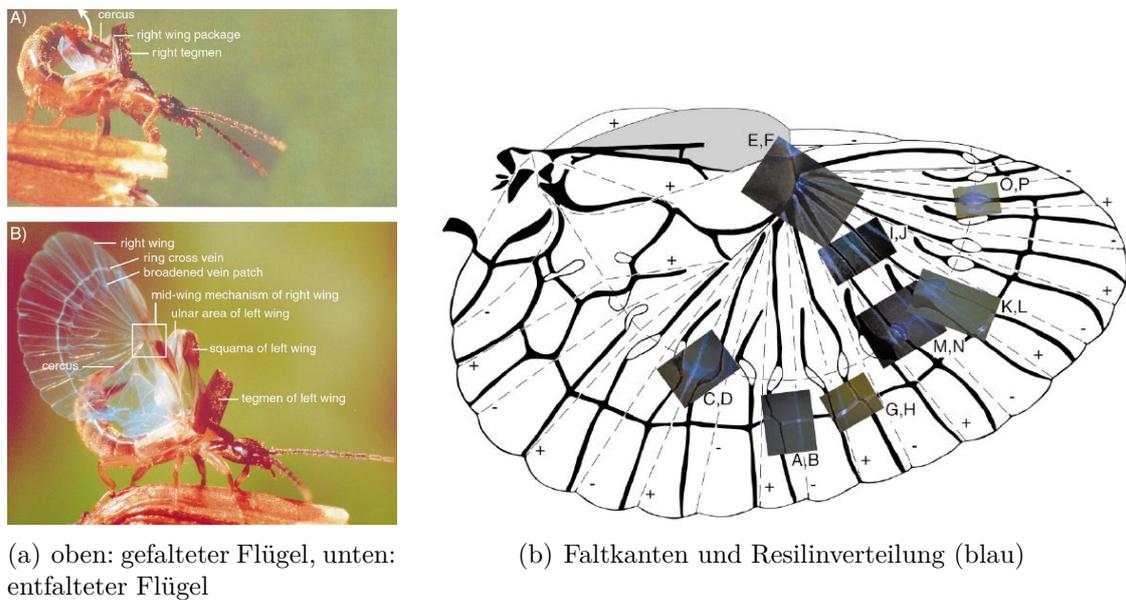


Abbildung 2.10.: Ohrenkneiferflügel [29]

Ein Rissstopmechanismus der Membranstruktur wird im Hinblick auf das Einschlagen des stets zunehmenden Weltraummülls und Mikrometeoriten benötigt [41]. Dieser Mechanismus verfolgt den Hintergrund der Schadenstoleranz und versucht die Schadensausbreitung zu verhindern, beziehungsweise in konkret definierten Grenzen zu halten, um die Funktion und Stabilität weiterhin bereitzustellen [76]. In [76] werden verschiedene Rissstopmechanismen inspiriert von Ohrenkneiferstrukturen untersucht.

In der Natur werden lasttragende, steife Strukturen als Rissstopmechanismen zur Einsparung von Masse, zur Lokalisierung der Schadensposition und zur Vermeidung der Schadensausbreitung beobachtet [76]. Eine Libelle hat eine Flügelmembrandicke von 2–3 μm . Beim Auftreten eines Schadens von bis zu 30% der Flügelfläche ist durch den Rissstopmechanismus weiterhin ein Fliegen möglich [76]. Im Vergleich dazu ist bei einer Hummel und einem Schmetterling ein Verlust von 15–20% der Flügelfläche unproblematisch [76].

Um das Konzept der Natur auf die Technik zu übertragen, wurde in [76] ein Morphologischer Kasten zur Konzepterstellung erstellt, der die Bereiche Steifigkeitsverhalten, Packmethode, Membranmaterial, Fertigung und Rissstoppfähigkeit beinhaltet.

In [6] und [76] wurden mittels Additiver Fertigung (AM) und dem Fused Deposition Modeling (FDM) Verfahren dünne Strukturen direkt auf die Membran gedruckt. Dadurch ist eine starke Bindung zwischen Membran und Strukturen möglich [76]. Des Weiteren wurden Strukturen mit elastischen Elementen aus Polycarbonat gedruckt und auf Kapton geklebt, die im Anschluss daran gefaltet wurden [76]. Nach der Entfaltung konnte ein Unterschied im Vergleich zur Ursprungsform festgestellt werden [76].

2.1.3. Anforderungen an entfaltbare Struktursysteme

Zu den Anforderungen an die Struktursysteme gehören die Schadenstoleranz und Langzeitbeständigkeit gegenüber der Weltraumumgebung, sodass ein Komplettersagen durch Einschlag von Weltraummüll oder Mikrometeoriten vermieden wird und die Funktionsfähigkeit weiterhin gegeben ist [6], [76]. Ein Ziel ist die Verwendung von weltraumbeständigem Material, sodass dessen Kriecheneigenschaft vorausgesagt werden kann und das Material für Additive Fertigung verwendbar ist [6]. Zusätzlich dazu sind hohe Steifigkeiten, eine geringe Masse, eine ausreichende Flexibilität und ein geringes Packungsvolumen notwendig [34]. Thermische Einflüsse durch den Unterschied der sonnenzugewandten und der sonnenabgewandten Seite müssen möglichst reduziert werden [64].

2.2. Untersuchungen zu verteilten Membran-Strukturen

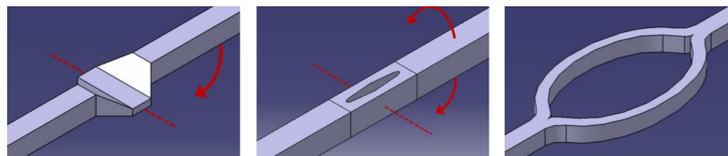
Im Folgenden wird auf die bereits durchgeführten Untersuchungen zu verteilten Membran-Strukturen aus den Arbeiten [73] und [48] näher eingegangen.

Jannic Voelker hat in [73] einen Überblick über die „Entwicklung von versteiften, selbst entfaltbaren Membranen für CubeSat Anwendungen“ gegeben. Es werden Grundanforderungen an die Demonstrator-Mission im Bereich Missionsanforderungen, Entfaltung, Struktur und Rissstoppmechanismus gesetzt. Der Konzeptentwurf umfasst die Erstellung eines Morphologischen Kastens für die Teillösungen: Entfaltungsmethoden, versteifende Struktur, Verteilung der versteiften Struktur und Packung der entfaltbaren Struktur. Im Anschluss daran werden Konzepte generiert und bewertet. Als Ergebnis wird sich für ein 3D-Druck-FDM-Verfahren der Strukturen aus Nylon entschieden. Während der Testphase werden zudem verschiedene Drucker untersucht.

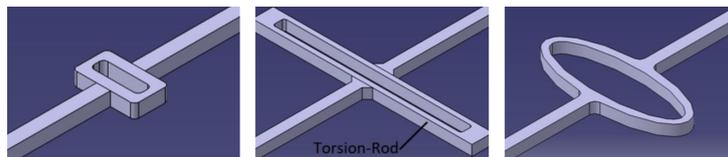
Gelenke sind entlang der Faltlinie zur Vermeidung plastischer Deformation angeordnet

und steife Streben dienen zur Aufspannung der Form der Membran. Um die Öffnungskraft der Gelenke bei gleichzeitigem Unterschreiten der maximal erlaubten Spannung des Materials größtmöglich zu gestalten, ist eine konkretere Betrachtung der Gelenke erforderlich.

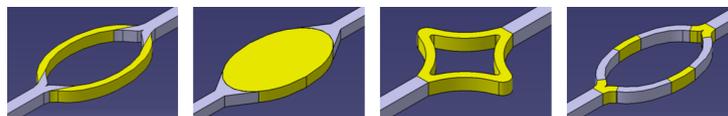
Es werden qualitative Tests mit verschiedenen Gelenkstrukturen durchgeführt. Als Vergleich dient eine Biegung einer gewöhnlichen Strebe, die permanente Deformation aufweist. Möglichkeiten, die die auftretenden Spannungen verkleinern, sind eine Verringerung der Biegeradiusunterschiede zwischen dem inneren und äußeren Biegeradius sowie die Transformation der Biegebeanspruchung in eine Torsionsbeanspruchung. Gelenk-Designs, die das erstgenannte Ziel verfolgen sind in Abb. 2.11 (a) und Gelenk-Designs, die das letztgenannte Ziel erfüllen in Abb. 2.11 (b) zu sehen. Zusätzlich dazu wird in Abb. 2.11 (c) eine Kombination verschiedener Materialien untersucht. Die hell eingefärbten Bereiche stellen flexible und die dunkel eingefärbten Strukturen steife Elemente dar. Schlussendlich wird das Torsion-Gelenk aus der Mitte der Abb. 2.11 (b) aufgrund der gut durchführbaren Fertigung und der großen Öffnungswinkel nach der Faltung für weitere Betrachtungen herangezogen.



(a) Variation des Biegeradius (links: Wide-and-Flat-Gelenk, mittig: Bowl-Gelenk, rechts: O-Gelenk)



(b) Variation des Torsion Gelenk Designs (links und mittig: Torsion-Gelenke, rechts: Oval-Gelenk)



(c) Variation der Materialien (links: O2-Gelenk, links mittig: Filled-O-Gelenk, rechts mittig: Parabola-Gelenk, rechts: O4-Gelenk)

Abbildung 2.11.: Entwicklung geeigneter Gelenkstrukturen [73]

Ein FE-Modell dieser Torsion-Gelenke wird für die Materialien Nylon und Durable mit dem Ziel der Verbesserung der Gelenkgeometrie aufgebaut. Die zugehörigen Randbedingungen sind in Abb. 2.12 (a) dargestellt. Abb. 2.12 (b) zeigt eine Weiterentwicklung des

Torsion-Gelenks. Die Einführung einer zweiten Torsionsstrebe auf jeder Seite führt zu einer geringfügigen Vergrößerung der Von-Mises-Vergleichsspannung, verdoppelt jedoch die Reaktionskraft der Einspannung.

Die Ausnutzung des Vorteils der mehrstrebigem Gelenke werden im Kapitel 4 weiterführend betrachtet.

Aufgrund der erhöhten Wiederöffnungszeit und der fehlerbehafteten Drucke der Gelenke aus Durable wird bei sämtlichen weiteren Betrachtungen Nylon als Gelenkmaterial eingesetzt.

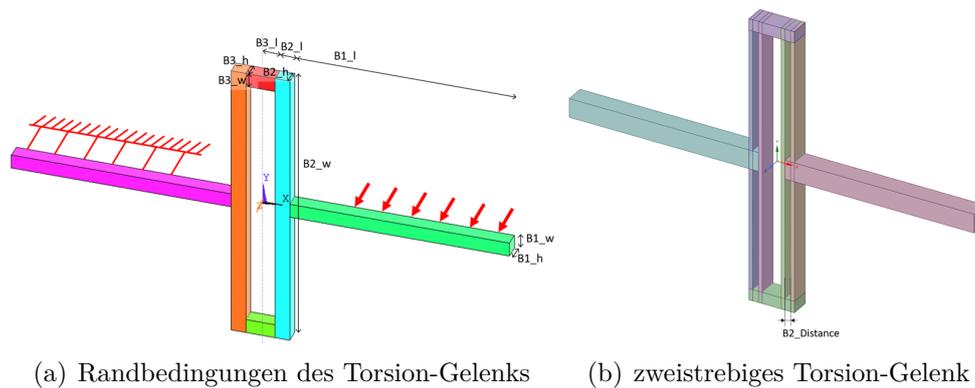


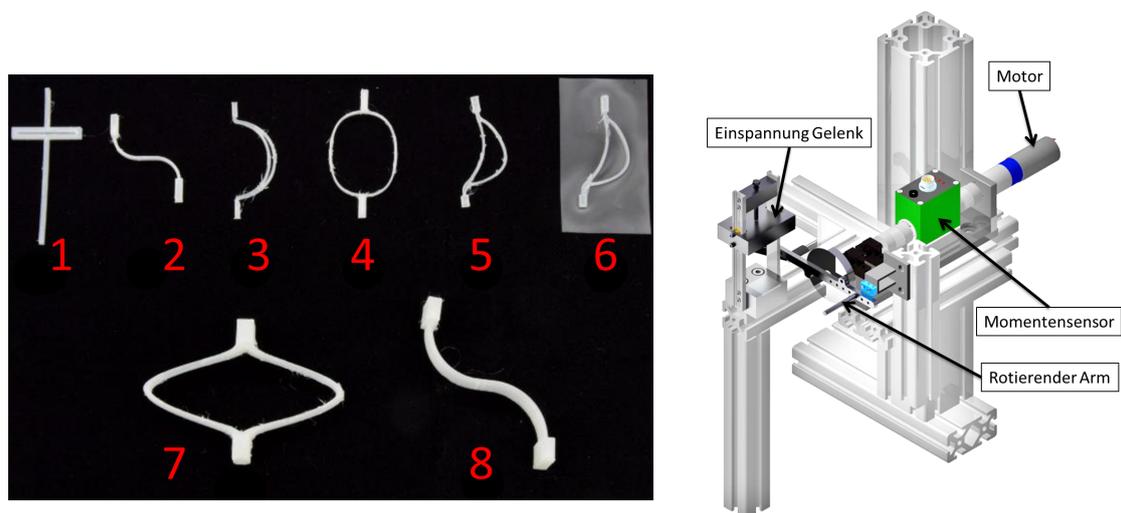
Abbildung 2.12.: Entwicklung der Torsion-Gelenke [73]

Daniel Müller hat die Untersuchungen von Jannic Voelker weitergeführt und in [48] einen Überblick über die „Entwicklung und Charakterisierung von elastischen Gelenken für großflächige, ultraleichte, entfaltbare Weltraumstrukturen“ gegeben. Die Arbeit behandelt eine Weiterentwicklung des in [73] aufgebauten FE-Modells hinsichtlich einer Parameterstudie und Optimierung, der aus der Bionik stammenden Strukturen, die in Abb. 2.13 (a) zu sehen sind. Das Startdesign für die Modellentwicklung basiert auf dem Torsion-Gelenk, das in [73] untersucht wurde. Zusätzlich dazu werden durch Betrachtung von Teillösungen für den Bereich der Lasteinleitung, der Aufbringung der Deformation, der Kraft- und Momentenmessung, der Messung des Biegewinkels und des Testformats Prinzipien erstellt, die nach einer Bewertung zu einem fertigen Teststand mit zugehöriger Software führen. Dieser Teststand, der die Reaktionsmomente während des Entfaltens misst und aufzeichnet, ist in Abb. 2.13 (b) abgebildet. Tests zeigen, dass das maximale Reaktionsmoment bei einem Faltwinkel von 180° auftritt und sich nach mehrfachem Falten verringert. Dies ist der Grund für die einmalige Entfaltung eines Space-Wings während der Parabelflugversuche in Kapitel 7. Zudem kann durch die Versuche viskoelastisches Verhalten der Gelenke festgestellt werden, da diese erst nach längerer Verweilzeit in ihre Ursprungslage zurückkehren. In weiteren Tests werden Strukturen direkt auf eine Folie gedruckt und ein 3,5-fach vergrößertes Reaktionsmoment im Vergleich zu Entfaltungsversuchen

der Gelenke ohne Folie festgestellt. Probleme, die während des Versuchs auftreten sind ein Abschälen der Struktur von der Folie und plastische Deformation der Gelenk-Folien-Kombination. Eine mögliche Verbesserung zur Reduzierung der auftretenden Spannungen ist die Verwendung von dünneren Folien und zur Verbesserung des Bindungsverhaltens zwischen Gelenk und Struktur der Einsatz anderer Fertigungsmethoden und Materialien. Durch Abgleich der FE-Analyse mit den experimentellen Daten kann durch das Reaktionsmoment, das den einzigen, vergleichbaren Wert zwischen Simulation und Versuch darstellt, ein Faktor von 2,15 zur Beschreibung des simulierten steiferen Verhaltens ermittelt werden.

Für die weitere Entwicklung der Membranstrukturen wird sich für eine elliptische beziehungsweise ovale Form entschieden, da FE-Analysen ein gutes Reaktionsmoment-zu-Gewicht-Verhältnis berechnen.

Diese Arbeit baut auf den erlangten Erkenntnissen der Ausarbeitung [48] auf.



(a) Untersuchte Gelenkstrukturen (1: Torsion-Gelenk, (b) Entworfenener Gelenk-Teststand ge-
 2: Z-Shape Thin-Gelenk, 3: Oval-Shape Spring-Gelenk, maß [48]
 4: Straight Thin-Gelenk, 5: Tilted-Gelenk, 6: Tilted-
 Gelenk On Foil, 7: Straight Thick-Gelenk, 8: Z-Shape
 Thick) gemäß [48]

Abbildung 2.13.: Experimentelle Validierung der Gelenke mittels eines Teststands

3. Design und Analyse

Im folgenden Kapitel wird eine FE-Analyse durch das Auslegungsprogramm Ansys Workbench (Ansys 2019 R3) des aktuellen Wing-Designs vorgenommen. Hierzu werden geeignete charakteristische Leistungskennzahlen dieser Gelenke ermittelt. Des Weiteren werden Anforderungen an das Zieldesign aufgeführt. Das Kapitel wird mit einer Analyse der Funktionen und Prinzipien der strukturellen Bestandteile des Space-Wings abgeschlossen. Das Ziel dieses Kapitels ist die Übermittlung eines Verständnisses über den Aufbau, die Funktionen der Bestandteile des Space-Wings und vorhandene Defizite, sowie die daraus resultierenden notwendigen Aufgabenpunkte.

3.1. Space-Wing-Komponenten

Für eine eindeutige Nomenklatur seien im Folgenden die Bezeichnungen der unterschiedlichen Komponenten des WingSats dargestellt.

In Abb. 3.1 sind die Elemente einer elastischen Struktur zu sehen, die auf dem Space-Wing, der in Abb. 3.2 zu sehen ist, integriert sind.

Ein elastisches Element besteht aus zwei Streben und einem Gelenk. Eine Membran ist die Grundstruktur zur Fixierung des Gelenk-Zusammenbaus. Der Hub befindet sich an der unteren, mittigen Position der Abb. 3.2 und verbindet den CubeSat mit dem Space-Wing über die fünf radialen Streben.

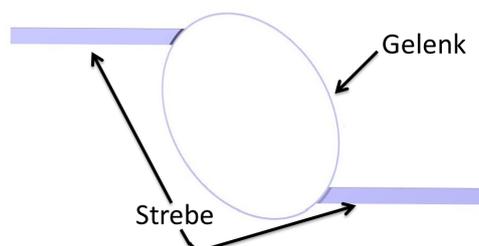


Abbildung 3.1.: Bestandteile des elastischen Elements

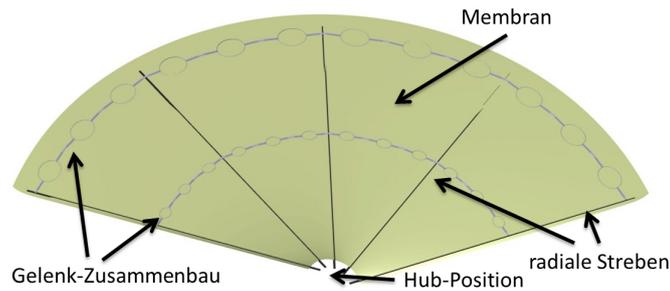


Abbildung 3.2.: Prinzipdarstellung eines Space-Wings

Für eine eindeutige Bezeichnung der Gelenke, sei eine einheitliche Nomenklatur

N-t-h-r-d-f

definiert. Hierbei entspricht N der Bezeichnung der Gelenke, t der Gelenkbreite, h der Gelenkdicke, r der Strebendicke, d der großen Hauptachse des Gelenks und f dem Abstand der Reihen der mehrreihigen Gelenkstrukturen. Die Angaben von t , h , r und f sind in $1 \cdot 10^{-1} mm$ und die von d in $1 \cdot 10^0 mm$ angegeben. Ein mögliches Benamungsbeispiel ist demzufolge Infinity1-03-05-10-41 mit der Bezeichnung „Infinity1“ und den Größen $t = 0,3 mm$, $h = 0,5 mm$, $r = 1 mm$, $d = 41 mm$ und keinem vorhandenen f .

Eine Skizze zur Erläuterung der Parametergrößen ist in Abb. 3.3 zu sehen. Das linke elastische Element ist für die Bezeichnung aller einreihigen und das rechte für alle mehrreihigen Gelenke verwendbar.

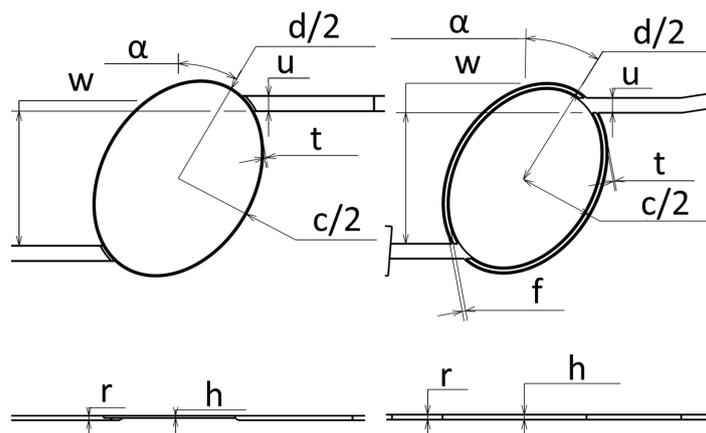


Abbildung 3.3.: Parameter der Gelenke (links: gültig für einreihige Gelenke, rechts: gültig für mehrreihige Gelenke)

3.2. Aktueller Stand des Wing-Designs

In diesem Unterkapitel soll der aktuelle Stand und die Anforderungen an das Zieldesign des Wing-Designs analysiert werden.

Für eine Funktionsintegration soll das Gesamtkonzept des Space-Wings eine Entfaltung, einen Rissstoppmechanismus, eine Funktionsfläche und ein tragendes Gerüst bereitstellen.

Der erste Gesamtentwurf des Space-Wings ist links in Abb. 3.4 erkennbar. Da das zuvor gewählte Faltverfahren „Wrapping around a hub“ bei dieser Konzeptionierung Probleme aufweist, wird sich für ein Alternativdesign, das in Abb. 3.4 rechts ersichtlich ist, entschieden. Diese Variante ermöglicht durch die Krümmung im Raum ein problemloses Falten, Aufwickeln und Integrieren in einen CubeSat.

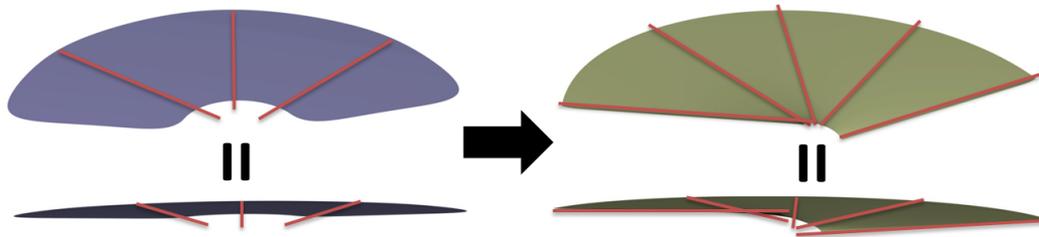


Abbildung 3.4.: Space-Wings (links: planare Fläche, rechts: Fläche im Raum gekrümmt)

Abb. 3.5 zeigt das Faltverfahren „Wrapping around a hub“ auf den konzipierten Space-Wing angewandt. Dieser spannt einen Winkel von 140° auf und ist in vier Bereiche eingeteilt. Die gestrichelten Linien repräsentieren die Faltkanten. Nach einer „Fächerfaltung“ wird der Space-Wing um einen Hub gewickelt, der anschließend in einen CubeSat integriert werden kann. Durch diese Faltvariante wird ein möglichst geringes Packungsvolumen angestrebt.

Die verwendeten Entfaltungsstrukturen entstammen dem Ohrenkneifer und deren Konzeptionierung wurde bereits im Kapitel 2 behandelt.

Das Ausgangsdesign der Gelenkstrukturen des Space-Wings besteht aus einem oberen Gelenk-Zusammenbau mit Infinity1-03-05-10-41-Gelenken und einem unteren Gelenk-Zusammenbau mit Infinity1-03-05-10-28-Gelenken. Konkrete Kennzahlen dieser Strukturen werden im Unterkapitel 3.2.3 ermittelt und im Kapitel 4 mit optimierten Strukturen verglichen.

Aus Boden-, Funktionsversuchen und der Designbetrachtung des Ausgangsentwurfs ergeben sich notwendige Anforderungen, die in Tab. 3.1 in einer Anforderungsliste für die Entwicklung des Space-Wings zusammengefasst sind.

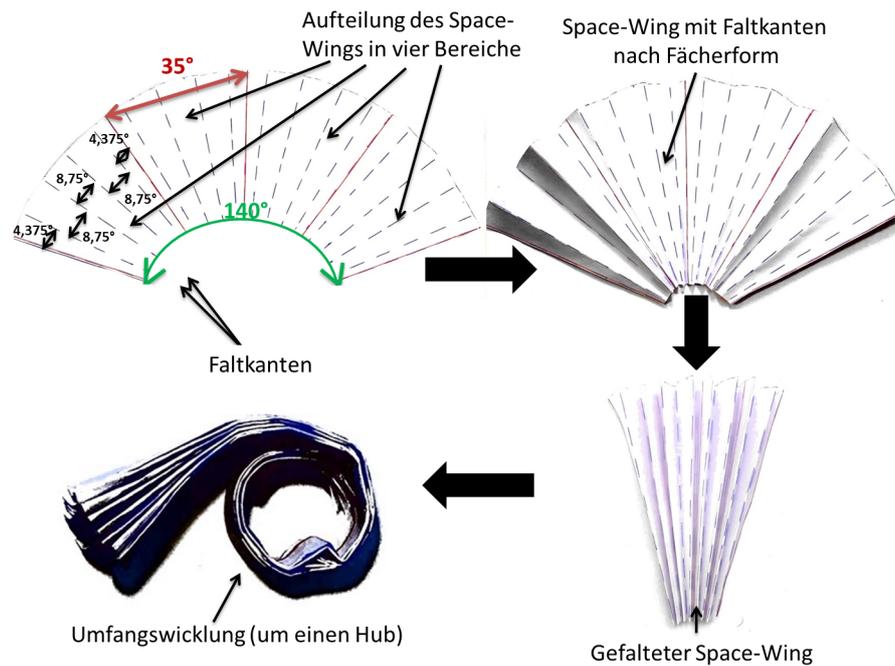


Abbildung 3.5.: „Wrapping around a hub“- Faltung des Space-Wings

3.2.1. Erfüllte Anforderungen

Der Space-Wing ist im Raum gekrümmt und zwei Gelenkreihen unterschiedlicher Größe sind bei verschiedenen Radien des Wings angeordnet. Durch diesen Rissstoppmechanismus wird eine Schadensausbreitung nach einer möglichen Initiierung eines Defekts vermieden. Der aufgespannte Winkelbereich beträgt 140° und das Gesamtkonzept beruht auf einem Entfaltungsversuch für jeden an einem Hub in einem CubeSat integrierten Space-Wing. Durch das Faltkonzept, das in [73] vorgeschlagen und zuvor beschrieben wurde, ist die Entfaltung in radialer Richtung und Umfangsrichtung gegeben.

Im Rahmen der Simulation und Auslegung ist die zu verwendende Gelenkvariante durch [48] bekannt.

Die Membranen der Space-Wings werden aus Rettungsdecke, die Radialverstreben aus Faserverbundstreifen und die Entfaltungsstrukturen aus Nylon gefertigt.

Bereits kleine Segmente eines Space-Wings in Kombination mit Entfaltungsstrukturen wurden gefertigt.

Tabelle 3.1.: Anforderungsliste für die Entwicklung des Space-Wings

F=Forderung W=Wunsch	Nummer	Anforderung
F (NoveSpace)	01	Es dürfen keine Gefahren (z.B Verletzungen, ablösende splitternde Teile) vom Space-Wing ausgehen
F (Projektteam)	02	Die Entfaltung des Wings darf durch den CubeSat nicht behindert werden
F (Projektteam)	03	Das Wingkonzept muss fertigbar sein
F (Projektteam)	04	Zwei Space-Wings sollen an einem Hub befestigt sein
F (Projektteam)	05	Jeder Space-Wing soll einen Winkel von 140° aufspannen
F (Projektteam)	06	Der Platzbedarf des Wings ist durch den verfügbaren Bauraum vorgegeben
F (Projektteam)	07	Der Space-Wing wird für einen Entfaltungsversuch eingesetzt
F (Projektteam)	08	Der Space-Wing soll sich in Radial- und Umfangsrichtung entfalten
F (Projektteam)	09	Integrierbarkeit in CubeSat
F (Projektteam)	10	Die Befestigung am Hub darf die Entfaltung nicht behindern
F (Projektteam)	11	geringes Gewicht (großes A/G -Verhältnis)
F (Projektteam)	12	Als radiale Streben sollen CFK-Streifen verwendet werden
F (Projektteam)	13	Der Space-Wing muss zu einem kleinen Packvolumen verstaubar sein (großes A/V -Verhältnis)
F (Projektteam)	14	Die Membran wird aus Rettungsdecke gefertigt
F (Projektteam)	15	Der Space-Wing soll bei 1g und 0g getestet werden
F/W (Projektteam)	16	Maximale Steifigkeit bei $\sigma_v < \sigma_{v,zul}$ der Gelenke (Ebenheit nach Entfaltung, Kriechverhalten minimieren)
F (Projektteam)	17	Reibung durch Winganbindung soll gering sein
F (Projektteam)	18	Die Gelenke müssen während dem Falt-/Entfaltungsvorgang fixiert bleiben
F (Projektteam)	19	Schadensausbreitungen auf Membranstruktur verhindern

3.2.2. Offene Aufgabenpunkte

Die Verwendung von mehr als zwei Gelenkreihen in unterschiedlicher Positionierung auf dem Space-Wing muss geprüft werden. Beim Faltprozess wird ein Überstehen des Space-Wings über den Hub bemerkt, woraus eine notwendige Radiusverkleinerung des Wings und eine Verkleinerung der Strukturen folgt.

Da keine mechanischen Kennzahlen der Strukturen bekannt sind, soll eine FE-Analyse Größenordnungen ermitteln, die im weiteren Verlauf mit optimierten Entfaltungsstrukturen verglichen werden sollen. Die aktuellen Gelenkstrukturen bieten kaum Steifigkeit und tragen zur Öffnung des Wings in Umfangs- und Radialrichtung kaum bei. Weitere Gelenkvarianten können durch Variation der Gelenkparameter und der Anzahl der Streben produziert werden. Diese sollen im Hinblick auf ein großes A/G - und A/V -Verhältnis in ihrer Höhe sowie Dicke dimensioniert und optimiert werden. Dabei soll eine relativ große Steifigkeit bei Beachtung der maximal möglichen Spannungen erreicht werden, um das Entfaltungsbestreben zu vergrößern und Krieeffekte zu minimieren.

Versuche zur Verstärkung der Radialverstrebenungen können für eine Vergrößerung der MembranstEIFigkeit durchgeführt werden.

Im Zuge der Fertigung sind ein oder mehrere Fertigungskonzepte zu erarbeiten, die eine Produktion von Prototypen ermöglichen. Mögliche splitternde Elemente sind abzudecken, eine Ablösung sämtlicher Wing-Bestandteile zu vermeiden und eine Befestigungsmöglichkeit von zwei Space-Wings an einen Hub vorzusehen.

Durch eine Anpassung des Teststands hinsichtlich Gravitations- und Reibungskompensation sollen 1 g -Bodenversuche und 0 g -Parabelflugversuche möglich sein.

3.2.3. Ermittlung von Kennzahlen des Ausgangsdesigns

Im Zuge der FE-Analyse seien hier nur Ergebnisse der Simulation dargestellt. Zum Aufbau des FE-Modells sei auf Kapitel 4 verwiesen.

Infinity1-03-05-10-41-Gelenk

In Tab. 3.2 ist eine Zusammenstellung der ermittelten Kennzahlen des Infinity1-03-05-10-41-Gelenks gezeigt. Dieses wird auf dem Space-Wing im Bereich größerer Radien angeordnet.

Es sei darauf hingewiesen, dass im Folgenden die Berechnungen des Moments $|M_y|$ beziehungsweise der Einspannungskraft in z -Richtung $|F_z|$ lediglich für den Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ vorgenommen werden, da die initiale Kraft- und Momentenwirkung im gefalteten Zustand

als Auslegungspunkt definiert wird.

Die Berechnung des Moments beim Faltwinkel 180° ist durch $|F_z| \cdot \frac{L}{2} = |M_y|$ möglich, wobei L der Abstand zwischen den äußersten beiden Flächen des Gelenks ist.

Tabelle 3.2.: Kennzahlen eines Infinity1-03-05-10-41-Gelenks

Eigenschaft	Wert	Einheit
Maximale Von-Mises-Vergleichsspannung σ_v ($\beta = 180^\circ$)	35,756	[MPa]
Kraftreaktion der festen Einspannung $ F_z $ ($\beta = 180^\circ$)	$1,5101 \cdot 10^{-2}$	[N]
Momentenreaktion der festen Einspannung $ M_y $ ($\beta = 180^\circ$)	0,6737	[N · mm]
Kraftreaktion der festen Einspannung $\ \vec{F}\ _2$ ($\beta = 180^\circ$)	$2,5238 \cdot 10^{-2}$	[N]
Volumen V	203,18	[mm ³]
Masse m	$2,235 \cdot 10^{-4}$	[kg]

Infinity1-03-05-10-28-Gelenk

In Tab. 3.3 sind die Kennwerte, des auf dem Space-Wing im Bereich kleinerer Radien angeordneten Gelenks, zusammengestellt.

Tabelle 3.3.: Kennzahlen eines Infinity1-03-05-10-28-Gelenks

Eigenschaft	Wert	Einheit
Maximale Von-Mises-Vergleichsspannung σ_v ($\beta = 180^\circ$)	53,714	[MPa]
Kraftreaktion der festen Einspannung $ F_z $ ($\beta = 180^\circ$)	$2,9965 \cdot 10^{-2}$	[N]
Momentenreaktion der festen Einspannung $ M_y $ ($\beta = 180^\circ$)	0,8234	[N · mm]
Kraftreaktion der festen Einspannung $\ \vec{F}\ _2$ ($\beta = 180^\circ$)	$5,2334 \cdot 10^{-2}$	[N]
Volumen V	123,76	[mm ³]
Masse m	$1,3614 \cdot 10^{-4}$	[kg]

Abb. 3.6 zeigt vergleichend die Kraftreaktionen der Einspannung beider Gelenke während des Faltprozesses über der Zeit in allen drei kartesischen Koordinatenachsen. Es ist zu erkennen, dass die Reaktionskräfte des Gelenks mit der kleineren Hauptachse ($d = 28 \text{ mm}$) im Allgemeinen betragsmäßig größer als die des anderen Gelenks ($d = 41 \text{ mm}$) sind.

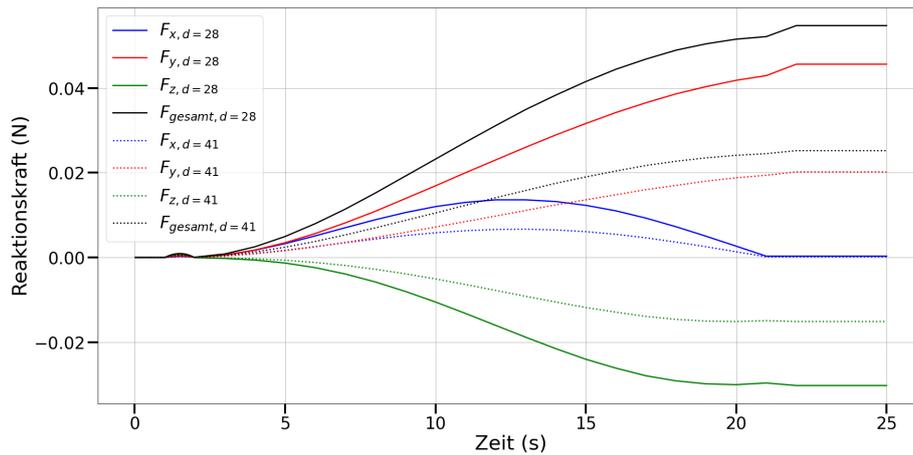


Abbildung 3.6.: Reaktionskräfte der Einspannung der Infinity1-03-05-10-28- und Infinity1-03-05-10-41-Gelenke

3.3. Analyse von Funktionen und Prinzipien

Im Folgenden soll eine Übersicht der Funktionen und Prinzipien des Space-Wings und seiner einzelnen Elemente gegeben werden.

Zu den möglichen Aufgaben des Space-Wings gehört die Vergrößerung der Satellitenfläche und der daraus ansteigende, aerodynamische Widerstand. Des Weiteren kann er als Sonnensegel agieren, indem durch Impulsaustausch der Photonen eine Beschleunigung resultiert. Empfindliche Satellitenkomponenten können vor Sonneneinstrahlung geschützt und Energie kann durch diese mittels auf der Membran integrierten Solarpaneele umgewandelt werden.

Der gesamte Space-Wing besteht aus elastischen Elementen, der Membran, dem Hub und den Radialverstreben, wie in Abb. 3.2 ersichtlich. Im Weiteren soll über ein Baumdiagramm in Abb. 3.7 eine Übersicht der Haupt- und Teilfunktionen der einzelnen Elemente des Space-Wings gegeben werden.

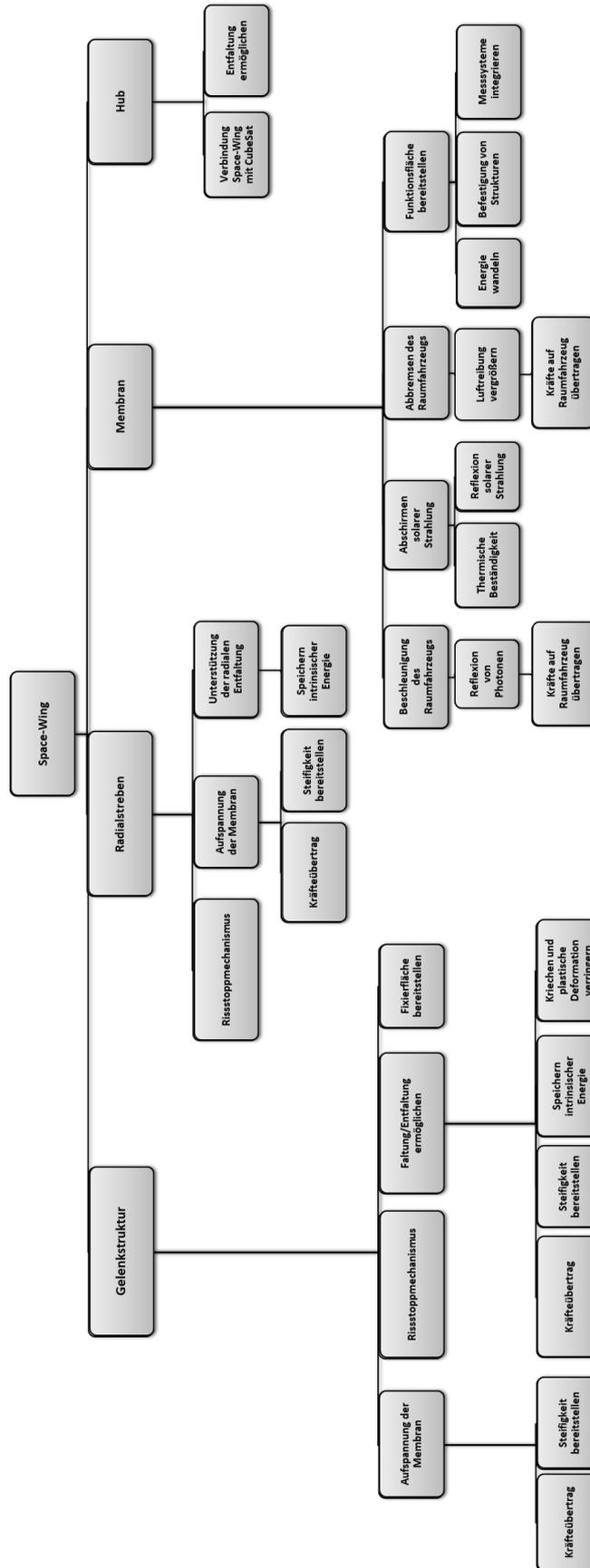


Abbildung 3.7.: Analyse der Komponentenfunktionen des Space-Wings

4. Auslegung

Space-Wing-Demonstrator

Im folgenden Kapitel wird eine FE-Analyse zur Verbesserung der mechanischen Eigenschaften des Wings zur Erfüllung der gestellten Anforderungen erstellt.

Es wird eine Auslegung und Auswahl der elastischen Gelenke vorgenommen, die im Anschluss mit radialen Streben und einer Membran begleitet durch den Prototypenbau in Kapitel 6 und den Bodenversuchen in Kapitel 7 kombiniert werden.

Das Ziel des Kapitels ist die Erstellung von begründeten, finalen Konzepten des Space-Wings für den Test während eines Parabelfluges.

4.1. Finite Elemente Analyse (FEA)

Eine Finite Elemente Analyse soll die aktuelle praktische Auslegung des Space-Wings durch rechnerische Auslegungen validieren und verbessern. Dementsprechend wird im Weiteren die Grundidee einer FEA, der Aufbau des Modells und im Anschluss die Analyse inklusive einer Sensitivitätsanalyse mit Optimierung durchgeführt.

Das Ziel einer FE-Analyse ist die schnellere und genauere Berechnung einer Bauteilkinetik und -dynamik als durch analytische Formeln [25]. Zudem sind solche geschlossenen analytischen Formeln häufig nicht aufstellbar [25]. Aufgrund der Einsparung von mehreren Prototypen stellt es ein kostengünstiges Verfahren dar, bei dem ein besseres Verständnis des Bauteilverhaltens während des Angriffs von Kräften erlangt werden kann [25].

Dennoch ist es oft sinnvoll analytische Berechnungen, zur Validierung der numerischen Ergebnisse heranzuziehen.

4.1.1. Grundidee einer Finite Elemente Analyse

Eine komplexe Geometrie wird in viele kleine Elemente, die mit Knotenpunkten miteinander verbunden sind, gegliedert [25]. Die Verformung jedes infinitesimalen Elements ist

nun leichter bestimmbar [25]. Eine Gesamtverformung ergibt sich durch die Aufsummation der Einzelverformungen [25].

Eine Verbindung zwischen Kraft und Verschiebung ist über die Beziehung

$$K \cdot \vec{u} = \vec{F} \quad (4.1)$$

gegeben [25]. K ist eine Steifigkeitsmatrix, \vec{u} ein Verschiebungsvektor und \vec{F} ein Kraftvektor [25].

Der Zusammenhang mit der Spannung ist im Falle eines linear-elastischen Verhaltens über das Hookesche Gesetz

$$\sigma = \epsilon \cdot E \quad (4.2)$$

als Materialgesetz gegeben [25]. σ beschreibt die Spannung, ϵ die Dehnung und E den E-Modul [25]. Hierbei ist ϵ durch

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (4.3)$$

definiert [25]. ΔL entspricht einer Verlängerung und L der Länge zu Beginn [25].

In Ansys sind die Verschiebungsfunktionen von Volumenelementen nicht durch lineare sondern parabolische Ansatzfunktionen beschrieben [25].

4.1.2. Modellgenerierung

In diesem Unterkapitel wird auf die Erstellung des FE-Modells zur Untersuchung und Optimierung charakteristischer Kennwerte eingegangen.

Bei der Modellbildung wird das physikalische Problem auf ein rechnerisches Ersatzmodell reduziert.

Annahmen, die im Folgenden getroffen werden, sind:

- Vernachlässigung der thermischen Ausdehnung
- Modellbildung anhand Ausgangsmodell Infinity1-03-05-10-41
- Keine Berücksichtigung der Erdgravitation
- Verwendung eines linear-elastischen Materialgesetzes ($\sigma < \sigma_{zul} = \sigma_y$)
- Keine Berücksichtigung dynamischer Effekte.

Es wird eine statisch-mechanische Analyse in Anbetracht der äußeren, ruhenden Lasten gewählt.

Die technischen Daten für das in Kapitel 5 beschriebene 3D-Druckmaterial Nylon werden der Tab. 4.1 entnommen.

Tabelle 4.1.: Materialeigenschaften von Nylon für FEM

Materialparameter	Formelzeichen	Wert	Einheit
E-Modul	E	1700 [11]	[MPa]
Streckspannung	σ_y	51 [11]	[MPa]
Poisson Zahl	ν	0,4 [14]	[-]
Dichte	ρ	1,1 [11]	$[\frac{g}{cm^3}]$
Haftreibungskoeffizient (Nylon-Nylon)	μ	0,2 [9]	[-]
Schmelztemperatur	$T_{Schmelz}$	215-218 [42]	[°C]

Bei gegenseitigem Kontakt wird zusätzlich die Eingabe eines Haftreibungskoeffizienten für die Kombination Grundkörper-Gegenkörper (Nylon-Nylon) notwendig.

Die Geometrie ist abhängig vom untersuchten Gelenktypen, der durch Weiterentwicklung des Ansysmodells von [48] entsteht.

In [48] wurde versucht durch eine bionische Herangehensweise und eine Topologieoptimierung ein innovatives Design zu entwickeln. Diese Topologieoptimierung ermöglicht eine formbelastungsgerechte Gestaltung während der Entwurfsphase [25]. Aufgrund der bereits vorhandenen geringen Materialmengen wurde dieses Optimierungsverfahren allerdings als ungeeignet bewertet. Demzufolge wurde sich auf den bionischen Ansatz fokussiert.

Im Rahmen der Geometrievernetzung wird die Struktur in zwei Streben und mehrere Gelenkabschnitte unterteilt, sodass Krafteinleitungsstellen, die als Singularitätsstellen gelten, keine Auswirkung auf das Endergebnis haben.

Das zugehörige Koordinatensystem und die Wahl der Vernetzungselemente ist in Abb. 4.1 zu sehen. Es werden Solidshellelemente im Rahmen der dünnwandigen Methode (Sweep-Methode) gewählt. In der z-Richtung wird bei den Streben eine Einteilung von eins und bei den Gelenkelementen eine Einteilung von zwei gewählt. Diese Schalenelemente dienen der Vernetzung dünner Strukturen, wobei die SOLSH190-Elemente eine besonders gute Effizienz aufweisen [19].

Bei der lokalen Vernetzung werden den Gelenkvolumenkörpern eine Elementgröße von $0,15\text{ mm}$ und den Strebenvolumenkörpern eine Elementgröße von 1 mm zugewiesen. Der Grund für die Wahl einer lokalen Vernetzung ist eine Verringerung der Rechendauer und der vergrößerten benötigten Auflösung der Ergebnisgrößen im Bereich des Gelenks.

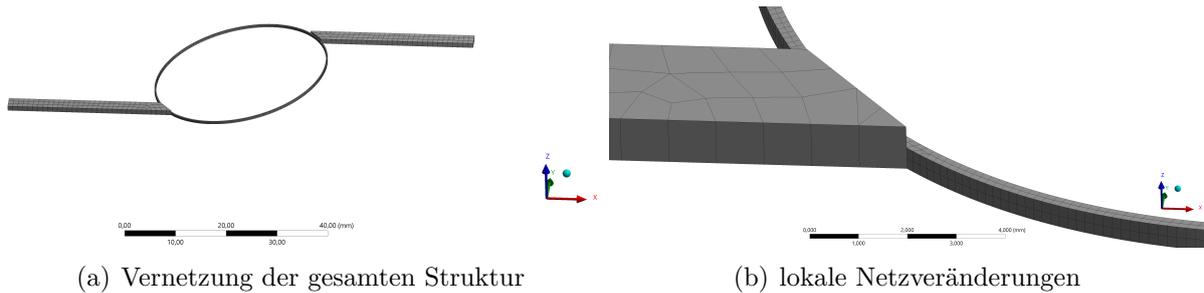


Abbildung 4.1.: Lokale Solid Shell Vernetzung des Gelenks und der Streben

Während des Setups werden die Belastungen und die Randbedingungen definiert. Es soll eine Verformung vorgegeben werden, aus der als Ergebnisgrößen Spannungen und Einspannungskräfte resultieren. Aufgrund der großen Verformung und der damit verbundenen Wanderung des Verschiebungsvorgabepunktes müssen geometrische Nichtlinearitäten berücksichtigt werden [25]. Im Zusammenhang mit der Verschiebungsvorgabe und den notwendigen Lagerungen wurden, wie im Folgenden gezeigt, verschiedene Versuche durchgeführt, wobei die linke äußerste Fläche (vgl. Abb. 4.1 (a)) mittels einer fixierten Lagerung positioniert wird:

- Randbedingung 01: externe Verschiebung der äußersten, rechten Fläche um 180° um globale y-Achse (Abb. 4.2 (a))
- Randbedingung 02: externe Verschiebung der äußersten, rechten, unteren Kante um 180° um globale y-Achse (Abb. 4.2 (b))
- Randbedingung 03: externe Verschiebung der rechten Fläche zwischen Gelenk und Strebe um 180° um globale y-Achse (Abb. 4.2 (c))
- Randbedingung 04: externe Verschiebung der unteren, rechten Kante zwischen Gelenk und Strebe um 180° um globale y-Achse (Abb. 4.2 (d))
- Randbedingung 05: externe Verschiebung der oberen, rechten Fläche der Strebe um 180° um globale y-Achse (Abb. 4.2 (e))
- Randbedingung 06: Verschiebung in mehreren Schritten der äußersten, rechten, unteren Kante um 180° , gesteuert durch x- und z-Koordinaten um globale y-Achse (Abb. 4.2 (f))
- Randbedingung 07: Verschiebung in mehreren Schritten der äußersten, rechten, unteren Kante um 180° und des unteren, rechten Punktes zwischen Gelenk und Strebe, gesteuert durch x- und z-Koordinaten um globale y-Achse (Abb. 4.2 (g))

4.1. Finite Elemente Analyse (FEA)

- Randbedingung 08: Verschiebung in mehreren Schritten der äußersten, rechten, unteren Kante um 180° und des unteren, rechten Punktes zwischen Gelenk und Strebe, gesteuert durch x und z-Koordinaten um globale y-Achse und anschließende geradlinige Bewegung um 1 mm (Abb. 4.2 (h)).

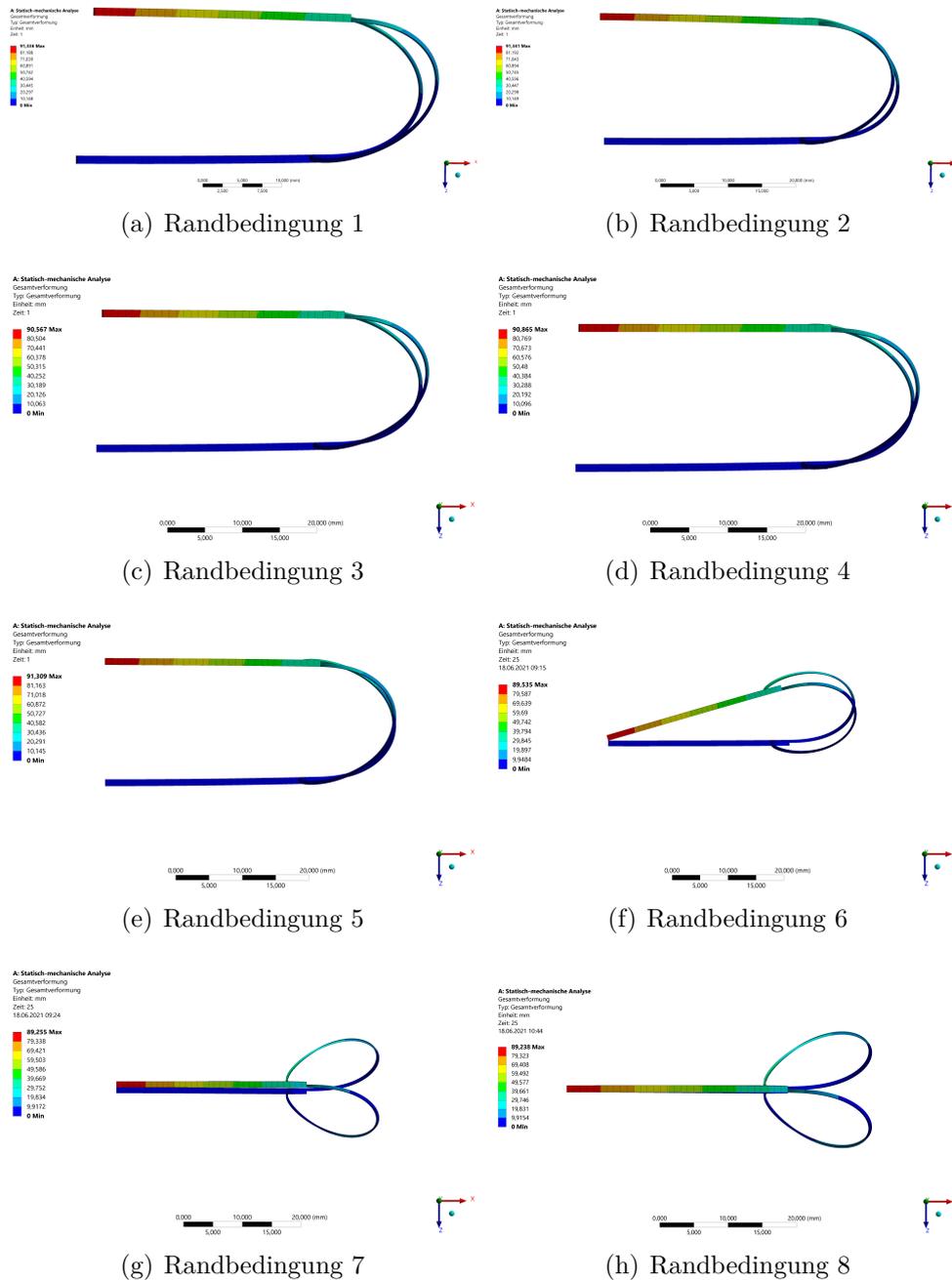


Abbildung 4.2.: Variation der Verschiebungsrandbedingungen

Die Verschiebungsvorgaben der Randbedingungen sechs, sieben und acht können unter Zuhilfenahme von [10] mit der Ellipsengleichung gelöst werden. Randbedingung acht wird

für sämtliche weitere Analysen verwendet, da sie als Modellrandbedingung bestmöglich die Realität widerspiegelt.

In Abb. 4.3 ist der zeitliche, simulierte Verlauf der Position der Gelenkstruktur gezeigt.

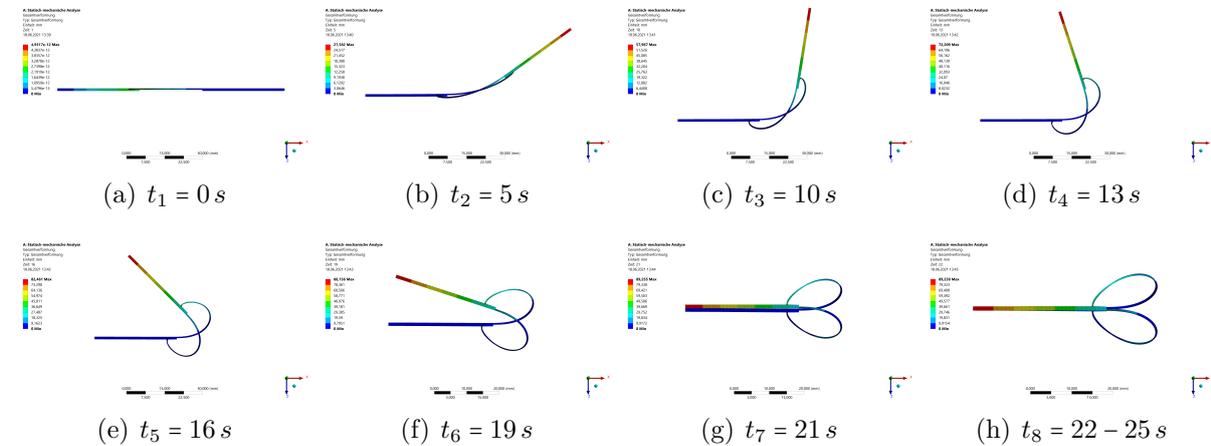
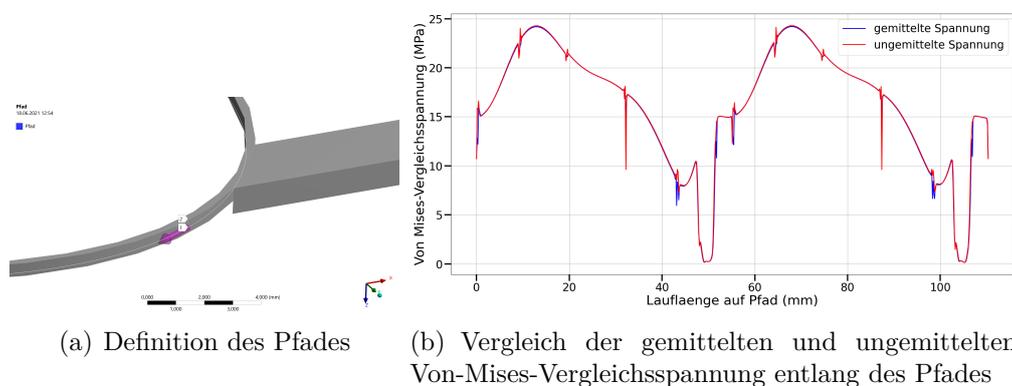


Abbildung 4.3.: Bewegungsverlauf der Randbedingung acht in acht Schritten

Eine Netzkonvergenzüberprüfung ist notwendig, um die Genauigkeit der Ergebnisse bewerten zu können. Da die Untersuchung des Konvergenzverhaltens bei SolidShell-Elementen nicht zur Verfügung steht, wird ein Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannungen, wie er in [25] beschrieben wird, vorgenommen. Weichen diese nur geringfügig voneinander ab, ist das Netz ausreichend genau strukturiert [25].

Zusätzlich dazu werden in Abb. 4.4 (a) ein Pfad entlang der Gelenk-Struktur definiert und in Abb. 4.4 (b) die gemittelten und ungemittelten Spannungen entlang dieses Pfades übereinander aufgetragen. Es wird ersichtlich, dass lediglich an einzelnen, signifikanten Stellen Abweichungen auftreten.



(a) Definition des Pfades (b) Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannung entlang des Pfades

Abbildung 4.4.: gemittelte und ungemittelte Vergleichsspannung entlang eines Pfades als Gütekriterium der Vernetzung

Der Ort von Spannungsspitzen ist in Abb. 4.5 ersichtlich. Hier ist die Verbindungsstelle des Gelenks und der Strebe dargestellt. Bei weiterer Netzverfeinerung wachsen die Spannungen an dieser Stelle immer weiter an. Für eine mögliche Auswertung der Vergleichsspannung, müssen sämtliche Stellen, die ein singuläres Verhalten aufweisen, aus der Betrachtung ausgeschlossen werden.

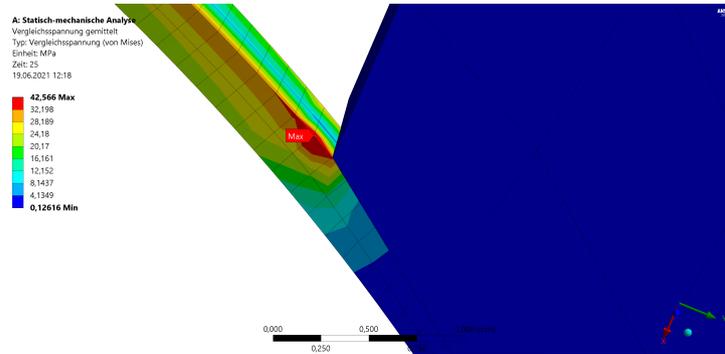


Abbildung 4.5.: Spannungsspitze zwischen Gelenk und Strebe

Maximale Spannungen unterscheiden sich in Abb. 4.6 (a) und (b) um eine Größenordnung von etwa 10%. Anhand der Farbgebung in Abb. 4.6 ist jedoch die Ähnlichkeit beider Spannungsverläufe über den Gelenkbereich sichtbar. Die Lösung ist genau genug konvergiert. In Realität existieren keine unendlich spitzen Kanten und die Vorgabe einer Verschiebung erfolgt nicht an einem Punkt oder einer Kante.

In der Modellierung durch Ansys werden die Kanten als unendlich spitz aufgenommen und aus der Vorgabe einer Verschiebung an einem Punkt resultieren Singularitäten. Somit müssen Maximalwerte, die auf dem Bauteil auftreten mit Vorsicht betrachtet und korrekt gedeutet werden. Bei Stichprobenauswertungen und der Ausblendung der Singularitäten, ergeben sich bei Betrachtung der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannungen, wie auch in Abb. 4.6 (c) und (d) gezeigt, Abweichungen in der Größenordnung von 1%.

Analog dazu ist im Anhang in Abb. A.1 der Vergleich der ungemittelten und gemittelten Vergleichsspannungen mit und ohne Singularitätsstellen für die Infinity1-03-05-10-28 dargestellt.

Weitere Ausgaben der FE-Analyse sind die Kraftreaktionen (F_x , F_y , F_z , $\|\vec{F}\|_2$) der festen Einspannung und das damit ermittelbare Öffnungsmoment M_y .

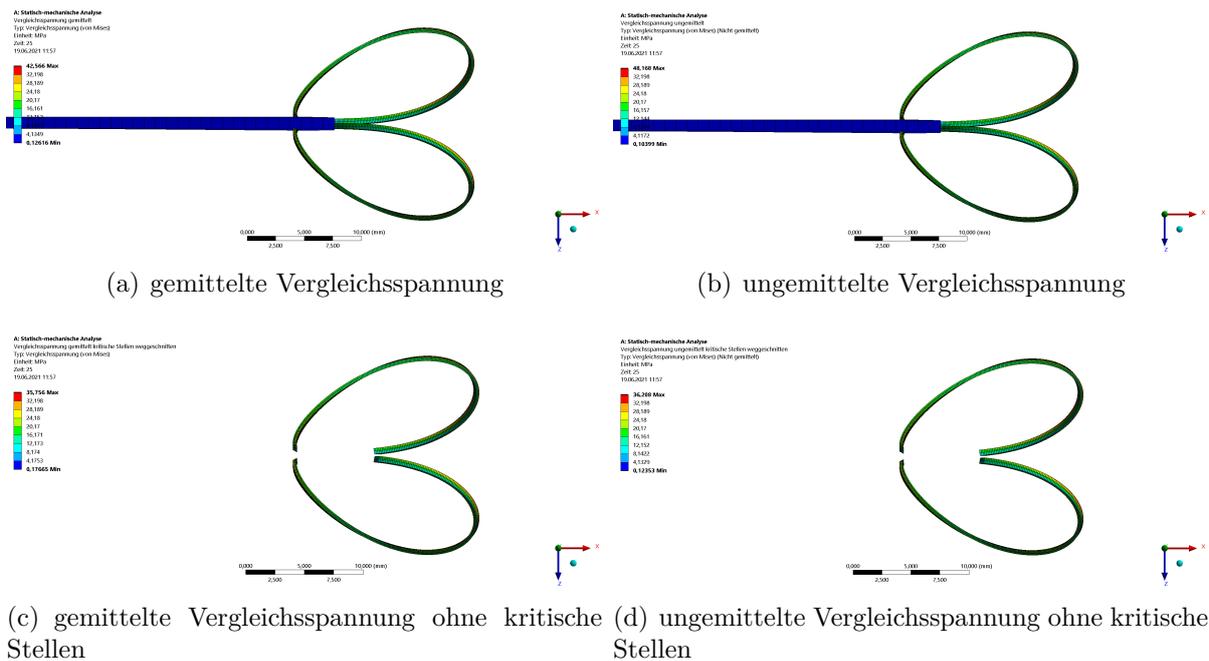


Abbildung 4.6.: Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannung mit Spannungsspitzen an Kerben und Kanten der Infinity1-03-05-10-41

Zuletzt wird versucht die Strukturen auf einer PET-Folie zu modellieren (vgl. Abb. 4.7). Aufgrund von Netzerstellungsproblemen, die infolge der Dicke der Membran von $12\ \mu\text{m}$ und den damit verbundenen Problemen der Konvergenz resultieren, kann keine konvergente Lösung gefunden werden.

Im Folgenden wird sich demnach auf die Modellierung der einzelnen Gelenke konzentriert und die Annahme getroffen, dass die Membran die ermittelten Kennwerte der einzelnen Gelenke in vergleichbarem Maße beeinflusst.

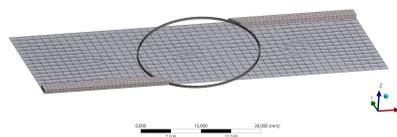


Abbildung 4.7.: FE-Analyse des Gelenks auf einer Membran

4.1.3. Dimensionierung der elastischen Gelenke

Im Kapitel 3 sind bereits die Kennwerte des Space-Wings mit dem Ausgangsdesign (Infinity1-03-05-10-41-Gelenke und Infinity1-03-05-10-28-Gelenke) dargestellt worden.

Im Folgenden soll eine Vergrößerung der Steifigkeiten und damit der Kraftreaktionen in der Einspannung der Gelenke angestrebt werden. Zudem sollen die errechneten Vergleichsspannungen die maximale Zugfestigkeit des Materials Nylon nicht überschreiten, um plastische irreversible Deformationen zu vermeiden.

Ziel des Unterkapitels ist die Festlegung auf einen konkreten Gelenktypen und dessen Abmessungen.

Parameterstudie und Sensitivitätsanalyse

Vor der Optimierung wird eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt, die den Designraum durch zufällige Designs analysiert, um den Einfluss verschiedener Eingabeparameter auf die Ausgabeparameter festzustellen.

Es werden Sensitivitätsstudien der Infinity1-t-h-10-41 des Ausgangsdesigns mit langen Verbindungsstreben und der angepassten Gelenkvarianten mit kurzen Verbindungsstreben, zu denen die Infinity1-t-h-10-28, Infinity1-t-h-10-32, Infinity1-t-h-10-41, Infinity2-t-h-10-28-f, Infinity2-t-h-10-32-f, Infinity2-t-h-10-41-f, Infinity3-t-h-10-41-f, Infinity4-t-h-10-41-f und Infinity5-t-h-10-41-f gehören, durchgeführt.

Im weiteren Verlauf soll sich in dieser Arbeit beispielhaft auf die Darstellung der Sensitivitätsstudienresultate der Infinity1-t-h-10-41 des Ausgangsdesigns mit langen Verbindungsstreben und der Infinity3-t-h-10-41-f mit kurzen Verbindungsstreben konzentriert werden.

Der Variationsbereich der Parameter ist bei den Gelenken für die Breite im Bereich von

$$0,3 \text{ mm} \leq t \leq 1 \text{ mm} \quad (4.4)$$

und für die Dicke im Bereich von

$$0,3 \text{ mm} \leq h \leq 1 \text{ mm} \quad (4.5)$$

definiert.

Die untere Grenze wird aufgrund der Möglichkeiten des FDM-Fertigungsverfahrens gewählt. Das Packungsvolumen des Space-Wings, das Eintreten in das plastische Verhalten und somit das Versagen der notwendigen Funktion begrenzt die Parameterwahl nach oben hin. Bei den Infinity2, Infinity3, Infinity4 und Infinity5 wird zusätzlich der Parameter des Zwischenabstandes der Gelenkstrukturen f (Vergleich Abb. 3.3 rechts) in den Bereichen von

$$0,3 \text{ mm} \leq f \leq 1 \text{ mm} \quad (4.6)$$

variiert.

Zudem ist aufgrund konstruktiver Maßnahmen die Verbindungsstrebenbreite u der Infinity5-Gelenke und der Infinity4-Gelenke von $u = 3\text{ mm}$ auf $u = 2\text{ mm}$ reduziert, wobei bei dieser FE-Betrachtung der Fokus auf den Eigenschaften der Speicherung intrinsischer Energie in den Gelenkstrukturen liegt. Aufgrund dessen wird auf eine Variation der Verbindungsstrebenparameter gänzlich verzichtet.

Es sei darauf hingewiesen, dass einige Parameterkombinationen durch bereits festgelegte Abmessungen der Gelenke (geometrische Beschränkungen) nicht realisiert werden können und durch die Sensitivitätsanalyse automatisch ausgeschlossen werden.

Für die Sensitivitätsanalyse und die Optimierung wird das in Ansys eingebundene Tool *optiSLang* verwendet. Eine Zufälligkeitsverteilung, die auf dem Advanced Latin Hypercube Sampling (ALHS) basiert trifft eine Auswahl von mehreren stochastisch verteilten Datenpunkten, um den Parameterraum möglichst gleichförmig zu erfassen [65]. Die Anzahl der Design-Punkte wird nach oben hin durch die benötigte Rechenzeit des Computers begrenzt und in diesem Fall aufgrund begrenzter Rechenkapazitäten eher gering gehalten. Im Weiteren soll konkret auf die Darstellung zweier beispielhafter Sensitivitätsanalysen und deren Ergebnisse eingegangen werden.

Zuerst wird ein DoE (Design of Experiments) erstellt, bei dem ein Designraum generiert und die Sensitivitäten berechnet werden [25]. Im Anschluss daran wird ein Verhaltensmodell (MoP=Metamodell of optimal Prognosis) erzeugt, auf dem die Daten der Optimierung basieren.

Sensitivitätsstudie des Ausgangsdesign: Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben

In Abb. 4.8 ist die Verteilung der Design-Punkte und somit die verschiedenen untersuchten Kombinationen der Eingabeparameter gezeigt. Die Verteilung präsentiert eine einigermaßen gleichförmige Abdeckung über die gewählten Parameterbereiche.

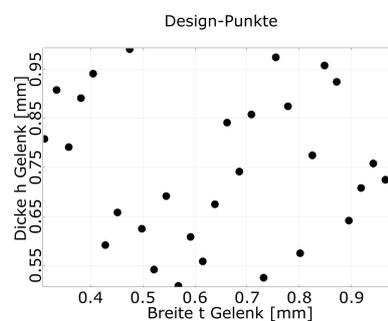


Abbildung 4.8.: Verteilung der Design-Punkte der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben

Abb. 4.9 stellt in der oberen Hälfte den Einfluss der Dicke h (vgl. Abb. 4.9 (a)) beziehungs-

weise den Einfluss der Breite t (vgl. Abb. 4.9 (b)) auf die Kraftreaktion der Einspannung in z-Richtung F_z dar. Aufgrund der gewählten Koordinatenorientierung im Ansys-Modell ist für eine bestmögliche Entfaltung eine möglichst geringe Kraft F_z anzustreben.

Auf der unteren Hälfte der Abb. 4.9 ist der Einfluss der Dicke h (vgl. Abb. 4.9 (c)) beziehungsweise der Einfluss der Breite t (vgl. Abb. 4.9 (d)) auf die maximale, gemittelte Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ mit herausgeschnittenen Singularitätsstellen aufgrund der Verformungsvorgabe dargestellt.

Durch das Einzeichnen von Geraden, die den allgemeinen Trend der Verteilung wiedergeben, ist erkennbar, dass bei (a) und (b) eine negative Korrelation vorliegt. Dies bedeutet, dass ein Ansteigen der Eingangsparameter zu einem Absinken des Ausgangsparameters führt. Anhand der Steigung dieser Graphen fällt auf, dass die Breite t einen stärkeren Einfluss auf das Absinken von F_z hat, als das Ansteigen der Dicke h . Die Graphen von (c) und (d) zeigen hingegen eine positive Korrelation. Eingangs- und Ausgangsparameter verhalten sich gleichartig, wohingegen die Breite t einen stärkeren Einfluss, als die Dicke h auf die maximale Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ hat.

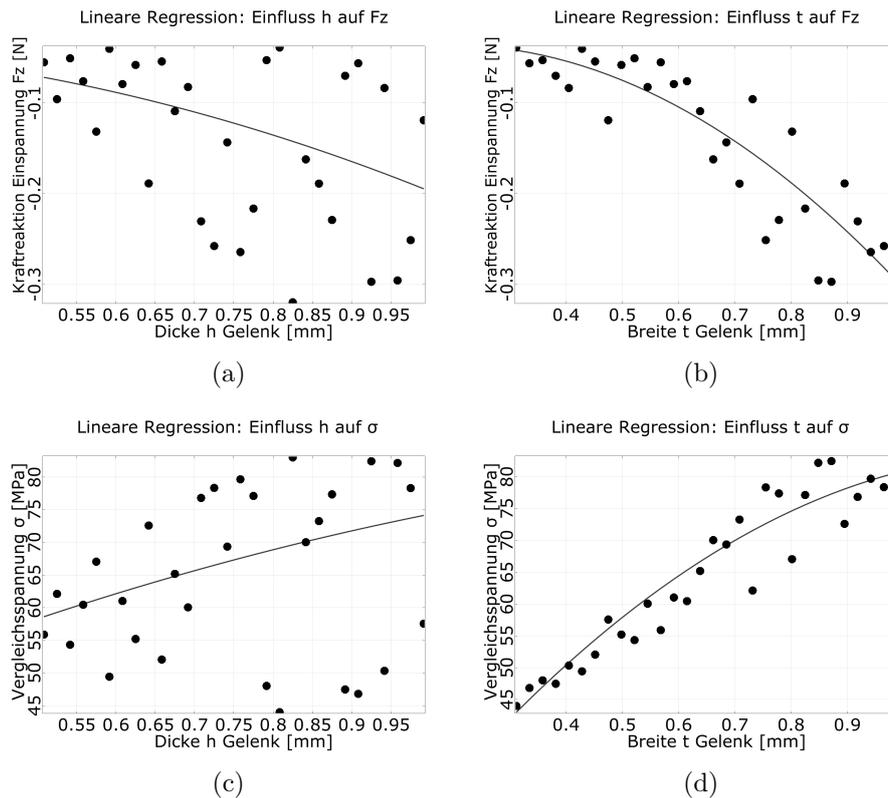


Abbildung 4.9.: Auswirkungen der Gelenkparameter auf die Kraftreaktion der Einspannung in z-Richtung F_z und die maximale gemittelte Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben

Durch Abb. 4.10 wird der zuvor beschriebene Korrelationszusammenhang durch den CoP-Wert (Coefficient of Prognosis) für das gesamte Modell und die Einflussstärken der Eingabeparameter auf die Ausgabeparameter beschrieben. Der CoP-Wert für das gesamte Modell beschreibt die Güte der Sensitivitätsanalyse [25]. Durch einen hohen CoP-Wert resultiert eine hohe Prognosefähigkeit und die erzeugten Daten können als Datengrundlage für eine Optimierung verwendet werden [25]. Bei allen folgenden Analysen beträgt der *CoP – Wert* > 98 %.

In Abb. 4.10 (a) bestätigt sich die aus Abb. 4.9 (a) und (b) gewonnene Erkenntnis, dass die Breite t einen größeren Einfluss auf die Kraft F_z als die Dicke h hat. Aus Abb. 4.10 (b), Abb. 4.9 (c) und (d) wird ersichtlich, dass die Breite t einen deutlich größeren Einfluss auf $\sigma_{v,max}$ als die Dicke h hat.

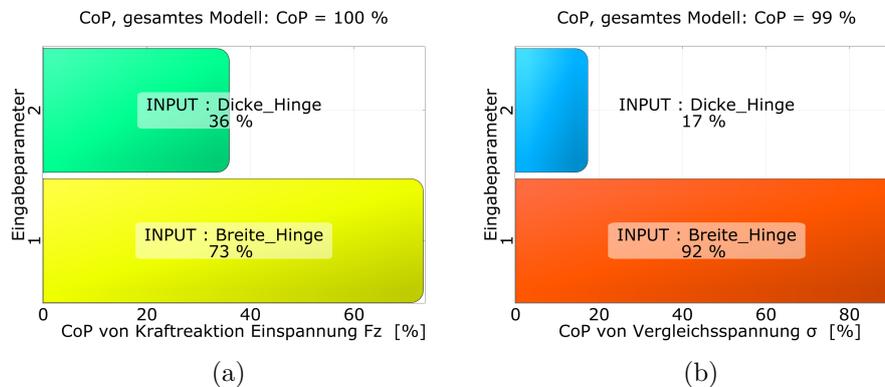


Abbildung 4.10.: Einflussstärke der Gelenkparameter auf die Ergebnisgrößen beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben

Dementsprechend ist es notwendig eine Variation beider Eingangsgrößen während der Optimierung zu betrachten. Die Schwierigkeit einer Optimierung ist direkt zu erkennen, da eine Vergrößerung der Breite t und der Dicke h direkt zu einer Vergrößerung von $|F_z|$ und von $\sigma_{v,max}$ führt.

Es lässt sich zusammenfassen, dass eine Vergrößerung der Breite t eine Vergrößerung von $|F_z|$ und eine starke Vergrößerung von $\sigma_{v,max}$ bewirkt. Eine Vergrößerung der Dicke h verursacht eine geringe Vergrößerung von $|F_z|$ und eine unwesentliche Vergrößerung von $\sigma_{v,max}$. Dieser Zusammenhang soll während der Optimierung konkreter untersucht werden.

Während der Auslegung wurden die thematischen Inhalte der Analyse des aktuellen Designs (Kapitel 3) und der Bodenversuche (Kapitel 7) bearbeitet. Hieraus resultiert eine Verkleinerung des Space-Wings und der Verbindungsstreben der Strukturen. Aufgrund dessen werden im Folgenden nur noch die Gelenkstrukturen mit kurzen Verbindungsstreben betrachtet.

Sensitivitätsstudie: Infinity3-t-h-10-41-f Durch die Sensitivitätsstudie der Infinity3-t-h-10-41-f soll ein Überblick über die mehrstrebigen Gelenkstrukturen vermittelt werden. Abb. 4.11 zeigt die Design-Punkte. Die rosa eingefärbten Punkte stellen nicht konvergierte Parameterkombinationen beziehungsweise Kombinationen, die aufgrund geometrischer Bedingungen nicht erstellbar sind, dar. Zusätzlich zu den zuvor bekannten Eingangsgrößen wird der Zwischenabstand f der Ellipsen variiert. Des Weiteren wird die Definition der Dicke h zu einer modifizierten Dicke $h1$ verändert. Diese Änderung ist infolge einer konstruktiven Gestaltung der Gelenke bei allen mehrstrebigen Strukturen vorhanden. Zwischen h und $h1$ besteht folgende Beziehung:

$$1 \text{ mm} - h1 = h. \quad (4.7)$$

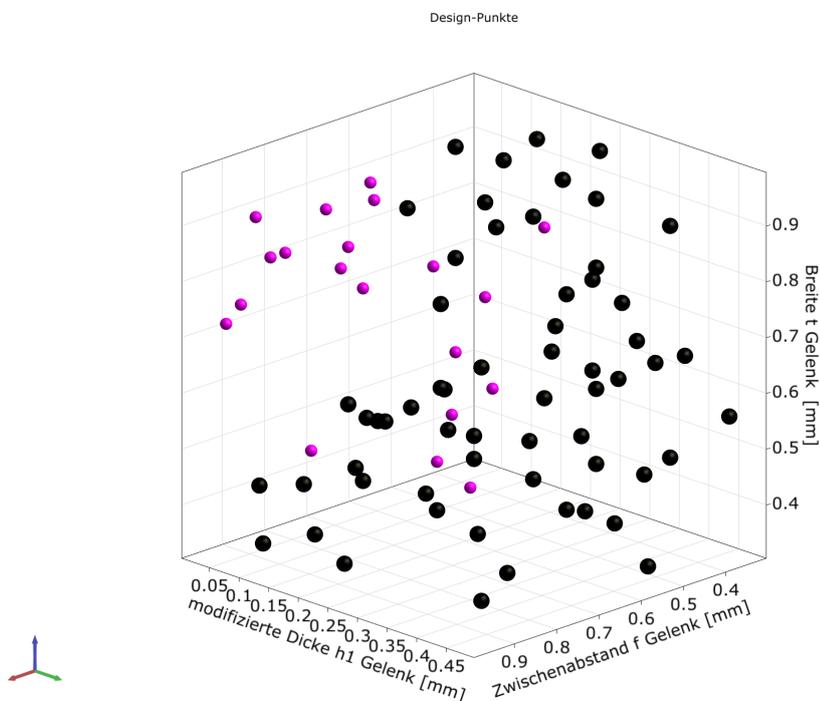


Abbildung 4.11.: Verteilung der Design-Punkte der Infinity3-t-h-10-41-f

Das Verhalten in den Graphen (a), (b), (d) und (e) in Abb. 4.12 ist vergleichbar mit den Darstellungen in Abb. 4.9. Wie in Abb. 4.12 (c) sichtbar ist, ist keine Korrelation zwischen der Wahl von f und der Kraftreaktion F_z zu erkennen. Abb. 4.12 (f) zeigt lediglich eine leichte gleichartige Korrelation zwischen der Eingangsgröße f und der maximalen, gemittelten Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$.

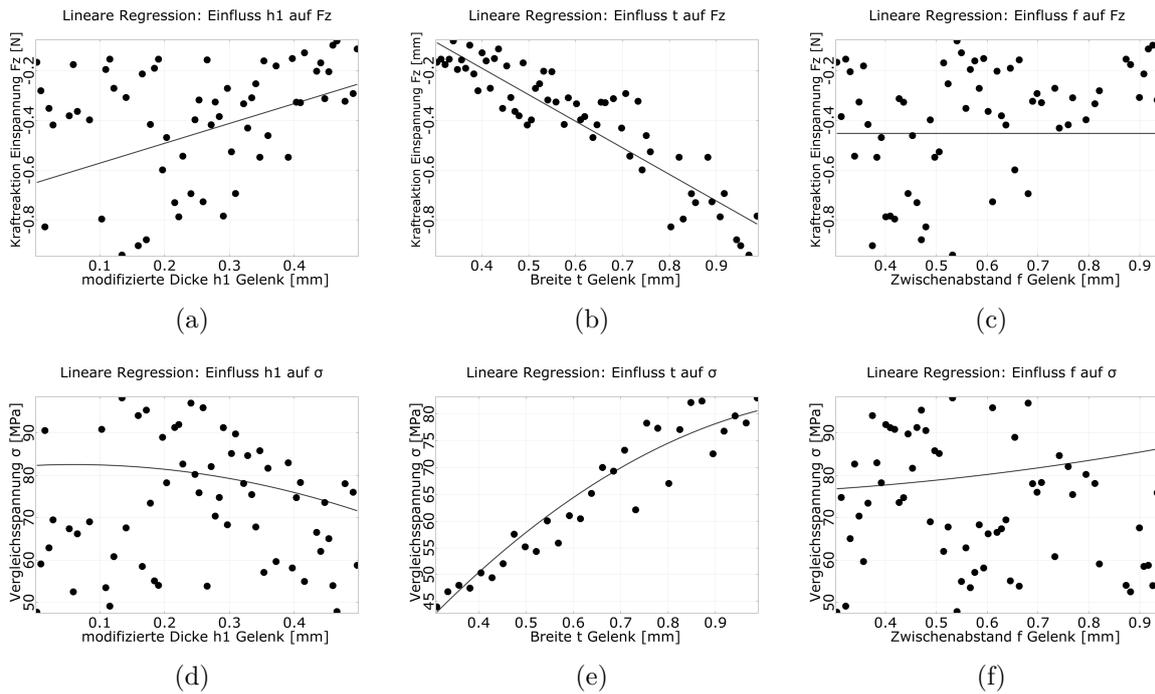


Abbildung 4.12.: Auswirkungen der Gelenkparameter auf die Kraftreaktion der Einspannung in z-Richtung F_z und die maximale gemittelte Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity3-t-h-10-41-f

Abb. 4.13 spiegelt die zuvor beschriebenen Einflüsse wieder und es können Gemeinsamkeiten mit Abb. 4.10 festgestellt werden.

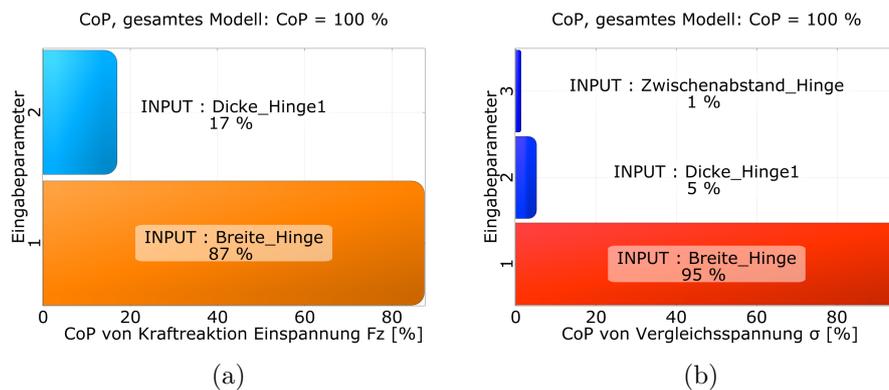


Abbildung 4.13.: Einflussstärke der Gelenkparameter auf die Ergebnisgrößen beim Faltwinkel $\beta = 180^\circ$ der Infinity3-t-h-10-41-f

Zur Vollständigkeit werden bei den Optimierungen im Weiteren alle zwei beziehungsweise drei Eingangsgrößen variabel gehalten, sodass alle Einflüsse auf die Ergebnisgrößen berücksichtigt werden können.

Es ist das Ziel der Strukturen mit mehr Ellipsen, bei vergleichbaren maximalen Spannungen $\sigma_{v,max}$ höhere Kräfte $|F_z|$ zu generieren.

Für eine größere Variabilität und Absenkung der Spannungen werden anstelle der kleinen Strukturen mit der großen Hauptachse $d = 28 \text{ mm}$ Strukturen mit $d = 32 \text{ mm}$ betrachtet.

Optimierung

Die Optimierung basiert auf dem Verhaltensmodell (Metamodell) der zuvor durchgeführten Sensitivitätsstudie. Die Qualität dieses Metamodells ist von dem angegebenen *CoP-Wert* abhängig.

Nachdem der Zusammenhang der Ergebnisgrößen mit den Eingabeparametern in der Sensitivitätsstudie verstanden wurde, wird nach den Ziel- und Nebenbedingungen optimiert. Die Optimierung deckt nun auch Bereiche der Eingabeparameter ab, die im Vorhinein durch die DoE der Sensitivitätsanalyse nicht betrachtet wurden.

Im Zuge der Optimierung sei erwähnt, dass keine Optimierung der Infinity1-t-h-10-41 mit langen Verbindungsstreben vorgenommen wird, da aufgrund der Analyse des aktuellen Designs und dem damit verbundenen Bodenversuch eine Reduzierung des Space-Wing-Radius notwendig ist, die eine Anpassung der Strebenlänge vorsieht. Des Weiteren wird der Einfluss der Strebenlänge auf die Einspannungskraft F_z als gering vermutet, da die intrinsische Energie lediglich durch die Gelenkstruktur gespeichert wird.

Es sei darauf hingewiesen, dass alle Optimierungen als Startwerte die Eingangsparameter des Ausgangsdesigns Infinity1 verwenden.

Ziel der Optimierung ist es, die elastischen Gelenke den Rand- und Zielbedingungen bestmöglich anzupassen, um die Funktionsfähigkeit der im Anschluss gefertigten Gelenksemblies mit Integration auf der Membran zu gewährleisten.

Zielfunktion

Gemäß der getroffenen Anforderungen sollen

$$|F_{z,max}| \text{ (bei } \beta = 180^\circ) \hat{=} F_{z,min} \text{ (bei } \beta = 180^\circ) \quad (4.8)$$

und somit

$$|M_{y,max}| \text{ (bei } \beta = 180^\circ) \quad (4.9)$$

gelten. Beziehung 4.8 gilt aufgrund des in Ansys gewählten Koordinatensystems.

Zusätzlich dazu soll

$$\begin{bmatrix} V \\ |F_z| \end{bmatrix}_{min} \quad (4.10)$$

erreicht werden. Die Bedingung 4.10 wird bei dem Optimierungsproblem nicht weiter betrachtet, da die Strukturgrößen der Gelenke lediglich in kleinem Rahmen bei geringen Größenbereichen variiert werden.

Nebenfunktion

Die Nebenfunktion berücksichtigt die maximal zulässige Vergleichsspannung $\sigma_{v,max}$ der Strukturen. Diese muss geringer als die in der Tab. 4.1 angegebene Streckspannung σ_y sein, die zugleich der maximalen Zugspannung σ_M entspricht, wie Kapitel 5 entnommen werden kann. Es lässt sich die Bedingungsgleichung

$$\sigma_{v,max} < \sigma_y = 51 \text{ MPa} \quad (4.11)$$

aufstellen. Bei dieser Gleichung sind vorerst keine Sicherheitsfaktoren berücksichtigt. Dadurch sollen lokale Singularitäten, die die maximale Vergleichsspannung vergrößern und bei der Simulation nicht ausgeblendet werden können, keine Auswirkung auf die Ausreizung der Materialeigenschaften haben. In [48] werden die gleichen Annahmen bei der Modellerstellung getroffen. Hier wurde in der experimentellen Validierung gezeigt, dass ein geringfügiges Überschreiten des Werkstoffkennwertes Streckspannung durch die Simulationsergebnisse noch zu keiner plastischen Deformation führt. Zu diesen nicht ausblendbaren lokalen Singularitäten gehören vor allem Ecken oder Kanten, die durch das Simulationsprogramm als unendlich spitz dargestellt werden, und dort eine Spannungsvergrößerung feststellen. Eine konstruktive Verrundung der Kanten im Bereich der Gelenke ist nicht möglich, da ansonsten das Vernetzungselement SOLSH190 als Solid Shell Element nicht mehr anwendbar ist [19]. Zudem zeigen die in Kapitel 5 präsentierten gemessenen und konstruierten Parameter der Strukturen Unterschiede in der Maßhaltigkeit der Fertigung und weisen so eine große Fertigungsungenauigkeit auf.

Optimierungsalgorithmen

Durch das Tool *optiSLang* werden verschiedene Optimierungsalgorithmen angeboten, die im Folgenden kurz miteinander verglichen werden. Zu diesen Algorithmen gehören Downhill Simplex Method (Simplex), Non-Linear Programming by Quadratic Lagrangian (NLPQL), Evolutionary Algorithm (EA) und Particle Swarm Optimization (PSO).

Downhill Simplex Method (Simplex) Bei dem Downhill-Simplex-Verfahren wird den Punkten eines Simplex (N+1-Eck) in einem N-dimensionalen Raum jeweils eine Parameterkombination zugeordnet, die einem konkreten Wert entspricht [40]. Der Punkt mit dem schlechtesten Wert wird im nächsten Zeitschritt verändert, sodass ein Dreieck im 2-dimensionalen Raum ständig um eine Achse gedreht wird, bis ein optimaler Punkt gefun-

den wird [40]. Das globale Extremum ist bei dieser Methode nicht unbedingt auffindbar, denn es besteht die Gefahr des Festfahrens innerhalb eines lokalen Extremums.

Non-Linear Programming by Quadratic Lagrangian (NLPQL) NLPQL ist ein gradienten-basiertes Optimierungsverfahren [58]. Die Nebenbedingungen werden linearisiert und der Algorithmus verwendet eine quadratische Annäherung einer Lagrange-Funktion [58]. Mittels dieser werden Nebenprobleme generiert [57]. Daraus können die nächsten Iterationspunkte berechnet werden [57]. Durch Hinzunahme einer weiteren Funktion (*merit function*) lässt sich auch die globale Konvergenz des Verfahrens sicherstellen [57].

Evolutionary Algorithm (EA) Der evolutionäre Algorithmus gehört zu den naturinspirierten, von natürlichen Vorgängen inspirierten Algorithmen [72]. Es wird eine beliebige Startmenge erzeugt, bei der jeder Position im Anschluss daran eine Fitnessfunktion zugewiesen bekommt, die bewertet, wie gut die Einzelgrößen in die gewünschte Zielumgebung passen [72]. Einzelne Größen werden anschließend ausgewählt und neu kombiniert [72]. Die Nachfahren der Kombination werden als Mutation bezeichnet und sie entsprechen einem Suchvorgang im Lösungsraum [72]. Zuletzt werden den Nachfahren ebenfalls Fitnessfunktionen zugewiesen und die Schleife beginnt von vorne, bis die Zielbedingungen oder andere Abbruchkriterien erreicht werden [72].

Das Ergebnis der optimalen Lösung ist abhängig vom durchsuchten Lösungsgebiet [72].

Particle Swarm Optimization (PSO) Die Partikelschwarmoptimierung gehört ebenfalls zu den naturanalogen beziehungsweise naturinspirierten Optimierungsverfahren [65]. Die Bewegung des Algorithmus ist der Bewegung von Vögeln innerhalb eines Schwarms nachempfunden [65]. Es ist ein metaheuristisches Optimierungsverfahren, bei dem bei jedem Zeitschritt sowohl eine vorausbestimmbare, als auch eine zufällige Komponente eine Rolle spielt [65]. Sie stellen sicher, dass das Optimierungsverfahren das globale beste Ergebnis hervorbringt und nicht in einem lokalen Extremum verbleibt [65]. Das Optimierungsverfahren endet, sobald für eine vorgegebene Zeit ein konstantes Ergebnis erreicht wird beziehungsweise andere Stopp-Kriterien festgelegt werden [65]. Während der Laufzeit des Algorithmus nimmt die Bewegungsgeschwindigkeit des Lösers im Raum ab [65].

Im Folgenden werden die Ergebnisse aller Optimierungsverfahren und ihre Unterschiede betrachtet. Im Anschluss daran werden diese durch eine erneute FE-Analyse überprüft.

Optimierung der Gelenkstrukturen mit kurzen Verbindungsstreben

In Tab. 4.2 sind die Ergebnisse der Optimierung der verschiedenen Optimierungsalgorithmen zusammengefasst. Auf der linken Seite sind die Gelenkvarianten zu sehen. In der

oberen und unteren Reihe der Tab. 4.2 sind die vier möglichen Optimierungsvarianten mit den ausgegebenen Parametern und Ergebnisgrößen beim Faltungswinkel $\beta = 180^\circ$ zu erkennen. Durch die Bemerkung *keine sinnvollen Ergebnisse* werden im Vorhinein Ergebnisse, die die Werte der Nebenbedingung über das Doppelte und mehr übersteigen, aussortiert. Unter dem Begriff *Entscheidung aus Optimierungen* in der Tab. 4.2 sind Parameter gemäß der Optimierungen (Einfärbung in rot) oder aufgrund einer eigenständigen Suche um optimierte Parameter (keine Einfärbung) ausgewählt. Diese sind gemäß der maximalen Druckgenauigkeit des 3D-Druckers auf $0,1\text{ mm}$ genau gerundet. Die Parameter der *Entscheidung aus Optimierung* werden im Anschluss daran unter dem Begriff *FE-Überprüfung* in der Tab. 4.2 einer FE-Analyse zur Validierung unterzogen.

In grün sind die im Rahmen der Prototypenfertigung für die Design-Iterationen gedruckten Gelenke markiert. Die Markierung mit der Farbkombination grün und blau zeigt die im Rahmen der Prototypenfertigung der Design-Iterationen und des Parabelflugs gedruckten Gelenke.

Es sei darauf hingewiesen, dass die Infinity1-t-h-10-28 und Infinity2-t-h-10-28-f zu den Infinity1-t-h-10-32 und Infinity2-t-h-10-32-f aufgrund einer notwendigen Spannungsverminderung angepasst werden. Durch Auswertung der FE-Ergebnisse kann festgestellt werden, dass eine Vergrößerung der großen Hauptachse zu einer Verringerung der Spannung $\sigma_{v,max}$ und zu einer Verringerung der initialen Öffnungskraft $|F_z|$ führt. Von einer weiteren Vergrößerung $d_{neu} > d_{aktuell} = 32\text{ mm}$ wird aufgrund fertigungstechnischer Gründe, wie beispielsweise einer ausreichenden Verbindungsfläche zwischen den Gelenkstreben und der Membran zur Fixierung, abgesehen.

Tabelle 4.2.: Ergebnisse der Gelenkoptimierungen bei $\beta = 180^\circ$

Gelenke mit kurzen Verbindungsstreben	Optimierung Simplex						Optimierung NLPQL					
	Parameterwahl			Ergebnisgrößen			Parameterwahl			Ergebnisgrößen		
	t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{max} [MPa]	F_z [N]		t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{max} [MPa]	F_z [N]	
Infinity1-t-h-10-41	0,408949	1	-	50,9776	-0,108625		0,408652	1	-	50,9998	-0,108712	
Infinity2-t-h-10-41-f	0,379563	1	0,5	50,9762	-0,158289		0,379763	1	0,5	50,9999	-0,158491	
Infinity3-t-h-10-41-f	0,341288	1	0,512819	50,9996	-0,215259		0,341519	1	0,462167	50,9999	-0,215591	
Infinity4-t-h-10-41-f	0,341288	1	0,512819	50,9996	-0,215259		0,341519	1	0,462167	50,9999	-0,215591	
	keine sinnvollen Ergebnisse						keine sinnvollen Ergebnisse					
Infinity5-t-h-10-41-f	0,442072	0,99910699	0,30014	50,9955	-0,357221		0,442129	1	0,3	51	-0,357665	
Infinity1-t-h-10-32	0,442072	0,99910699	0,30014	50,9955	-0,357221		0,442129	1	0,3	51	-0,357665	
Infinity2-t-h-10-32-f	0,310356	0,999617	-	50,6424	-0,108418		0,3007	0,50025	-	52,6769	-0,0414119	
Infinity2-t-h-10-32-f	0,303946	0,99948774	0,3029545	50,9924	-0,221004		0,312656	1	-	51	-0,109725	
	keine sinnvollen Ergebnisse						keine sinnvollen Ergebnisse					
	0,303946	0,99948774	0,3029545	50,9924	-0,221004							
	0,303946	0,99948774	0,3029545	50,9924	-0,221004							

Gelenke mit kurzen Verbindungsstreben	Optimierung EA						Optimierung PSO						Entscheidung aus Optimierungen						FE-Überprüfung	
	Parameterwahl			Ergebnisgrößen			Parameterwahl			Ergebnisgrößen			Parameterwahl			Ergebnisgrößen			σ_{max} [MPa]	F_z [N]
	t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{max} [MPa]	F_z [N]		t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{max} [MPa]	F_z [N]		t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{max} [MPa]	F_z [N]			
Infinity1-t-h-10-41	0,408652	1	-	50,9452	-0,108499		0,408571	1	-	50,9365	-0,108464		0,4	-	-	52,363	-0,099405			
Infinity2-t-h-10-41-f	0,378634	1	0,5	50,8666	-0,157353		0,393507	0,764717	0,5	50,9257	-0,106851		0,5	0,5	0,5	43,43	-0,098246			
Infinity3-t-h-10-41-f	0,335897	1	0,466537	50,3573	-0,207523		0,333144	0,99787961	0,767898	50,9457	-0,202846		0,5	0,7	0,7	48,521	-0,1608			
Infinity4-t-h-10-41-f	0,335897	1	0,466537	50,3573	-0,207523		0,333144	0,99787961	0,767898	50,9457	-0,202846		0,3	0,8	0,8	48,862	-0,16051			
Infinity4-t-h-10-41-f	0,335897	1	0,466537	50,3573	-0,207523		0,333144	0,99787961	0,767898	50,9457	-0,202846		0,3	1	0,4	44,071	-0,17005			
	keine sinnvollen Ergebnisse						keine sinnvollen Ergebnisse												49,527	-0,28706
Infinity5-t-h-10-41-f	0,42424	1	0,357538	50,4293	-0,336305		0,441092	1	0,302686	50,928	-0,356427		0,3	0,4	0,4	60,29	-0,38927			
Infinity1-t-h-10-28	0,42424	1	0,357538	50,4293	-0,336305		0,441092	1	0,302686	50,928	-0,356427		0,4	0,4	0,4	40,663	-0,1975			
Infinity2-t-h-10-28-f	0,303201	1	-	49,4827	-0,10481		0,312421	1	-	50,9624	-0,109601		0,5	0,3	0,3	61,544	-0,43127			
Infinity2-t-h-10-28-f	0,3	1	0,3	50,3885	-0,217799		0,300313	0,620646	0,318886	50,699	-0,0751956		0,3	0,6	0,3	52,182	-0,06848			
Infinity2-t-h-10-32-f	0,3	1	0,3	50,3885	-0,217799		0,300313	0,620646	0,318886	50,699	-0,0751956		0,3	1	0,3	54,971	-0,15329			

Legende:	
	≙ ausgewählte Optimierung
	≙ im Rahmen der Prototypenfertigung der Design-Iterationen gedruckt
	≙ im Rahmen der Prototypenfertigung der Design-Iterationen und des Parabeinflugs gedruckt

Erkennbar sind zum Teil erhebliche Abweichungen zwischen den Ergebnissen der FE-Überprüfung und den Optimierungen. Zurückzuführen ist dies auf die Berechnungsbasis der Optimierungen. Diese Berechnungsbasis ist ein Metamodell, das auf einer endlichen, geringen Anzahl von Design-Punkten der Sensitivitätsanalyse basiert. Demnach können daraus Abweichungen zwischen dem Wert der Simulation und dem Wert der theoretischen Optimierung resultieren.

Es sei zu erwähnen, dass auch Optimierungen mit maximalen Vergleichsspannungen $\sigma_{v,max} > 51 MPa$ übernommen werden, da die resultierenden Kraftreaktionen betragsmäßig gute Ergebnisse liefern und der maximale Wert der Vergleichsspannung geringfügig die Nebenbedingung übersteigt. Durch die experimentelle Validierung in [48] wurde dies als unkritisch herausgestellt.

Für Infinity2-t-h-10-28-f stehen keine Optimierungsergebnisse aufgrund der hohen auftretenden Spannungen zur Verfügung. Demnach wird diese Konfiguration im weiteren Verlauf nicht mehr betrachtet.

Hinsichtlich der eigenständigen Variation um die Optimierungsparameter (keine Einfärbung) von Infinity4-t-h-10-41-f konvergieren die Parameterkombinationen $t_1 = 0,4 mm$, $h_1 = 1 mm$, $f_1 = 0,4 mm$ und $t_2 = 0,5 mm$, $h_2 = 1 mm$, $f_2 = 0,3 mm$ nicht. Bei den Infinity5-t-h-10-41-f kann die Parameterkombination $t_3 = 0,4 mm$, $h_3 = 1 mm$, $f_3 = 0,3 mm$ aus der Optimierung aufgrund von Konvergenzschwierigkeiten nicht überprüft werden. Konvergenzprobleme entstehen ebenfalls im Rahmen der Infinity5-t-h-10-41-f-Betrachtung bei der Überprüfung der eigenständigen Variationen um die Optimierungsparameter bezüglich der Parameterzusammenstellungen $t_4 = 0,4 mm$, $h_4 = 1 mm$, $f_4 = 0,5 mm$ und $t_5 = 0,4 mm$, $h_5 = 1 mm$, $f_5 = 0,6 mm$.

Aus den Optimierungen leiten sich für die Design-Iterationen folgende Zusammenstellungen der Gelenkstrukturen ab:

- Design-Iteration 1: obere Reihe: Infinity1-04-10-10-41, untere Reihe: Infinity1-03-10-10-32
- Design-Iteration 2: obere Reihe: Infinity3-03-10-10-41-05, untere Reihe: Infinity2-03-10-10-32-03
- Design-Iteration 3: obere Reihe: Infinity5-04-10-10-41-04, untere Reihe: Infinity2-03-10-10-32-03
- Design-Iteration 4: obere Reihe: Infinity5-04-10-10-41-04, mittlere Reihe: Infinity3-03-10-10-41-05, untere Reihe: Infinity2-03-10-10-32-03.

Die Fertigung dieser Design-Iterationen wird in Kapitel 6 und die Bodenversuche in Kapitel 7 präsentiert.

Mit Hilfe der Tab. 4.3 lässt sich eine allgemeine Theorie der Wirkung der Ellipsenanzahl eines Gelenks auf die Ergebnisgrößen herleiten.

Tabelle 4.3.: Variation der Ellipsenanzahl und ihr Einfluss auf die Ergebnisgrößen bei $\beta = 180^\circ$

Gelenke mit kurzen Verbindungsstreben	Parameterwahl			FE-Ergebnisse		
	t [mm]	h [mm]	f [mm]	σ_{\max} [MPa]	F_z [N]	$ F_z $ [N]
Infinity1-t-h-10-41	0,3	1	-	41,867	-0,050883	0,050883
Infinity2-t-h-10-41-f	0,3	1	0,3	42,05	-0,097459	0,097459
Infinity3-t-h-10-41-f	0,3	1	0,3	48,118	-0,16124	0,16124
Infinity4-t-h-10-41-f	0,3	1	0,3	39,227	-0,17041	0,17041
Infinity5-t-h-10-41-f	0,3	1	0,4	40,663	-0,1975	0,1975
Infinity1-t-h-10-32	0,3	1	-	51,332	-0,080133	0,080133
Infinity2-t-h-10-32-f	0,3	1	0,3	54,971	-0,15329	0,15329
Infinity1-t-h-10-28	0,3	1	-	60,042	-0,1012	0,1012
Infinity2-t-h-10-28-f	0,3	1	0,3	64,392	-0,19064	0,19064

 $\hat{=} |F_z|$ steigt
 $\hat{=} \sigma_{\max}$ steigt

Zur Parameterkombination $t_6 = 0,3\text{ mm}$, $h_6 = 1\text{ mm}$, $f_6 = 0,3\text{ mm}$ kann aufgrund von Konvergenzproblemen kein Ergebnis für die Infinity5-t-h-10-41-f ermittelt werden. Demzufolge wird wegen des geringen CoP-Wertes von f, der während der Sensitivitätsanalyse ermittelt wurde, dieser von $f = 0,3\text{ mm}$ auf $f = 0,4\text{ mm}$ vergrößert.

Die blauen Pfeile in Tab. 4.3 zeigen ein Wachstum der Kraft der Einspannung $|F_z|$. Werden alle Eingabegrößen konstant gehalten und lediglich die Anzahl der Ellipsenreihen verändert, so steigt mit zunehmender Ellipsenzahl auch die daraus resultierende betragsmäßige Einspannungskraft in z-Richtung. Die maximale Vergleichsspannung zeigt ein ähnliches Verhalten, das durch die grünen Pfeile angedeutet wird. Allerdings stellen Infinity4-t-h-10-41-f und Infinity5-t-h-10-41-f eine Ausnahme dar.

Weiterhin ersichtlich ist bei einer Betrachtung des gleichen InfinityX-Typen die Steigerung der Kraft $|F_z|$ und der Spannung $\sigma_{v,max}$ bei einer Verkleinerung der Ellipse von $d = 41\text{ mm}$ auf $d = 32\text{ mm}$ beziehungsweise $d = 28\text{ mm}$.

Finale Space-Wing-Designs

Hinsichtlich der Ergebnisse der Entfaltungsversuche der Design-Iterationen aus Kapitel 7.5 werden die Infinity2-t-h-10-32-f für die untere Reihe, die Infinity3-t-h-10-41-f als eine mögliche zusätzliche mittlere Reihe und die Infinity5-t-h-10-41-f als eine obere Reihe vorgese-

hen. Die untere Reihe wurde bei dem Ausgangsdesign bei einem Radius von $346,5\text{ mm}$ positioniert. Bei dem neuen Design befindet sich diese Reihe bei einem Radius von 250 mm . Die mittlere Reihe wird neu hinzugefügt und soll das Öffnungsbestreben des Space-Wings vergrößern. Diese ist beim Radius von 335 mm angeordnet. Die oberste Reihe wird von $597,5\text{ mm}$ zu 440 mm verschoben. Durch die Radiusreduzierung des Space-Wings und damit der Positionierungsradien der Strukturen, greifen deren Kräfte nun etwas näher am Zentrum an und bieten somit ein größeres Öffnungspotential.

Eine weitere Maßnahme, die die finalen Wings verbessern soll, ist der Versuch *intermediate veins* einzuführen, die zwischen die großen Radialverstreben des Space-Wings geklebt werden und somit die Entfaltungskraft in radialer Richtung vergrößern sollen.

Des Weiteren wird versucht über Zusammenschweißen zweier Radialverstreben die Steifigkeit deutlich zu erhöhen, um die radiale Entfaltungskraft weiter zu verstärken.

Die Zusammenstellung, Bezeichnung und Entfaltungsanzahl der finalen Space-Wing-Kombinationen ist in Tab. 4.4 dargestellt.

Bei Betrachtung von [48] wird deutlich, dass für realistische experimentelle Werte ein Faktor herangezogen werden muss, der eine Umrechnung der numerisch gefundenen Ergebnisse zu experimentellen Resultaten ermöglicht. Für die Suche nach einem solchen Faktor sind Versuche innerhalb eines Teststands notwendig.

Tabelle 4.4.: Zusammenstellung und Benamung der finalen Wingkonfigurationen

Anzahl Entfaltungen	Test-Kombination	Nomenklatur/Benamung	Schema
2	NASA Wing -> I2 + I5 + radiale Zwischenstreben	N-12-15-iv-	
4	DLR vergleichbarer Wing -> I2 + I5 + radiale Zwischenstreben	D-12-15-iv-	
3	DLR Wing -> I2 + I5	D-12-15-	
1	DLR Wing -> I2 + I3 + I5	D-12-13-15-	
1	DLR Wing -> I2 + I3 + I5 + radiale Zwischenstreben	D-12-13-15-iv-	
1	DLR Wing -> I2 + I3 + I5 + radiale Zwischenstreben mit doppelten radialen Streben	D-12-13-15-iv-d-	
12			

4.2. Identifizierung charakteristischer Kennzahlen

Charakteristische Kennzahlen sollen für einen Vergleich der bionischen Membran mit anderen diskreten, entfaltbaren Technologien, wie beispielsweise Boom-Entfaltungen oder bedruckte Systeme betrachtet werden.

Geeignete Leistungszahlen wurden bereits während der FEA für die Gelenke entwickelt und in Tab. 4.5 dargestellt. Die optimierten Designs für die korrekte Position auf dem Space-Wing werden dem Ausgangsdesign gegenübergestellt. Eine Verbesserung ist bei der Betrachtung der Kennzahlen *Öffnungsmoment/Masse* und *Moment* zu erkennen, die um einen Faktor von > 1 gesteigert werden können. Die Ergebnisse der Simulation zeigen lediglich eine Tendenz und müssen für eine Korrelation mit experimentellen Daten, wie in [48] beschrieben, mit einem zusätzlichen Faktor berücksichtigt werden. Die Kennzahl *Öffnungsmoment/Masse* soll maximiert werden, um ein größtmögliches Öffnungsbestreben bei einer geringen Masse anzubieten.

Eine weitere Kennzahl für die Charakterisierung der elastischen Elemente ist die Betrachtung des Verhältnisses *Öffnungsmoment/Strukturvolumen*. Dieses wird hier nicht berücksichtigt, da durch die Wahl der Parametervariationsbereiche während der Optimierung Eingangsgrößen lediglich im Bereich kleiner Größenordnungen variiert wurden und dementsprechend die Volumina unerheblich voneinander abweichen.

Die Kennzahlen der elastischen Strukturen werden durch die Festlegung verschiedener Anordnungen und Konfigurationen durch geeignete Kennzahlen des Space-Wings vervollständigt. Einige mögliche Kennzahlen sollen im Folgenden qualitativ eingeführt werden. Eine mit Booms oder mittels entfaltbarer Strukturen aufgespannte Membran ist durch eine Membransteifigkeit charakterisierbar. Diese hat die Einheit $[N/m^2]$ und gibt die Rückstellkraft pro Fläche bei einer Einwirkung einer äußeren Kraft an.

Eine weitere Kenngröße ist der Energieverbrauch, der aus einer Aufspannung einer Membran resultiert. Werden Boomstrukturen verwendet, ist ein Motor für eine einmalige, kontrollierte Entfaltung notwendig, wohingegen selbstentfaltbare Strukturen lediglich einen Aktor zur Freigabe des Space-Wings benötigen [60]. Diesbezüglich kann ein weiterer Kennwert ermittelt werden, der die Kontrollierbarkeit der Entfaltung zur Herstellung der vollständigen Funktionstüchtigkeit der Funktionsfläche angibt.

Die Widerstandsfähigkeit gegen Weltraumeinflüsse, mögliche Weltraumschrott- und Mikrometeoriteneinschläge kann durch Einprägung eines Schadens mit anschließendem Belastungszyklus und Messung der Rissausbreitung, wie in [6] eingeführt, quantifiziert werden.

Tabelle 4.5.: Charakteristische Leistungszahlen der Gelenkstrukturen (Ausgangsdesign und optimierte Ergebnisse) bei $\beta = 180^\circ$

Bezeichnung	Spannung $\sigma_{v,max}$ [MPa]	Kraft $ F_z $ [N]	halbe Gelenklänge $L/2$ [mm]	Moment $ M_y $ [N · mm]	Masse m [g]	Öffnungsmoment/Masse $ M_y /m$ [(N · mm)/g]
Infinity1-03-05-10-41 Start-Design	35,756	$1,5101 \cdot 10^{-2}$	44,613	0,6737	0,2235	3,0143
Infinity1-03-05-10-28 Start-Design	53,714	$2,9965 \cdot 10^{-2}$	27,479	0,8234	0,1361	6,0482
Infinity2-03-10-10-32-03 optimiertes Design	54,971	$15,329 \cdot 10^{-2}$	20,825	3,1922	0,1281	24,9196
Infinity3-03-10-10-41-05 optimiertes Design	48,521	$16,08 \cdot 10^{-2}$	24,645	3,9629	0,1864	21,2602
Infinity5-04-10-10-41-04 optimiertes Design	51,886	$31,592 \cdot 10^{-2}$	31,466	9,9407	0,3049	32,6031

Eine gängige Kenngröße in der Raumfahrt ist das Flächengewicht σ , bei dem das Masse/Fläche-Verhältnis betrachtet und für Sonnensegelanwendungen möglichst reduziert werden sollte [62]. Bezogen auf die Membran hat Daniel Müller in [48] die Packungseffizienz eingeführt, die die entfaltete Fläche zur gepackten Fläche ins Verhältnis setzt. Für eine Sonnensegelanwendung sollte diese Kenngröße möglichst vergrößert werden.

Weitere Kennwerte können die Komplexität des Aufbaus und der benötigte Stauraum innerhalb eines CubeSats betreffen. Der Stauraum kann mittels benötigter CubeSat-Einheiten quantifiziert werden. Bei einer aktuellen Boom-Membran-Konfiguration wird je eine Einheit für einen Motor, das Segel und die Booms benötigt, wohingegen bei den in dieser Arbeit präsentierten bionischen Space-Wings eine Einheit weniger notwendig ist. Die Anzahl dieser Einheiten wirken sich auf das Verstauvolumen und die Nutzlast aus, die aus Kostengründen möglichst gering gehalten werden soll.

Für eine Generierung quantitativer Kennzahlen des Space-Wings können die Catia Daten in Ansys importiert werden, um beispielsweise Steifigkeiten an spezifischen Punkten zu überprüfen. Im Zuge dieser Arbeit wird auf eine quantitative Betrachtung sämtlicher qualitativ eingeführter Kennzahlen verzichtet.

5. Konstruktion

Die in diesem Kapitel durchgeführten Konstruktionen erfolgen mit Hilfe des Programms Catia V5R21.

Nach der Design- und Analysephase in Kapitel 3, sowie der Auslegungsphase in Kapitel 4 folgt in diesem Kapitel nun die Konstruktionsphase mit Aspekten der Fertigung. Ziel ist die Generierung eines Konstruktions- und Fertigungskonzeptes der Gelenkstrukturen. Zusätzlich dazu soll die Darstellung einer methodischen Herangehensweise bei der Entwicklung des HDRM (Hold Down Release Mechanism) präsentiert werden.

5.1. Gelenkkonstruktion und Aspekte der Fertigung

Die Entfaltungsstrukturen auf der Membran bestehen aus Gelenken kombiniert mit Streben, wie in Abb. 3.1 ersichtlich, die vorhandene gespeicherte Energie im gefalteten Zustand für die Entfaltung nutzen sollen.

Als Material wird Nylon verwendet, wie bereits im Kapitel 4 für den Simulationsinput erkennbar ist.

Ein großer Vorteil von Nylon gegenüber anderen 3D Druck Filamentmaterialien wie beispielsweise PET-G, ist seine hohe Elastizität [43]. So bewirken große vorgegebene Verformungen kein Brechen des Materials und sichern die Einsatzbereitschaft der Struktur.

Das Nylon-Filament ist ein Polyamid (PA), das unter dem Handelsnamen Dupont bekannt ist [21]. Dieser teilkristalline Thermoplast besteht aus linear aufgebauten Polymeren mit regelmäßigen Amidbindungen und einer starken Tendenz zum Warming [21]. Warming bezeichnet ein starkes Zusammenziehen des Materials beim Druck. Konkret handelt es sich um PA6.6, was auch unter dem Namen Polyhexamethylenadipinsäureamid bekannt ist. Es enthält gemäß der Nomenklatur sechs Kohlenstoffatome des Diamins und sechs Kohlenstoffatome der Dicarbonsäure [21].

Durch eine Polykondensationsreaktion kondensieren Diamine mit Dicarbonsäuren zu Säureamidbindungen unter Wasserabspaltung [21]. Bei der Reaktion greift das Stickstoffatom des Hexandiamins das Kohlenstoffatom der Säuregruppe der Adipinsäure an [24].

Dabei spaltet sich OH^- und H^+ ab, die gemeinsam H_2O bilden [24]. Aufgrund der Polarität der Säureamidbindungen und der damit verbundenen Ausbildung von Wasserstoffbrückenbindungen zwischen den einzelnen Ketten, kann Nylon bis zu 10% Wasser aufnehmen [21]. Dadurch sinkt der E-Modul [21].

Vorteile, die für den Einsatz von Nylon sprechen, sind unter anderem der geringe Reibungskoeffizient, der bei gegenseitiger Berührung der Strukturen beim Faltprozess nicht behindernd wirkt [9], die hohe Zähigkeit und die damit verbundene Rissfestigkeit, die Steifigkeit und die Chemikalienbeständigkeit [21].

Aufgrund der Wasseraufnahme des Materials, sollte es vor dem Einsatz als Druckfilament in einem Trockenschrank für mehrere Stunden getrocknet werden, da ansonsten eine schlechte Druckqualität erkennbar ist. Zusätzlich dazu ist während des Drucks das Warping zu beachten und konstruktiv zu verhindern.

Zum Festlegen der Druckparameter werden zusätzlich zur Betrachtung von [48] weitere Druckversuche vorgenommen. Alle nachfolgenden Versuche werden mit dem Drucker PRUSA i3 MK3S und einer 0,25 mm Nozzlegröße, einem magnetisches Heizbett MK52 und einer Druckgenauigkeit von 0,1 mm durchgeführt.

Als Druckbette stehen ein pulverbeschichtetes Druckbett mit der Bezeichnung BH-15 (texture sheet) und ein glattes Druckbett mit der Bezeichnung TF-21 (smooth sheet) zur Verfügung.

Im Rahmen eines Versuchs werden die Strukturen zum Vergleich mit PET-G gedruckt. Bei kleinen Auslenkungen der Struktur ist ein sprödes Versagen erkennbar. PET-G ist somit für die hier gesuchten Anwendungen nicht verwendbar.

Als Filamentsorte des Nylons wird sich gemäß der Ergebnisse aus [48] für Nylon White 800 cm^3 F-MF-0003 des Herstellers Markforged entschieden. Dies ist ein FFF Nylon Filament (Fused Filament Fabrication), das nach dem Prinzip der Schmelzfaserfertigung (Fused Deposition Modeling) arbeitet [43].

Die Düsentemperatur wird während des Drucks bei 262 °C und die Bodenplattentemperatur bei 75 °C gehalten. Vor der Verwendung wird das Filament in einem Trockenschrank für sechs Stunden bei einer Temperatur von 80 °C getrocknet.

In Tab. 5.1 sind sämtliche Druckversuche aufgelistet. Diese Versuche unterscheiden sich durch Variation verschiedener Parameter. Mit Gelenkassembly, sichtbar in der Tab. 5.1, ist die Kombination zweier Gelenke und den zugehörigen Streben, wie in Abb. 5.1 rechts zu sehen, gemeint. Die Brim-Funktion, die bei Versuch 05 verwendet wird, bietet die Möglichkeit, einen beliebigen dicken Rand an die Konstruktion anzulegen und somit die Auflagefläche zu vergrößern.

Tabelle 5.1.: Druckversuche mit Nylon

Ver-such	Gelenke	Druck-bett	Vorgehen/ Bemerkungen	Probleme/ Beobachtung
01	6 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	BH-15	offene Haube	Ablösen der Gelenke durch Verzug des Materials
02	6 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	TF-21 mit Klebefilm	geschlossene Haube	ungenau Ablage des aufgeschmolzenen Filaments
03	6 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	BH-15	wie bei Versuch 02	Ablösung vom Druckbett: schneller Abkühlvorgang; Zeiten zwischen Wärmeeinträgen größer als bei 2 Gelenken
04	2 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	BH-15	wie bei Versuch 02	leichtes Ablösen vom Druckbett; regelmäßiger Wärmeeintrag verhindert komplettes Ablösen
05	2 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	TF-21	geschlossene Haube; Brim-Funktion Prusa	kein Ablösen vom Druckbett; Auflagefläche vergrößert; Rand aufgrund Elastizität nicht abtrennbar
06	2 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	BH-15	geschlossene Haube; anmodellierte Zylinder: 1 mm Dicke	Ablösen vom Druckbett; Material der Zylinderstrukturen zieht sich zusammen
07	2 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	BH-15	geschlossene Haube; anmodellierte Zylinder: 0,3 mm Dicke	kein Ablösen vom Druckbett; schlechte Oberflächenstruktur
08	2 Gelenkassemblies Infinity1-03-05-10-41	TF-21	wie bei Versuch 07	kein Ablösen vom Druckbett; gute Oberflächenstruktur

Zusammenfassend lässt sich nach den Versuchen sagen, dass die Umgebungstemperatur während des Drucks beachtet werden muss, um Warping und Ablösen der Strukturen zu vermeiden. Demzufolge wird während des Druckvorgangs die Schutzhaube der 3D-Drucker geschlossen. Des Weiteren kann das Warping und das Ablösen vom Druckbett während des Druckvorgangs durch anmodellerte dünne Zylinder, die die Auflagefläche deutlich vergrößern, weitestgehend vermieden werden. Diese Zylinder sind im rechten Teil von Abb. 5.1 zu erkennen. Es wird die Verwendung des TF-21 Druckbetts bevorzugt, da daraus bessere Oberflächenqualitäten resultieren.

Dennoch ist ein komplett fehlerfreier Druck ausgeschlossen. Abb. 5.1 zeigt das Resultat des besten Druckversuchs 08. Bei Markierung 1 (in Abb. 5.1) ist die Geradlinigkeit der Struktur nicht vollständig gegeben. Markierung 2 (in Abb. 5.1) zeigt kleinere Ausfranzungen in der Materialstruktur und Fehler in den Materialfasern. Stellen mit verbranntem Material, bei dem der 3D-Drucker Kontakt zu bereits abgelegten Lagen hatte, sind dunkel gefärbt und bei Markierung 3 (in Abb. 5.1) zu erkennen. Markierung 4 (in Abb. 5.1) repräsentiert den Verzug der gedruckten Bauteile in z-Richtung. Die Verteilung von Nylon-Materialfäden über die Struktur sind bei Markierung 5 (in Abb. 5.1) zu erkennen.

Beim Druck der Gelenke mit mehreren Ellipsenreihen kann ein Zusammenhaften der elliptischen Streben festgestellt werden. Diese elliptischen Streben müssen im Nachhinein für die Bereitstellung der notwendigen Funktion getrennt werden.

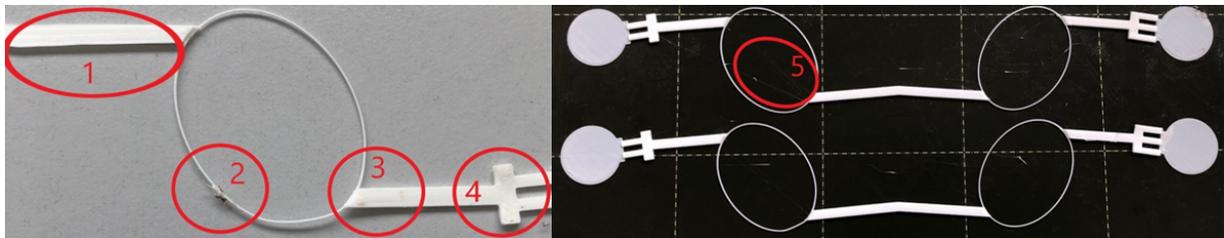


Abbildung 5.1.: Druckfehler der Gelenke nach Versuch 08; Markierung 1: Geradlinigkeit verletzt; Markierung 2: Ausfranzungen; Markierung 3: verbranntes Material; Markierung 4: Materialverzug; Markierung 5: Materialfäden

Tab. 5.2 zeigt zusätzlich zu den makroskopischen Fehlern, auf die zuvor eingegangen wurde, Fehler in der Maßhaltigkeit des 3D-Drucks. Stets existieren Unterschiede zwischen den konstruierten (k) und gemessenen (g) Größen. Diese Unterschiede wirken sich, wie die Fehler aus Abb. 5.1 auf die Ergebnisdiskrepanzen zwischen Realität und Simulation aus. Die Gelenk-Typ-Bezeichnung in folgender Tab. 5.2 richtet sich nach der Parameterbenennung in Abb. 3.3.

Tabelle 5.2.: Maßhaltigkeit des Prusa i3 MK3S beim Druck der Nylon-Gelenke

Hinge-Typ	Hinge				Rod			
	h [mm]		t [mm]		r [mm]		u [mm]	
konstruiert (k), gemessen (g)	k	g	k	g	k	g	k	g
Infinity1-03-05-10-41	0,5	0,45	0,3	0,4	1,0	0,95	3,0	3,25
Infinity1-03-05-10-28	0,5	0,45	0,3	0,35	1,0	0,9	3,0	3,25
Infinity1-04-10-10-41 (optimiertes Design)	1,0	1,05	0,4	0,45	1,0	1,05	3,0	3,05
Infinity1-03-10-10-32 (optimiertes Design)	1,0	1,05	0,3	0,35	1,0	1,05	3,0	3,15
Infinity2-03-10-10-32-03 (optimiertes Design)	1,0	1,05	0,3	0,35	1,0	1,05	3,0	3,10
Infinity3-03-10-10-41-05 (optimiertes Design)	1,0	1,1	0,3	0,3	1,0	1,1	3,0	2,95
Infinity5-04-10-10-41-04 (optimiertes Design)	1,0	1,1	0,4	0,45	1,0	1,1	2,0	1,9

Wie aus Tab. 5.2 ersichtlich, müssen im Hinblick auf eine maßhaltige Fertigung die konstruktiven Größen angepasst, beziehungsweise zur Vermeidung der oben genannten Druckprobleme und -fehler andere 3D-Drucker oder Filamente verwendet werden.

Werden im Zuge des späteren Anwendungsfalls als mögliches Widerstandsiegel zusätzlich die Langzeitstauung berücksichtigt, spielen Kriech- und Relaxationseffekte eine Rolle. Kriechen beziehungsweise Relaxation ist das Abgleiten von Ketten während einer Langzeitstauung aufgrund von erhöhten Temperaturen oder Belastung [18], [45]. Des Weiteren beeinflusst die Wahl der Temperatur und der Prüfgeschwindigkeit die charakteristischen Kennzahlen von PA 6.6, wie Abb. 5.2 zeigt [59].

Ein weiteres typisches Verhalten für diesen Kunststoff ist, dass die Bruchspannung geringer als die maximale Zugfestigkeit ist:

$$\sigma_B < \sigma_M.$$

In diesem Zuge sei darauf hingewiesen, dass keine Verfestigungsmechanismen bei Polyamid vorhanden sind und somit die Streckspannung σ_y identisch mit der Zugfestigkeit σ_M ist. Ein qualitativer Verlauf eines Spannungs-Dehnungs-Diagramms ist in Abb. 5.3 (c) zu sehen. Der Kunststoff soll demnach nur bis zur maximalen Streckgrenze belastet werden, da ansonsten plastische Deformation und nichtlineares Materialverhalten vorherrschen

[26].

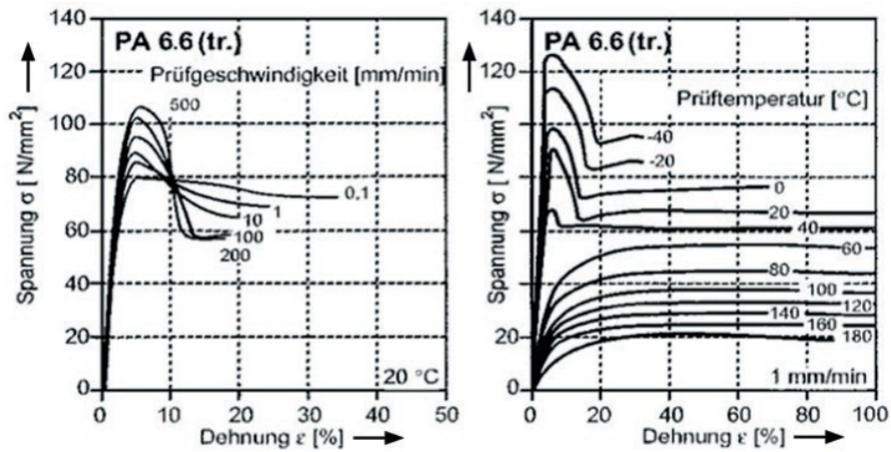


Abbildung 5.2.: Spannungs-Dehnungs-Diagramm mit Zeit- und Temperaturabhängigkeit von PA 6.6 [18]

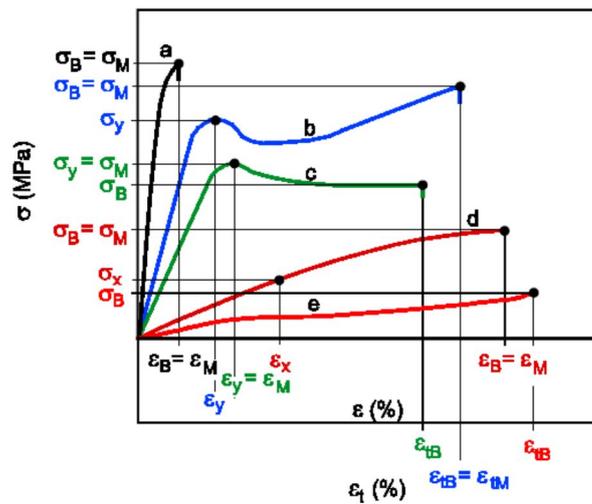


Abbildung 5.3.: Spannungs-Dehnungs-Diagramme von Kunststoffen (c: qualitativer Verlauf von PA) [26]

5.2. Konstruktion des Hold Down Release Mechanism (HDRM) des WingSats

Im Weiteren ist für die Methodische Konstruktion als Bestandteil der Produktentwicklung des Release Mechanism des WingSats die Vorgehensweise nach Phasen aus der VDI 2221 herausgearbeitet [23], [7].

Diese Konstruktion dient dem Verstauen des Space-Wings im vorhandenen Testsatelliten und soll eine Entfaltung des Space-Wings während der Tests ermöglichen. Für ein mögliches Design und eine Einbindung des Rückhaltemechanismus-Prototypen an den WingSat wird wie folgt vorgegangen.

Zuerst wird auf die Analyse und Klärung der Aufgabenstellung mit Hilfe einer Anforderungsliste eingegangen. Eine Funktionsanalyse arbeitet im Anschluss daran die notwendigen Einzelfunktionen der Konstruktion heraus. Die Konzeptionierung stellt Teillösungen zur Erfüllung der Einzelfunktionen dar, die schließlich mit Hilfe eines Morphologischen Kastens zu verschiedenen Gesamtlösungen kombiniert werden. Die Umsetzung aller herausgesuchten Varianten werden mittels Prinzipskizzen verdeutlicht, bevor eine Bewertung der Varianten mit Hilfe einer Nutzwertanalyse vorgenommen wird.

Die Variante mit der besten Bewertung wird schließlich entworfen und ausgearbeitet. Der Hold Down Release Mechanism wird zuletzt durch das Fused Deposition Modeling-Verfahren (FDM-Verfahren) aus Polyethylenterephthalat mit Glykol (PET-G) gefertigt und getestet.

5.2.1. Analyse und Klärung der Aufgabe

Um im Anschluss konkrete Bewertungskriterien für die Nutzwertanalyse und konstruktive Rahmenbedingungen herauszustellen, ist eine Anforderungsliste in Tab. 5.3 gegeben, die die Forderungen des Parabelflugunternehmens Novespace und des Projektteams zusammenträgt. Anforderungen des Unternehmens Novespace entstammen den Anpassungen der Experimental Safety Data Packages (ESDP) und den Vorschriften in den Dokumenten [55] und [56].

Die Anforderungsliste wird während der gesamten Lösungsfindung iterativ ergänzt, um alle notwendigen Anforderungen zusammenzustellen. Zudem sei erwähnt, dass die hier dargestellten Anforderungen im Allgemeinen nicht quantifizierbar sind.

Voraussetzungen, die die Funktion des Mechanismus beeinflussen, sind die eigenständige Entfaltung des Segels, auf die bereits in den vorangegangenen Kapiteln eingegangen wurde, sowie die Synchronisation aller Türöffnungen.

Tabelle 5.3.: Anforderungsliste des Hold Down Release Mechanism des WingSats

F=Forderung W=Wunsch	Nummer	Anforderung
F (NoveSpace)	01	Kein Feuer und Rauch während des Parabelfluges
F (Novespace)	02	Es dürfen keine Gefahren (Verletzung von Personen, Beschädigungen der Flugzeuginnenverkleidung) von dem Release Mechanism Design ausgehen
F (NoveSpace)	03	Lose Teile sind nicht erlaubt
F (NoveSpace)	04	Materialien dürfen bei Versagen nicht Splintern
F (Projektteam)	05	Schneller Einbau der Hubs ist möglich
F (Projektteam)	06	Türen des WingSats müssen bei Entfaltung der Wings aus der Entfaltungsebene geschwenkt sein
F (Projektteam)	07	Fertigung für zwei WingSats
F (Projektteam)	08	Schnelle Fertigung und Konstruktion notwendig
F (Projektteam)	09	Herstellungskosten gering halten (< 1000€/Stück)
F (Projektteam)	10	Integrierbarkeit in CubeSat
F (Projektteam)	11	Befestigung darf bei Entfaltung nicht stören
F (Projektteam)	12	geringes Gewicht
F (Projektteam)	13	Komplexität soll gering sein
F (Projektteam)	14	Das Auslösen des Mechanismus muss wiederholbar sein
F (Projektteam)	15	Der Mechanismus muss ansteuerbar und testbar sein
F (Projektteam)	16	Schwankende g-Kräfte beeinflussen die Funktionsweise nicht
F (Projektteam)	17	Der Mechanismus soll präzise und funktionstüchtig sein

Durch die Funktionsanalyse in Tab. 5.4 wird das Gesamtsystem in unabhängige kleinere Systeme gegliedert und deren Einzelfunktionen ermittelt. Konkret werden hierzu die Handhabungsschritte beim Auslösen des Mechanismus aufgegriffen und die dafür entstandenen Funktionen aufgezeigt.

Tabelle 5.4.: Funktionsanalyse des Hold Down Release Mechanism des WingSats

Nummer	Handhabungsschritte	Einzelfunktionen
01	Einbau des aufgerollten Hubs in Cubesat	Abwickeln des Hubs verhindern (Sicherung)
02	Türen des Cubesats öffnen sich	Bewegungsmechanismus (Aktuation) ermöglicht anschließendes Lösen der Befestigung des Wings
03	Der Wing entfaltet sich	Lösen/Freigabe der Befestigung des Wings

5.2.2. Konzeptionierung

Die herausgestellten Einzelfunktionen lassen sich durch mehrere realisierbare Teillösungen erfüllen, die im Anschluss in einem Morphologischen Kasten zusammengetragen werden.

Teillösungen - Sicherung

Die Funktion der Sicherung des Space-Wings aus der Funktionsanalyse (Tab. 5.4) Nummer 01 kann mit Hilfe eines Fadens, einer Klemmung oder einem Rückhalter gelöst werden.

Faden Ein dünner Faden, der um den Space-Wing gewickelt wird und am Hub des WingSats befestigt ist, sichert den Wing vor unkontrollierter Entfaltung (Abb. 5.4).

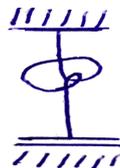


Abbildung 5.4.: Sicherung durch Faden

Klemmung Eine Klemmung, wie in Abb. 5.5 dargestellt, kann das Entfalten des Space-Wings verhindern, indem sie um den Hub wie eine Spange angebracht wird.

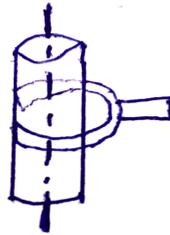


Abbildung 5.5.: Sicherung durch Klemmung

Rückhalter Sämtliche Varianten von Mechanismen, die die Entfaltung des Wings form-schlüssig behindern, zählen zu dieser Teillösung. Eine mögliche Umsetzung ist in Abb. 5.6 gezeigt.



Abbildung 5.6.: Sicherung durch Rückhalter

Teillösungen - Aktuation

Die Funktion der Aktuation des Space-Wings aus der Funktionsanalyse (Tab. 5.4) Nummer 02 kann mit Hilfe der Türen des WingSats, manuell, dem vorhandenen Servo zur Öffnung der Türen, einem zusätzlichen Motor, einem Pin Puller oder einer Release Nut gelöst werden.

Türen Durch die rotatorische Öffnungsbewegung der Türen beim Triggern des Öffnungsmechanismus des WingSats kann ein Mechanismus ausgelöst werden, der dem Space-Wing die Entfaltung ermöglicht (Abb. 5.7).

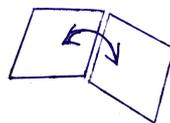


Abbildung 5.7.: Aktuation durch Türen

Manuell Die Bewegung eines Mechanismus zur Öffnung des Wings kann auch manuell erfolgen (Abb. 5.8).



Abbildung 5.8.: Manuelle Aktuation

Vorhandener Motor mit Drehkreuz Im Kleinsatellit existiert bereits ein Servo in Kombination mit einem Drehkreuz (Abb. 5.9), der die Türen zur Öffnung durch eine Drehbewegung freigibt. Dieser kann zur Aktuierung des Hold Down Release Mechanism verwendet werden.

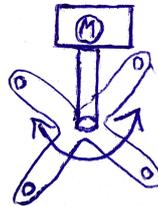


Abbildung 5.9.: Aktuation durch vorhandenen Motor mit Drehkreuz

Zusatzmotor Zusätzlich zum bereits vorhandenen Motor, kann ein zweiter unabhängiger Motor installiert werden, der bei Bedarf den HDRM durch eine rotatorische Bewegung bedient (Abb. 5.10).

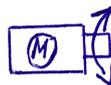


Abbildung 5.10.: Aktuation durch Zusatzmotor

Pin Puller Das Unternehmen DCubed produziert Mechanismen, die auf dem Prinzip der Formgedächtnislegierungen agieren [13]. Ein Pin Puller (Abb. 5.11), der eine Zugbewegung ausführt, kann zur Aktivierung der Entfaltung des Space-Wings dienen.

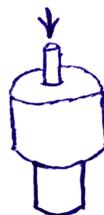


Abbildung 5.11.: Aktuation durch Pin Puller

Release Nut Die Release Nut (Abb. 5.12) ist ein weiterer Aktor des Unternehmens DCubed, der ebenfalls auf dem Prinzip der Formgedächtnislegierung arbeitet. Dieser gibt bei Bestromung eine Schraube, die zuvor in die Release Nut geschraubt wurde, frei [13]. Die Verwendung als Aktor im HDRM ist möglich.

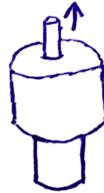


Abbildung 5.12.: Aktuation durch Release Nut

Teillösungen - Freigeben

Die Funktion des Freigebens des Space-Wings aus der Funktionsanalyse (Tab. 5.4) Nummer 03 kann mit Hilfe einer Schlaufe mit einem Bolzen, durch Brennen, durch Trennen oder durch Abziehen gelöst werden.

Schlaufe mit Bolzen Ein Bolzen in einer Schlaufe löst durch Herausziehen die Verbindung zwischen Faden und Bolzen (Abb. 5.13). Der Space-Wing kann sich anschließend entfalten.

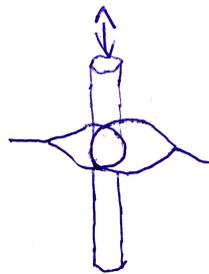


Abbildung 5.13.: Freigabe durch Herausziehen eines Bolzens aus einer Schlaufe

Durchbrennen Ein Faden kann durch Brennen in zwei Teile getrennt werden und gibt so den Space-Wing frei (Abb. 5.14).



Abbildung 5.14.: Freigabe durch Durchbrennen

Durchtrennen Ein Faden kann durch einen Schnitt in zwei Bestandteile getrennt werden (Abb. 5.15). Anschließend kann sich der Wing entfalten.



Abbildung 5.15.: Freigabe durch Durchtrennen

Abziehen Eine Freigabe des Wings durch Abziehen einer Halterung ist möglich (Abb. 5.16).

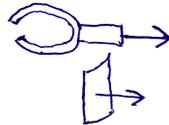
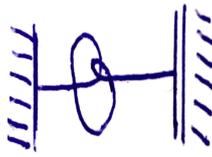
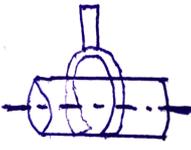
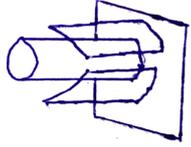
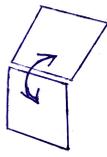
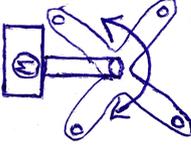
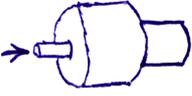
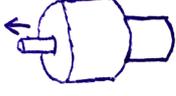
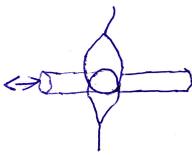
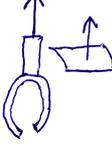


Abbildung 5.16.: Freigabe durch Abziehen

Morphologischer Kasten

Die vorgestellten Teillösungen zur Erfüllung der Einzelfunktionen werden anschaulich in einem Morphologischen Kasten (Abb. 5.5) dargestellt.

Tabelle 5.5.: Morphologischer Kasten für die Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats

Funktionen / Lösungen	1	2	3	4	5	6
A. Sicherung	Faden 	Klemmung 	Rückhalter 			
B. Aktuation	Türen 	manuell 	vorhandener Motor mit Drehkreuz 	Zusatzmotor 	Pin Puller 	Release Nut 
C. Lösen/Freigeben	Schlaufe mit Bolzen 	Durchbrennen 	Durchtrennen 	Abziehen 		

Mit Hilfe des Morphologischen Kastens lassen sich mehrere optimierte Lösungen durch Kombination der Teillösungen generieren. Diese werden im Anschluss durch eine Nutzwertanalyse, die der Entscheidungs- und Lösungsfindung komplexer Aufgaben dient, bewertet [7].

In Abb. 5.5 sind $m_1 = 3$ Teillösungen für Teilfunktionen A, $m_2 = 6$ Teillösungen für Teilfunktionen B und $m_3 = 4$ Teillösungen für die Teilfunktionen C gelistet. Dies ergibt eine mögliche Anzahl

$$N = \prod_{i=1}^3 = 72. \quad (5.1)$$

von Kombinationsmöglichkeiten [7].

Um die Variantenauswahl im Vorhinein einzugrenzen, können folgende Bestandteile ausgeschlossen beziehungsweise unter Vorbehalt mit aufgenommen werden.

Die Teillösungen A2 (Klemmung) und A3 (Rückhalter) stellen sich als deutlich schwieriger heraus, da der Wing im aufgewickelten Zustand eine variable, stets andere Form aufweist, auf die eine Klemmung oder eine anderweitige Behinderung der Entfaltung angepasst werden muss. Zudem wird bei Betrachtung der Anforderungsliste in Tab. 5.3, die der späteren Grundlage der Bildung der Gewichtungsfaktoren dient klar, dass Nummer 05 (Schneller Einbau des Hubs), Nummer 10 (Integrierbarkeit in CubeSat) und Nummer 12 (geringe Komplexität) hinsichtlich dieser Teillösungen nur schwer erfüllbar sind.

Die Teillösungen B4 (Zusatzmotor), B5 (Pin Puller), B6 (Release Nut) stellen Schwierigkeiten bei der Erfüllung der Anforderungen Nummer 10 (Integrierbarkeit in CubeSat) und Nummer 12 (geringe Komplexität) der Anforderungsliste (Tab. 5.3) dar.

Bei den Teillösungen der Einzelfunktionen C2 (Druchbrennen) und C3 (Durchtrennen) können Probleme seitens der Forderungen des Parabelflugunternehmens gemäß Anforderungen Nummer 01 (Kein Feuer und Rauch während des Fluges) und Nummer 06 (keine Gefahren und Verletzungsmöglichkeiten) entstehen. C4 (Abziehen) wird aufgrund der vorherigen Feststellung der Teillösungen A2 und A3 ebenfalls als kritisch und schwierig umsetzbar erkannt.

Im weiteren Verlauf wird sich deshalb auf sechs verschiedene mögliche Lösungsvarianten (a-f) durch Kombinationen von Teillösungen beschränkt. Auf diese wird durch Prinzipdarstellungen inklusive Beschreibungen der Funktionen und Handhabungsschritte eingegangen, bevor im Anschluss daran eine Bewertung der Varianten vorgenommen wird.

Variante a

In Abb. 5.17 ist die Kombination der Teillösungen für eine erste Lösung dargestellt.

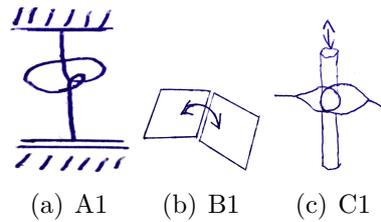


Abbildung 5.17.: Variante a: Kombination der Teillösungen

Eine mögliche konkrete Umsetzung dieser Lösung ist in Abb. 5.18 und 5.19 zu sehen. In den beiden Prinzipskizzen ist der Prototyp des CubeSats in zwei verschiedenen Ansichten dargestellt. Die grüne Farbe repräsentiert den Verlauf eines Fadens, der zur Wicklung des Space-Wings verwendet wird. Der schwarze Faden stellt eine Verbindung zwischen der Tür und dem Bolzenmechanismus, der in rot eingefärbt ist, her. Eine Eintragung der Pfeilrichtung, lässt auf die notwendige Aktuierungsrichtung, zum Auslösen des Hold Down Release Mechanism des CubeSats schließen.

Konkret soll das eine Fadenende (hier in schwarz modelliert) an der Tür festgeklemmt und das andere Fadenende an einem montierten Bolzen befestigt werden. Der Bolzen nimmt eine Schlaufe des (grünen) Fadens auf, dessen anderes Ende im Bereich der obersten, äußersten Kante des Hubs festgeklemmt ist. Durch das Öffnen der Tür wird der (schwarze) Faden gestrafft und der Bolzen durch die äußere Krafteinwirkung nach hinten gezogen. Die Schlaufe des Fadens löst sich und die Entfaltung des Space-Wings ist ermöglicht.

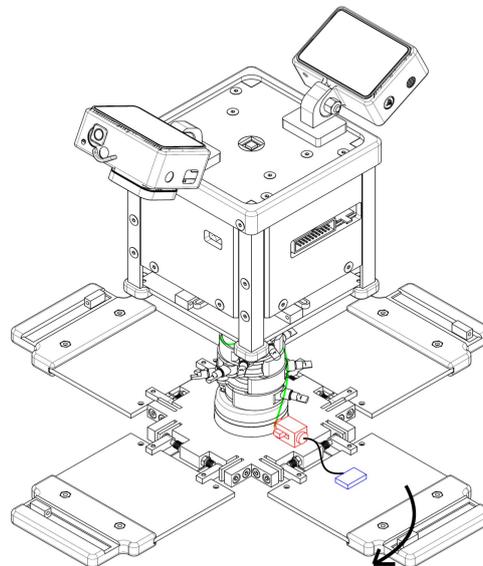


Abbildung 5.18.: Variante a als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

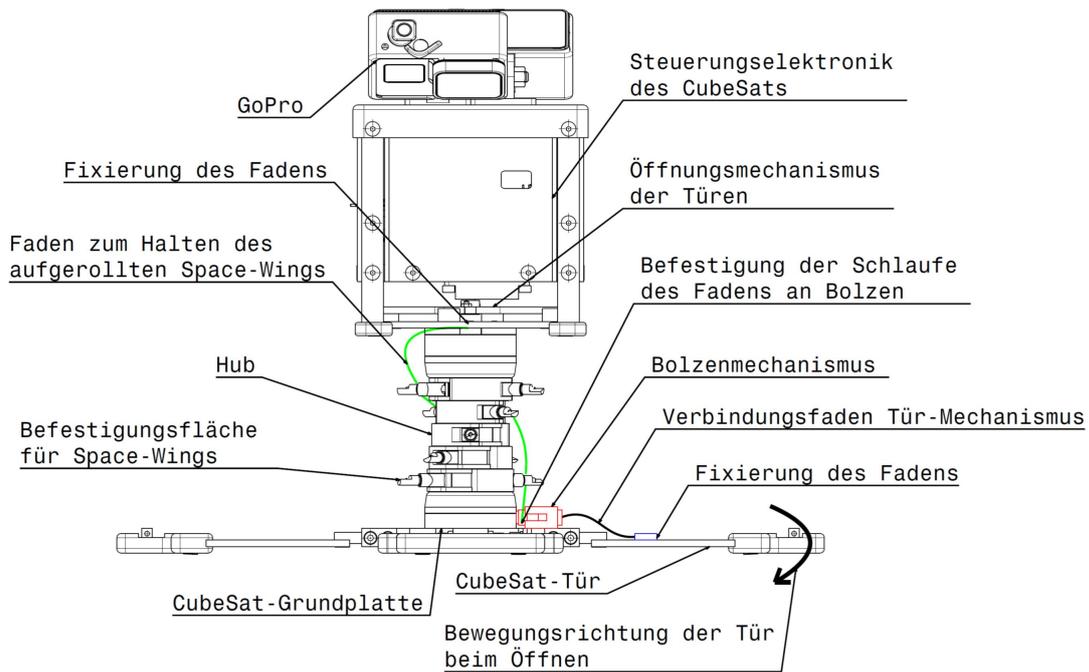


Abbildung 5.19.: Variante a als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Variante b

Abb. 5.20 zeigt eine zweite Lösungsvariante, deren Prinzipumsetzung in den Abb. 5.21 und 5.22 dargestellt ist.

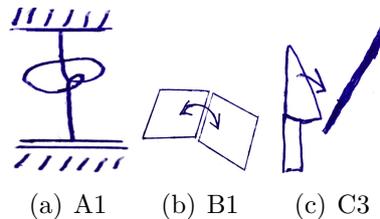


Abbildung 5.20.: Variante b: Kombination der Teillösungen

Der (grüne) Faden dient der Befestigung des Space-Wings und die roten Elemente stellen den Trennungsmechanismus dar. Dieser Faden ist am oberen Ende des Hubs und am unteren Ende eines konstruierten Quaders mit Öffnung fixiert. Beim Öffnen der Türen wird ein Messer in die Öffnung des Quaders eingeführt, sodass das dort fixierte Seil durchtrennt und der Wing zur Entfaltung freigegeben wird.

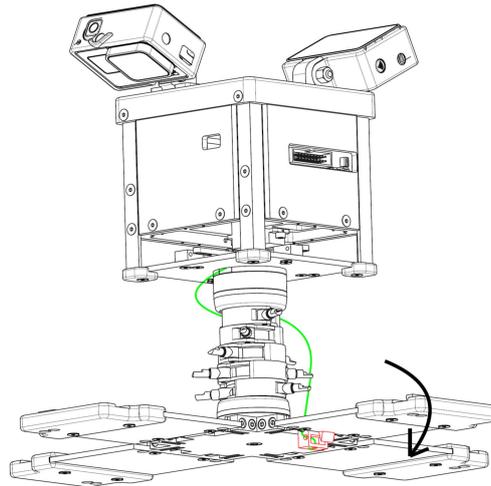


Abbildung 5.21.: Variante b als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

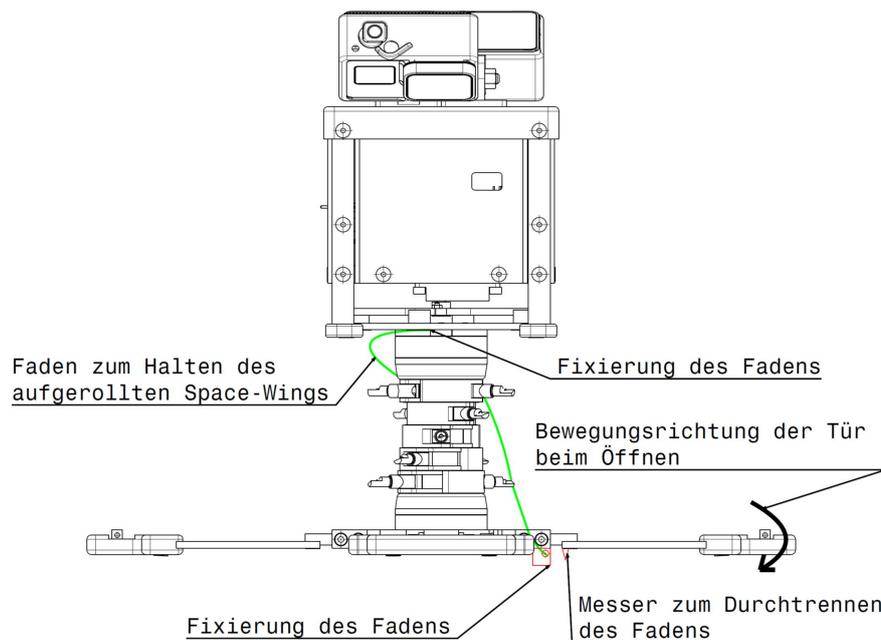


Abbildung 5.22.: Variante b als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Variante c

Eine weitere Zusammenstellung von Teillösungen ist in Abb. 5.23 gegeben.

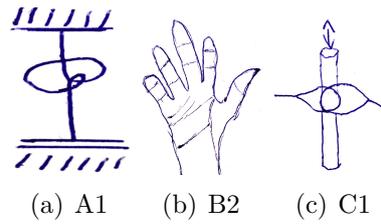


Abbildung 5.23.: Variante c: Kombination der Teillösungen

Ein (grüner Faden) in Abb. 5.24 und 5.25 sichert den Space-Wing vor der eigenständigen Entfaltung. In rot ist ein montierter Bolzen dargestellt. Ein weiterer Faden (schwarz) ermöglicht die händische Aktuation.

Das obere Ende des Fadens wird im oberen Bereich des Hubs einklemmt und das andere Ende, als Schlaufe ausgeführt und um einen Bolzen gewickelt. Dieser Bolzen wird durch äußere, manuelle Krafteinwirkung nach hinten gezogen und entsichert den Space-Wing.

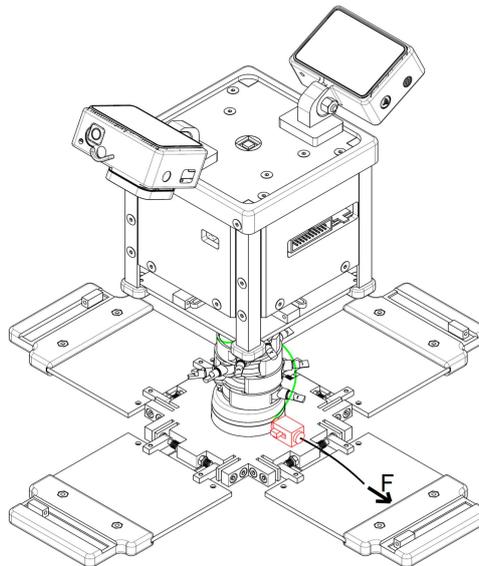


Abbildung 5.24.: Variante c als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

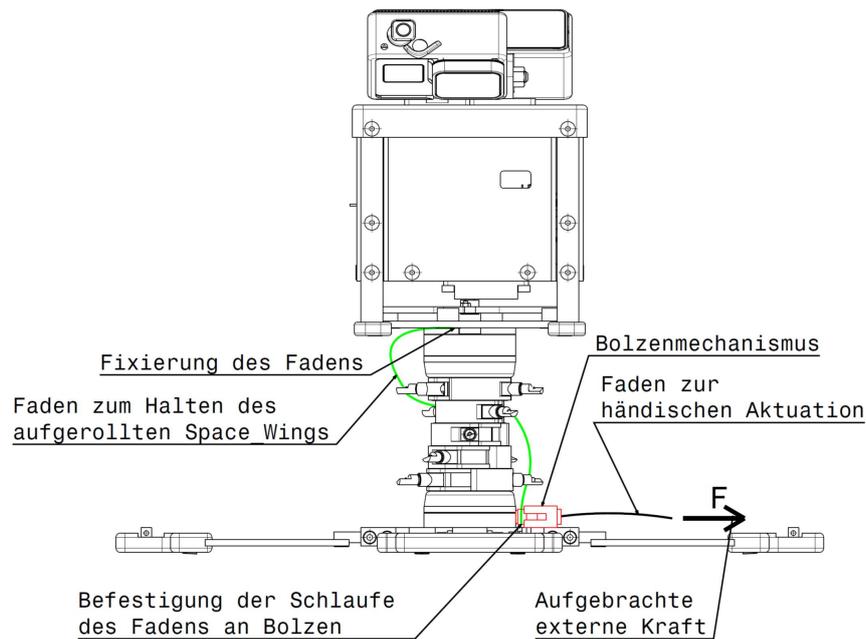


Abbildung 5.25.: Variante c als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Variante d

Variante d (Abb. 5.26) stellt eine mögliche Lösungskombination mit Einbezug des bereits vorhandenen Drehkreuzes dar.

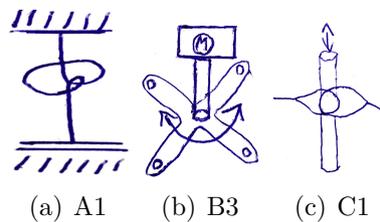


Abbildung 5.26.: Variante d: Kombination der Teillösungen

Das Drehkreuz, das in den Abb. 5.27 und 5.28 in rot dargestellt ist, wird durch einen Servo angetrieben und dient der Ansteuerung des Türöffnungsmechanismus. Dieser Servo in Kombination mit dem Drehkreuz kann dem Hold Down Release Mechanism als Aktor dienen. Unterhalb des Servokreuzes ist ein Bolzenmechanismus (rot) gezeigt. In grün ist der Faden zur Sicherung des Space-Wings hervorgehoben.

Beim Drehen des Drehkreuzes zur Öffnung der Türen wird im Anschluss eine weitere Drehung vorgenommen, die den Bolzen triggert. Durch dessen Aktuation nach rechts löst er den durch eine Schlaufe befestigten Faden. Die Entfaltung des Space-Wings wird ermöglicht.

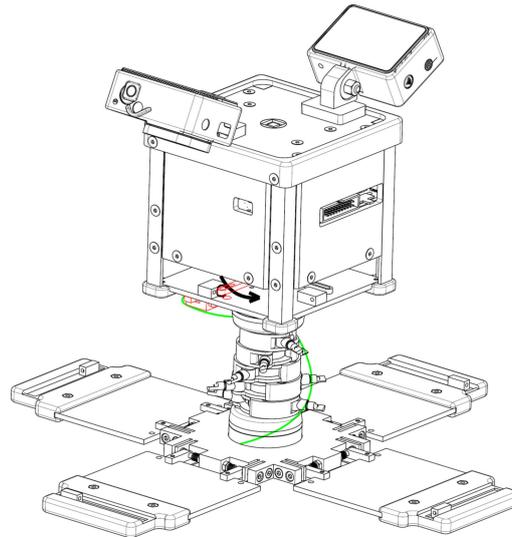


Abbildung 5.27.: Variante d als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

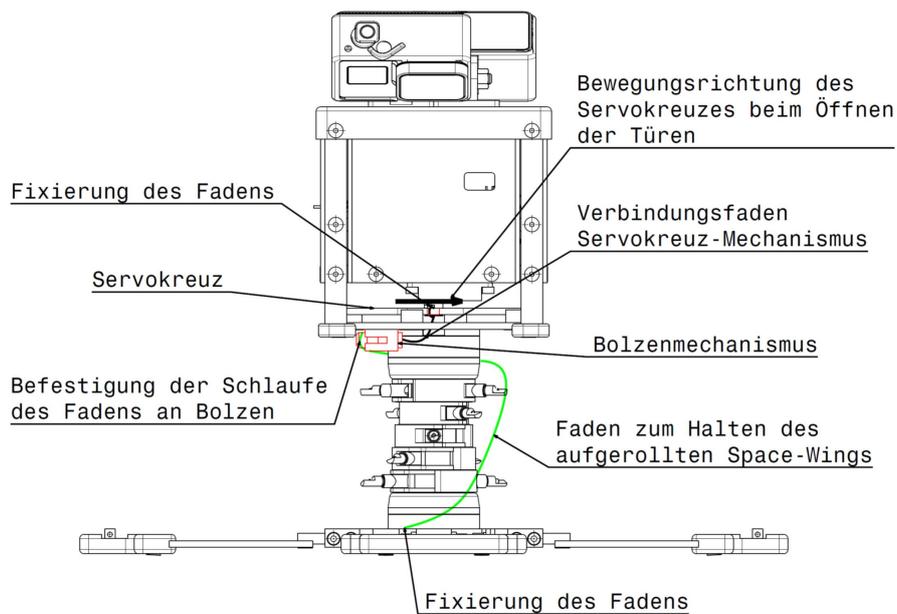


Abbildung 5.28.: Variante d als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Variante e

Durch Hinzunahme eines Aktors der Firma DCubed, ist eine weitere Lösung e (Abb. 5.29) denkbar.

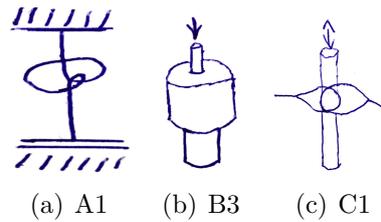


Abbildung 5.29.: Variante e: Kombination der Teillösungen

Der Faden zur Befestigung des Space-Wings im aufgerollten Zustand ist in den Abb. 5.30 und 5.31 in grün dargestellt. Der Pin Puller ist in rot und dessen Stromkabel in schwarz, nach rechts verlaufend, hervorgehoben. Der grüne Faden, der im unteren Bereich des Hubs und mit Hilfe einer Schlaufe am Pin Puller befestigt ist, wird durch ein Zurückziehen des Pin Puller gelöst. Der Space-Wing kann sich im Anschluss daran entfalten.

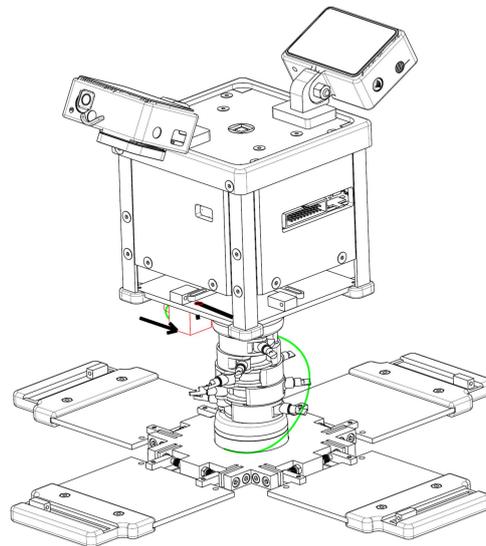


Abbildung 5.30.: Variante e als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

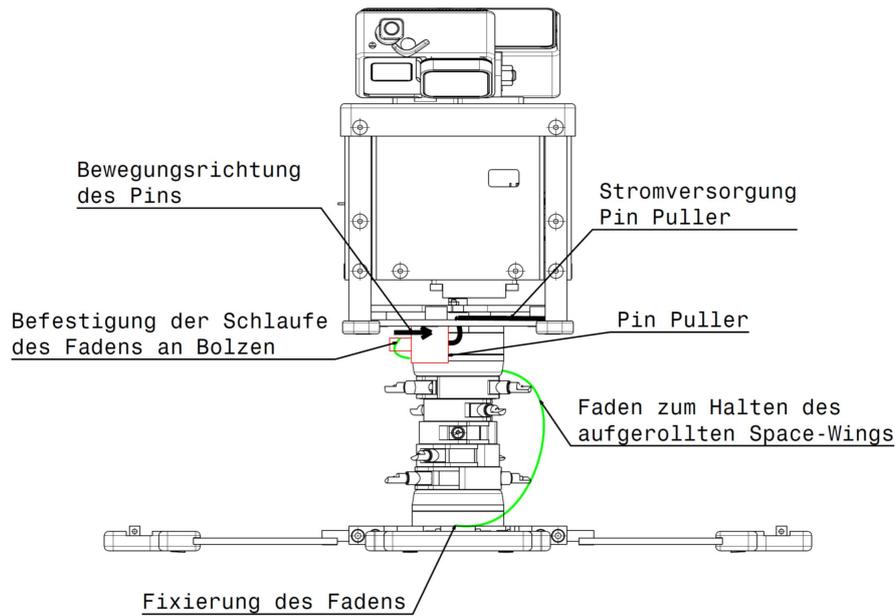


Abbildung 5.31.: Variante e als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Variante f

Variante f ist, wie in Abb. 5.32 dargestellt, die hier letzte präsentierte Lösungsvariante, die ebenfalls auf Verwendung eines Aktors des Unternehmens DCubed basiert.

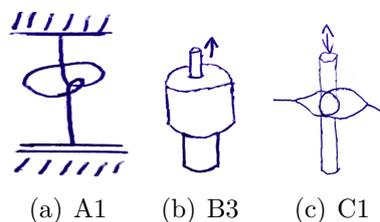


Abbildung 5.32.: Variante f: Kombination der Teillösungen

Die Release Nut, die in den Abb. 5.33 und 5.34 rot gezeigt und deren Stromkabel in schwarz dargestellt ist und nach rechts verläuft, gibt bei Bestromung eine fixierte Schraube mit metrischem Gewinde frei. Durch diese Freigabe ermöglicht eine Druckfeder, die vorgespannt auf der Schraube sitzt, eine Bewegung dieser nach links. Der Faden (grün), der als Schlaufe zwischen Schraube und Release Nut gesichert ist, wird dadurch gelöst und gibt den Space-Wing frei. Die gelöste Schraube und Druckfeder können im Anschluss durch einen weiteren Faden vor Verlust gesichert werden.

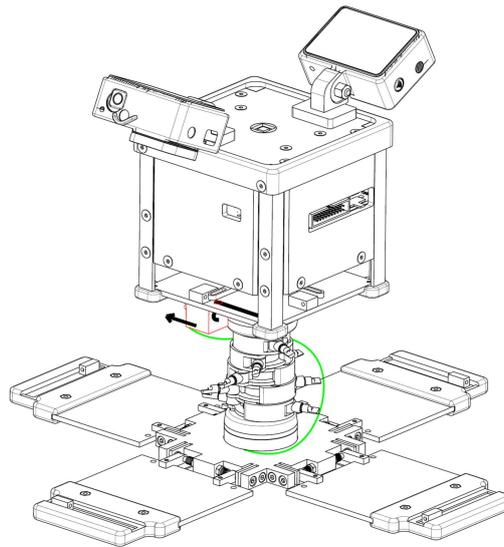


Abbildung 5.33.: Variante f als Prinzipskizze in isometrischer Ansicht

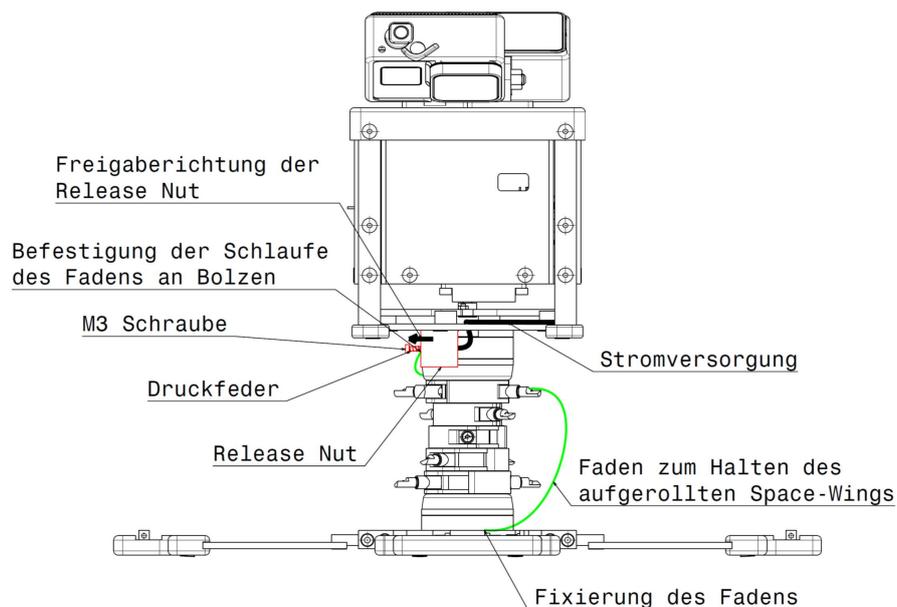


Abbildung 5.34.: Variante f als benannte Prinzipskizze in Seitenansicht

Im Anschluss an die beschriebenen, vorausgewählten Lösungsvarianten soll eine Bewertung dieser erfolgen, sodass eine Variante zum Entwurf und zur Ausarbeitung ausgewählt werden kann.

Die dazu notwendigen Gewichtungsfaktoren entstammen der Anforderungsliste (Tab. 5.3) und lauten: Kosten, Komplexität, Wiederholbarkeit, Präzision, Testbarkeit, Einfluss externer Ungenauigkeiten, Funktionssicherheit, Betriebssicherheit, Bedienbarkeit und Umsetzbarkeit.

Die Kosten und die Komplexität der Konstruktion sollen gering gehalten werden. Es wird eine große Wiederholbarkeit der Funktionsweise bei hintereinander durchgeführten Versuchen angestrebt. Die Lösung des Fadens soll präzise an einer zuvor definierten Position geschehen.

Der entwickelte Hold Down Release Mechanism soll testbar und bedienbar sein. Zudem soll er unabhängig von schwankenden Umgebungseinflüssen, wie beispielsweise der Variation des Luftdrucks oder der Gravitationskräfte, sein.

Bei jedem einzelnen Versuch muss die Funktion des LöSENS eines Fadens ausführbar sein und darf dabei keine potentiellen Verletzungsquellen (Betriebssicherheit) darstellen.

Eine schnelle Konstruktion für die Parabelflugkampagne muss umsetzbar sein.

Diese festgelegten Bewertungskriterien werden im Anschluss in Abb. 5.35 in einer Präferenzmatrix gegenübergestellt. Gewichtungsfaktoren sind das Ergebnis des Schemas und sind in Tab. 5.6 aufgelistet. Laut Definition ergibt die Summe aller Gewichtungsfaktoren 1.

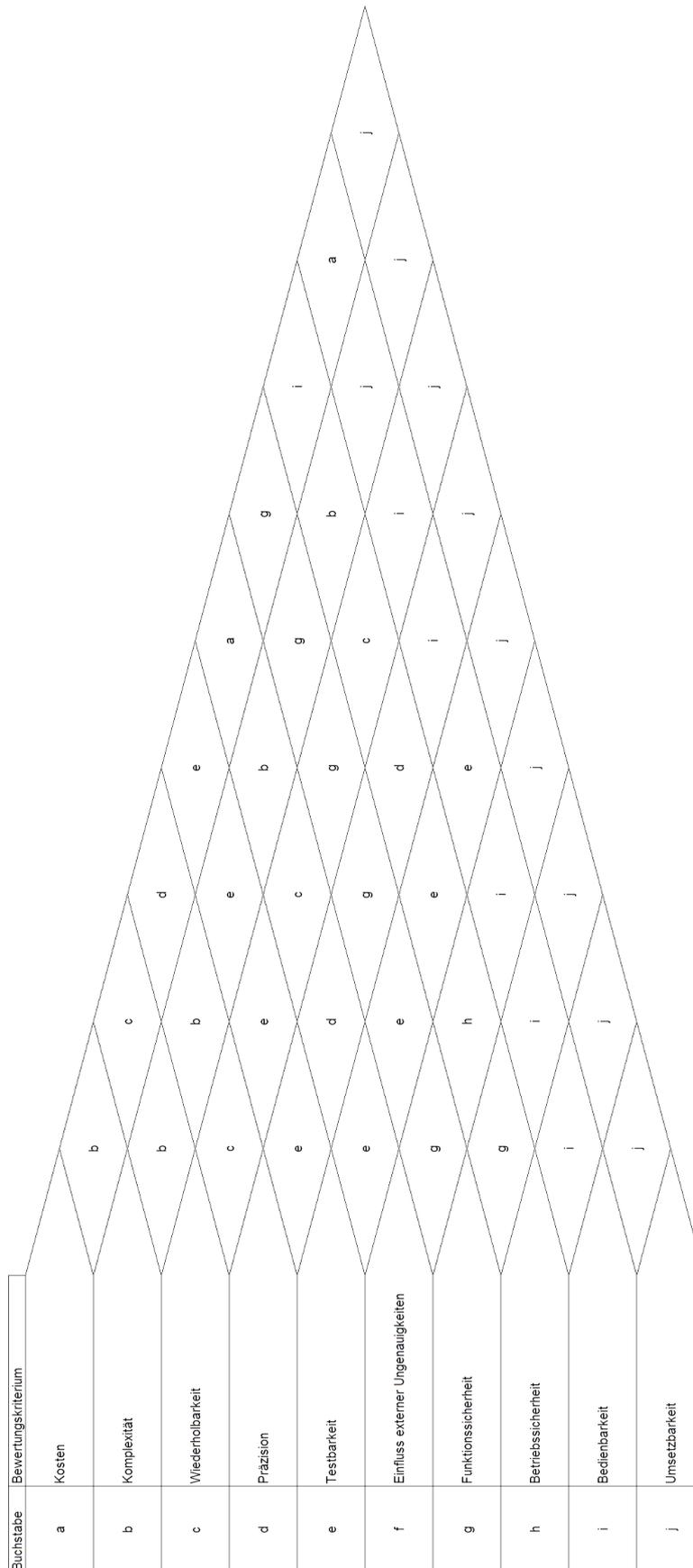


Abbildung 5.35.: Präferenzmatrix für die Bestimmung der Gewichtungsfaktoren g_i

Tabelle 5.6.: Berechnung der Gewichtungsfaktoren für die Nutzwertanalyse

Bewertungskriterium	Häufigkeit n_i	Gewichtungsfaktor g_i
Kosten	2	0,04
Komplexität	5	0,11
Wiederholbarkeit	4	0,09
Präzision	3	0,07
Testbarkeit	8	0,18
Einfluss externer Ungenauigkeiten	0	0,00
Funktionssicherheit	6	0,13
Betriebssicherheit	1	0,02
Bedienbarkeit	6	0,13
Umsetzbarkeit	10	0,22
Summen	$\sum_{i=1}^{10} n_i = 45$	$\sum_{i=1}^{10} g_i = 1$

Auf Basis der bestimmten Gewichtungsfaktoren wird im Weiteren eine Nutzwertanalyse zur Bewertung der sechs Varianten zur Festlegung eines endgültigen Konzeptes vorgenommen. Die Nutzwertanalyse verfolgt eine technisch-wirtschaftliche Bewertung und führt unter den vorgegebenen Randbedingungen zur optimalen Lösung.

Es sei darauf hingewiesen, dass die Punktebewertung auf einer Skala von 0 (nicht zutreffend) bis 10 (voll zutreffend) basiert.

Vor der Kategorisierung durch Punkteskalen wird eine verbale Einordnung durch die Adjektive mittel, niedrig und hoch angestrebt. Wenn das Parameterziel des Bewertungskriteriums als „groß“ empfunden wird, existiert folgende Verbindung zur punktemäßigen Bewertung:

- e_{ij} =gering
 v_{ij} =0; 1; 2; 3
- e_{ij} =mittel
 v_{ij} =3,5; 4; 5; 6; 6,5
- e_{ij} =groß
 v_{ij} =7; 8; 9; 10.

Wird das Parameterziel „gering“ gewünscht, besteht folgende Verknüpfung zur punktemäßigen Evaluierung:

- e_{ij} =gering
 v_{ij} =7; 8; 9; 10

- e_{ij} =mittel
 v_{ij} =3,5; 4; 5; 6; 6,5
- e_{ij} =groß
 v_{ij} =0; 1; 2; 3.

Im Anschluss an die Punktebewertung, werden diese mit dem zuvor bestimmten Gewichtungsfaktor multipliziert und die gewichteten Punkte jeder Variante aufsummiert.

Die Tab. 5.7, 5.8 und 5.9 zeigen die Bewertungen aller zuvor ausgewählten Varianten. Eine Zusammenstellung der daraus resultierenden Ergebnisse findet sich in Tab. 5.10 wieder.

Tabelle 5.7.: Nutzwertanalyse 1 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung))

Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungs- faktor g_i	Parameter- ziel	Variante a (A1, B1, C1)		
				Eigenschaft e_{i1}	Wert v_{i1}	gewichteter Wert w_{i1}
01	Kosten	0,04	gering	gering	8	0,32
02	Komplexität	0,11	gering	gering	8	0,88
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	groß	7,5	0,675
04	Präzision	0,07	groß	mittel	5,5	0,385
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	9	1,62
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	8	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	groß	7	0,91
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	groß	9	0,18
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	groß	7	0,91
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	9,5	2,09
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i1} =$	7,97
Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungs- faktor g_i	Parameter- ziel	Variante b (A1, B1, C3)		
				Eigenschaft e_{i2}	Wert v_{i2}	gewichteter Wert w_{i2}
01	Kosten	0,04	gering	gering	7	0,28
02	Komplexität	0,11	gering	gering	8,5	0,935
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	groß	8	0,72
04	Präzision	0,07	groß	mittel	6,5	0,455
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	8,5	1,53
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	8	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	groß	7,5	0,975
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	groß	7	0,14
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	groß	7,5	0,975
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	7	1,54
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i2} =$	7,55

Tabelle 5.8.: Nutzwertanalyse 2 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung))

Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungsfaktor g_i	Parameterziel	Variante c (A1, B2, C1)		
				Eigenschaft e_{i3}	Wert v_{i3}	gewichteter Wert w_{i3}
01	Kosten	0,04	gering	gering	9	0,36
02	Komplexität	0,11	gering	gering	9,5	1,045
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	mittel	4,5	0,405
04	Präzision	0,07	groß	mittel	4,5	0,315
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	8	1,44
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	7	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	mittel	6,5	0,845
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	mittel	5,5	0,11
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	mittel	5,5	0,715
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	9	1,98
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i3} =$	7,215
Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungsfaktor g_i	Parameterziel	Variante d (A1, B3, C1)		
				Eigenschaft e_{i4}	Wert v_{i4}	gewichteter Wert w_{i4}
01	Kosten	0,04	gering	gering	8	0,32
02	Komplexität	0,11	gering	gering	7	0,77
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	groß	9,5	0,855
04	Präzision	0,07	groß	groß	9	0,63
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	9	1,62
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	8	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	groß	9	1,17
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	groß	9	0,18
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	groß	9	1,17
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	9,5	2,09
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i4} =$	8,805

Tabelle 5.9.: Nutzwertanalyse 3 (NWA) zur Bewertung der Lösungsvarianten des Hold Down Release Mechanism des WingSats von Dr.-Ing Martin Zander und Dominic Jost (Punkte: 0-10 (0= unbrauchbare Funktionserfüllung, 10= ideale Lösung))

Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungs- faktor g_i	Parameter- ziel	Variante e (A1, B5, C1)		
				Eigenschaft e_{i5}	Wert v_{i5}	gewichteter Wert w_{i5}
01	Kosten	0,04	gering	mittel	5	0,2
02	Komplexität	0,11	gering	gering	7,5	0,825
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	groß	9,5	0,855
04	Präzision	0,07	groß	groß	9	0,63
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	8,5	1,53
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	7,5	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	groß	8,5	1,105
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	groß	9	0,18
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	groß	7	0,91
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	8,5	1,87
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i5} =$	8,105
Nummer	Bewertungskriterium	Gewichtungs- faktor g_i	Parameter- ziel	Variante f (A1, B6, C1)		
				Eigenschaft e_{i6}	Wert v_{i6}	gewichteter Wert w_{i6}
01	Kosten	0,04	gering	mittel	5	0,2
02	Komplexität	0,11	gering	mittel	6	0,66
03	Wiederholbarkeit	0,09	groß	groß	9	0,81
04	Präzision	0,07	groß	groß	8,5	0,595
05	Testbarkeit	0,18	groß	groß	8,5	1,53
06	Einfluss externer Ungenauigkeiten	0,00	gering	gering	7,5	0,00
07	Funktionssicherheit	0,13	groß	groß	8,5	1,105
08	Betriebssicherheit	0,02	groß	groß	9	0,18
09	Bedienbarkeit	0,13	groß	groß	7	0,91
10	Umsetzbarkeit	0,22	groß	groß	7,5	1,65
	$\sum_{i=1}^{10} g_i =$	1			$\sum_{i=1}^{10} w_{i6} =$	7,64

Tabelle 5.10.: Zusammenstellung der Ergebnisse der Nutzwertanalyse

Variante	j	$\sum_{i=1}^{10} w_{ij}$
c	3	7,215
b	2	7,55
f	6	7,64
a	1	7,97
e	5	8,105
d	4	8,805

Es sei darauf hingewiesen, dass der Pin Puller und die Release Nut vor allem aufgrund ihrer hohen Anschaffungskosten beim Bewertungskriterium der Kosten mittelmäßig eingeschätzt werden.

In Tab. 5.10 zeigt Variante d die beste Bewertung und wird in der Entwurfs- und Ausarbeitungsphase betrachtet.

5.2.3. Entwurf, Ausarbeitung und Fertigung

In der Entwurfs- und Ausarbeitungsphase wird das in den Abb. 5.27 und 5.28 gezeigte Prinzip mittels Catia V5R21 entworfen und durch einen Prusa-3D-Drucker i3 MK3S aus PET-G gefertigt.

In die Platte unterhalb des Servomotors wird eine Nut konstruiert, die in Abb. 5.36 mittig zu sehen ist. Durch diese Nut besteht durch eine Norm-Zylinderkopfschraube (Abb. 5.36 links) ein Kontakt zwischen dem Servodrehkreuz und dem Bolzen-Mechanismus. Das Wirkprinzip ist ein Öffnen und Schließen eines Bolzens, der in Abb. 5.36 rechts zu sehen ist.

Der Reibkontakt zwischen der Zylinderkopfschraube und dem Bolzen ermöglicht die Wandlung einer rotatorischen Bewegung des Servos in eine geradlinige Bewegung des Bolzens. Das Ende des Befestigungsfadens des Space-Wings ist als Schlaufe ausgeprägt und wird durch eine dünne Nut auf den Bolzen geführt. Dieser wird durch den Servo getriggert und streift durch seine geradlinige Bewegung die Schlaufe des Fadens ab. Der Faden ist im Anschluss gelöst. Eine auf den Bolzen montierte Feder verhindert das Zurückrutschen des Bolzens und somit eine frühzeitige ungeplante Freigabe des Space-Wings.



Abbildung 5.36.: Komponenten des HDRM

In Abb. 5.37 sind die Schritte bis zum fertig gewickelten Hub im CubeSat dargestellt. Die relevanten Positionen werden jeweils mit einem roten Kreis gekennzeichnet. In Schritt 1 wird der Deckel des Bolzens abgeschraubt, sodass im darauffolgenden Schritt der Faden durch die Nut auf den Bolzen gefädelt werden kann. Schritt 3 zeigt die Befestigung des zuvor demontierten Deckels. In Schritt 4 wird der Space-Wing fächerartig gefaltet. Im Anschluss ist die Fixierung des Fadenendes gezeigt. Der Space-Wing lässt sich in radialer Richtung um den Hub herum aufwickeln, durch einen Faden in der Klemmung sichern (Schritt 6) und im Anschluss in den CubeSat integrieren (Schritt 7 und 8).

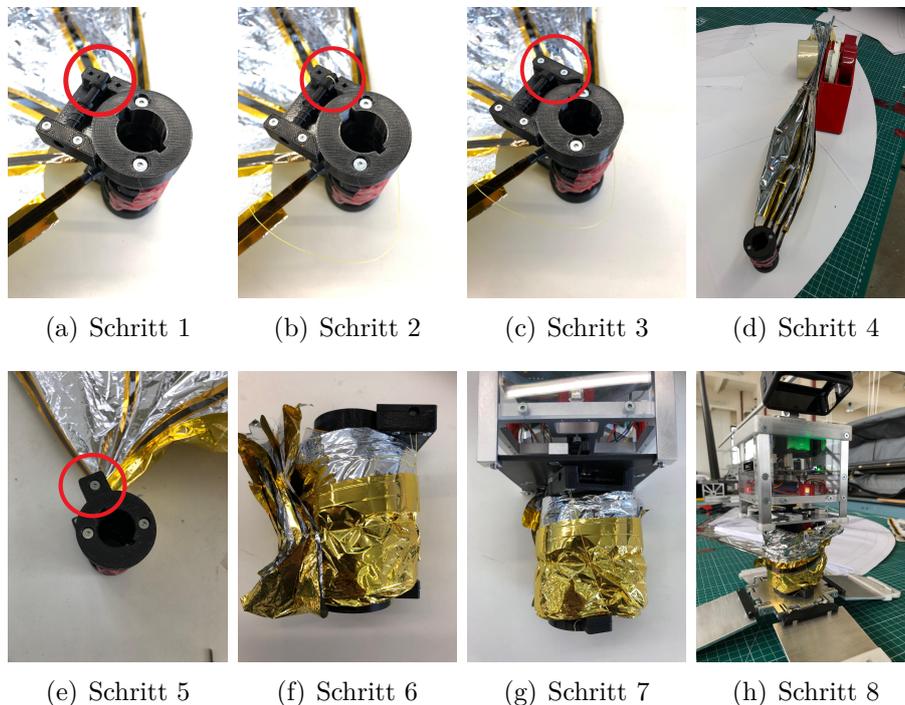


Abbildung 5.37.: Fixierung des Space-Wings mittels des HDRM

Durch die geringen auftretenden Reibungskräfte innerhalb des Gehäuses und Biegekräfte aufgrund des Bolzen-Faden-Kontaktes ist eine Fertigung des HDRM aus Metall nicht

notwendig.

Während der Konstruktion werden mehrere Varianten von Druckfedern durch Vergleich der Federeigenschaften (Federsteifigkeiten, maximaler Federweg, Dorndurchmesser, Länge der ungespannten Feder) in Betracht gezogen. Schlussendlich wird nach mehreren Tests verschiedener Federn eine Druckfeder mit der Bezeichnung D-042J-01 ausgewählt, die unter einer geringen Vorspannung verbaut wird. Die Vorspannung ergibt sich aus dem Unterschied zwischen der Länge der ungespannten Feder und der Einbaulänge durch Anwendung des Federgesetzes für Druckfedern, die eine lineare Federkennlinie aufweisen [28].

Demnach gilt nach [75]

$$R = \frac{F}{s}. \quad (5.2)$$

R steht für die Federkonstante, F für die aufgeprägte Kraft und s für den federnden Weg.

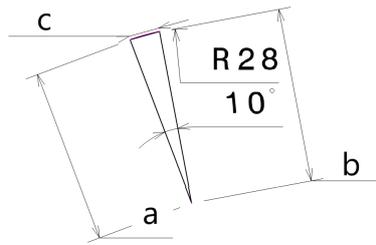


Abbildung 5.38.: Abschätzung der geradlinigen Bolzenbewegung

Gemäß [10] ergibt sich aus dem Kosinussatz nach Abb. 5.38 ein geradliniger Verfahrweg von

$$c = \sqrt{a^2 + b^2 - 2 \cdot a \cdot b \cdot \cos \gamma} = \quad (5.3)$$

$$\sqrt{(28 \text{ mm})^2 + (28 \text{ mm})^2 - 2 \cdot 28 \text{ mm} \cdot 28 \text{ mm} \cdot \cos 10^\circ} = 4,88 \text{ mm}.$$

Die Konstruktion erlaubt einen Einbauraum von $L = 12,5 \text{ mm}$. Somit hat die Feder eine Vorspannungslänge von $s_1 = 0,4 \text{ mm}$, die gemäß Gleichung 5.2 und unter Hinzunahme der gegebenen Federkennwerte aus Tab. A.1 einer Vorspannungskraft von $F_1 = 0,1696 \text{ N}$ entspricht. Durch Aktuierung des Bolzens wird die Feder um weitere $\Delta s = 4,88 \text{ mm}$ gestaucht. Die Strecke der gespannten Feder von $s_2 = 5,28 \text{ mm}$ entspricht einer Reaktionskraft der Feder von $F_2 = 2,23872 \text{ N}$.

Da $s_2 < s_n$ und somit auch $F_2 < F_n$ gilt, kann die Feder hinsichtlich ihrer Betriebsgrenzen eingesetzt werden.

Es wird der Servomotor Blue Bird Technology Co. BMS-390DMH eingesetzt, der bei $U = 4,8 \text{ V}$ ein Drehmoment $M = 45,126 \text{ N} \cdot \text{cm}$ aufweist. Dies entspricht bei einem Hebelarm von $L = 28 \text{ mm}$ einer möglichen Kraft $F = 16,12 \text{ N}$. F_2 ist kleiner als F und somit

ist unter Berücksichtigung möglicher Verklemmungen des Bolzens des HDRM eine Aktuierung durch den Servomotor möglich.

Während der Feinkonstruktion und durch erste Bodenversuche in Kapitel 7 wird das Klemmteil zur Fixierung des Fadenendes um 200° gedreht, sodass der komplette Space-Wing im gefalteten Zustand fixiert werden kann und sich nicht bereits zuvor öffnet.

Zusätzlich dazu werden die Gleiteigenschaften des Bolzens durch Abschleifen und durch Bekleben des Bolzens im vorderen Bereich (Verbindung zwischen Faden und Bolzen) mit Kapton verbessert, um den Haftreibungskoeffizienten zu verringern.

Kantenverrundungen werden am Mechanismus vorgesehen, die Verletzungen und Beschädigungen des Space-Wings vermeiden sollen. Sie ermöglichen zusätzlich eine freie Entfaltung, da der Flügel an dem Mechanismus problemlos entlangstreifen kann.

Um Wiederholbarkeit und Funktionstüchtigkeit weiter zu steigern, wird das Servokreuz für eine höhere Steifigkeit aufgedickt. Des Weiteren wird es symmetrisch um die Bohrung zur Führung des Drahts angeordnet.

5.2.4. Funktionsablauf/-test des Hold Down Release Mechanism

Der Funktionsablauf ist in Tab. 5.11 visuell gezeigt und wird im Folgenden konkret beschrieben.

Nach dem manuellen Schließen der Türen, wird das Servodrehkreuz in die geschlossene Position gefahren. Der HDRM verändert seinen Zustand (geschlossen und Faden gesichert) dabei nicht. Bei Betätigung des Befehls der Öffnung der Türen, dreht sich das Drehkreuz des Servos um 20° in die entgegengesetzte Richtung und zieht einen Draht aus dem Türöffnungsmechanismus heraus. Im Anschluss daran wartet das Programm bis die Türen vollständig geöffnet sind. Nun wird das Drehkreuz in die zuvor beschriebene Richtung aktuiert und der HDRM wird durch das Zurückziehen des Bolzens aktiviert. Der Faden löst sich und der Wing entfaltet sich.

Der Funktionstest überprüft die Möglichkeiten der Wiederholbarkeit und der Funktionssicherheit. Hierbei werden verschiedene Space-Wings auf den Hub gewickelt, mit einem Faden gesichert und der Wing durch den Mechanismus mittels der Arduino IDE beziehungsweise der LabView-Oberfläche freigegeben.

Tabelle 5.11.: Funktionsablauf des Hold Down Release Mechanism

Zustand	Dauer	Aktuierungswinkel Servo
Türen geschlossen	 $\Delta t_1 = 0,5s$	 $\Delta \gamma_1 = +20^\circ$
Türen geöffnet	 $\Delta t_2 = 1s$	 $\Delta \gamma_2 = +10^\circ$
Türen und Wing geöffnet	 $\Delta t_3 = 4s$	 $\Delta \gamma_3 = -10^\circ$
Türen und Wing geöffnet		

6. Fertigung von Prototypen

In dem folgenden Kapitel soll auf die Prototypenfertigung der Design-Iterationen, sowie der Prototypenfertigung der finalen Wings für den Parabelflug eingegangen werden. Es wird die Fertigung der Space-Wings nach optimiertem, beschleunigtem Verfahren vorgestellt.

Zu Beginn wird auf die Fertigungsschritte zweier möglicher Fertigungskonzepte eingegangen, bevor im Anschluss ein Fertigungskonzept für die Parabelflugprototypen ausgewählt und optimiert wird.

Ziel des Kapitels ist es, eine Übersicht der Arbeitsschritte und der Bestandteile eines Space-Wings zu erlangen.

6.1. Praktische Umsetzung von Prototypen zur Design-Iteration

Die in diesem Kapitel behandelten Fertigungsprodukte werden für die Design-Iterationen, auf die unter anderem in Kapitel 4 eingegangen wurde, benötigt und in Bodenversuchen getestet.

Als Membran des Space-Wings wird eine handelsübliche $12\ \mu\text{m}$ dicke, reißfeste Rettungsdecke für Hitze- und Kälteschutz aus Polyester-Folie und einer extrem dünnen Aluminiumschicht verwendet [32].

Der Space-Wing besteht, wie in Abb. 3.5 zu sehen aus vier Flächenelementen, die durch Radialverstreben untereinander abgegrenzt werden. Diese fünf Radialverstreben sind um 35° und um $\Delta z = 10,5\text{mm}$ versetzt angeordnet.

Für den Fertigungsablauf dieses bionischen Wings werden während der Bearbeitung zwei mögliche Fertigungskonzepte untersucht, auf die sich im Weiteren mittels der Abb. 6.1 bezogen wird.

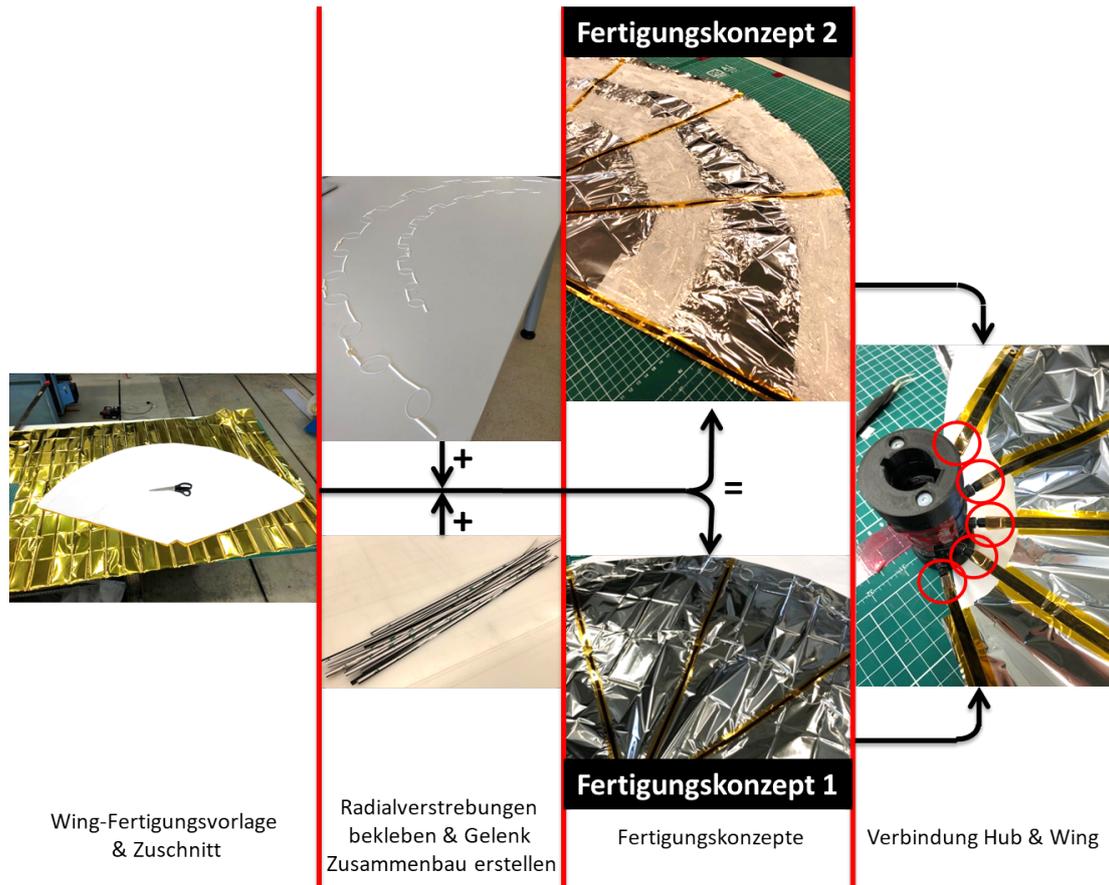


Abbildung 6.1.: Fertigung eines Space-Wings

In der Abb. 6.1 ist die Entstehung eines Space-Wings aus den einzelnen Bestandteilen dargestellt. Zu Beginn wird die Folie gemäß der Vorlage zugeschnitten und im Anschluss durch die beklebten Radialverstreibungen, die aus CFK-Fasern in einer thermoplastischen Matrix bestehen, bestückt. Zudem werden die 3D gedruckten Gelenke verschweißt und mittels des Fertigungskonzeptes 1 oder 2 auf die Membran aufgebracht.

Fertigungskonzept 1 verfolgt das Ziel eines Funktionsprototypen, bei dem die radialen Streben der Gelenke über einen Transferkleber fixiert und das Verkleben der Folie durch verbliebene Klebreste über Abkleben mit Hilfe von kleinen Folienschnitten verhindert wird. Durch diese stoffschlüssige Verbindung herrscht eine starke Bindungskraft zwischen der Membran und den aufgetragenen Strukturen.

Fertigungskonzept 2 entspricht einem zukunftsfähigen, automatisierbaren Prototypen. Eine additive Fertigung zur Schaffung einer Bindung zwischen entfaltbaren Strukturen und Substrat ist denkbar. Mehrere Versuche der Herstellung einer Verbindung zwischen Gelenkzusammenbau und Membran mittels eines Polyestergewebes, wie Tab. 6.1 zeigt, sind notwendig bis eine Fertigung nach diesem Konzept durchgeführt werden kann. $T_{Schmelz, Nylon}$ wird der Angabe aus Tab. 4.1 entnommen.

Zuletzt werden bei beiden Fertigungskonzepten sämtliche Faserverbundteile aufgrund von Splittergefahr mit Kapton abgeklebt.

Der Space-Wing wird mit Transferkleber und Kaptonband am Hub befestigt.

Tabelle 6.1.: Verbindungsversuche des Fertigungskonzepts 2

Ver-such	Material Polyester-Gewebe	Anzahl der Lagen	Vorgehen	Probleme/ Beobachtung
01	höhere $T_{Schmelz}$	dreilagig	Gewebe auf Folie schmelzen; dann Gelenke aufschmelzen ($T_{Bearbeitung} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)	Abschälen möglich; keine stoffschlüssige Verbindung zwischen Nylon & Membran bzw. Gewebe
02	höhere $T_{Schmelz}$	dreilagig	Gewebe & Gelenke auf Folie; beidseitig bügeln ($T_{Bearbeitung} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)	wie bei Versuch 01
03	höhere $T_{Schmelz}$	dreilagig	Gewebe & Gelenke verschmelzen; dann auf Folie schmelzen ($T_{Bearbeitung} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)	wie bei Versuch 01
04	höhere $T_{Schmelz}$	dreilagig	Gewebe & Gelenke stoffschlüssig verbinden; dann auf Folie bügeln ($T_{Bearbeitung} > 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)	zu hohe Temperaturen zerstören Folie
05	geringere $T_{Schmelz}$	dreilagig	Folie & Gelenke verschmelzen ($T_{Bearbeitung} = 200\text{ }^{\circ}\text{C} < T_{Schmelz,Nylon}$)	bestes Resultat
06	geringere $T_{Schmelz}$	zweilagig	wie bei Versuch 05	Abschälen möglich; Materialmenge ungenügend
07	geringere $T_{Schmelz}$	vierlagig	wie bei Versuch 05	Abschälen möglich; externe Hitzezufuhr abgeschirmt

6.2. Fertigung von Wing-Demonstratoren für Parabelflugexperimente

Die hier gefertigten Space-Wings sollen während des Parabelfluges getestet werden. Es wird sich für das Fertigungskonzept zwei entschieden, da während der Bodenversuche bei Fertigungskonzept eins ein lokales Verkleben des Space-Wings aufgrund von offenen Klebstellen und Klebresten festgestellt wurde.

Zum Wing-Demonstrator zählen ein Hub und zwei Space-Wings. Insgesamt werden zwölf Hubs aus PET-G mittels FDM-Verfahren und 24 Space-Wings für die späteren zwölf Entfaltungsversuche gefertigt.

Aus der Fertigung der Space-Wings für die Design-Iterationen und den daran anschließenden Bodenversuchen wurde sich für eine Verkleinerung des Space-Wings in radialer Richtung und für eine Verschiebung der Entfaltungsstrukturen auf dem Wing entschieden, um die Integrierbarkeit an den Hub zu gewährleisten.

In Abb. 6.2 ist eine Übersicht über die in diesem Zuge gefertigten Wings zu sehen.

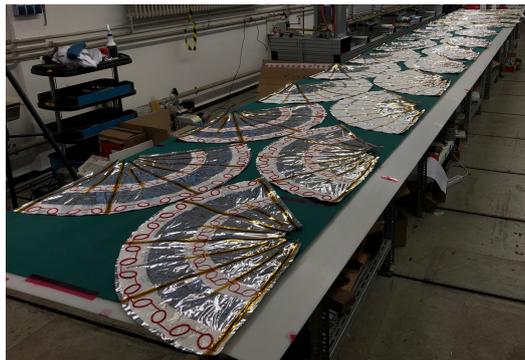


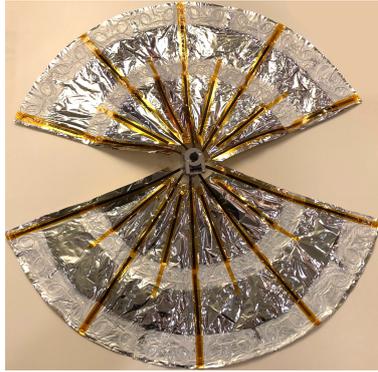
Abbildung 6.2.: 24 Space-Wings für den Parabelflug

Um die Haftung zwischen den Radialverstreben und dem Hub zu vergrößern, wird für das Ankleben nun ein Industriegesekundenkleber verwendet.

Abb. 6.3 zeigt eine Übersicht der in Kapitel 4 eingeführten Wing-Konzepte, die während des Parabelfluges getestet wurden.



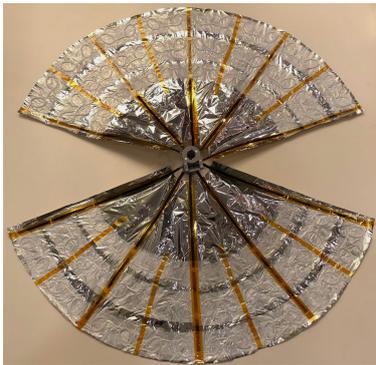
(a) N-I2-I5-iv-



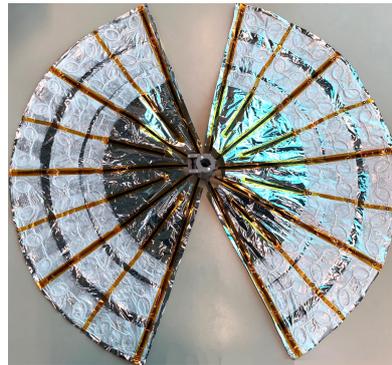
(b) D-I2-I5-iv-



(c) D-I2-I5-



(d) D-I2-I3-I5-



(e) D-I2-I3-I5-iv-



(f) D-I2-I3-I5-iv-d-

Abbildung 6.3.: Wingkonzepte für den Parabelflug

7. Entfaltungsversuche

In dem folgenden Kapitel werden die zuvor entworfenen Strukturen auf dem vorhandenen Teststand mittels Bodenversuchen und während eines Parabelfluges validiert und ausgewertet.

Das Ziel des Kapitels ist die Ermittlung der bestmöglichen Space-Wing-Konfiguration für die Membranentfaltung während eines Parabelfluges.

Zu Beginn werden die Bodenversuche des Ausgangsdesigns und der Design-Iterationen betrachtet, bevor im Weiteren die endgültigen Gelenkstrukturen in einer 0g-Umgebung getestet und analysiert werden. Zuletzt werden die ermittelten Ergebnisse miteinander verglichen und das beste Wing-Design herausgestellt.

Es sei in diesem Zuge erwähnt, dass jeder gefertigte Space-Wing zu Vergleichszwecken lediglich für einen Entfaltungstest verwendet wird.

7.1. Bodenversuche

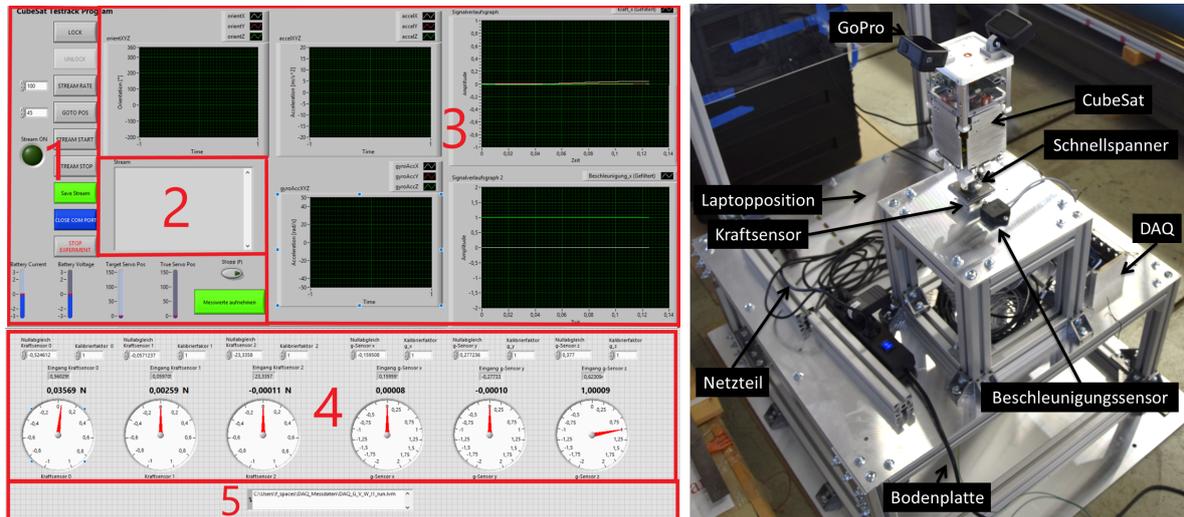
7.1.1. Versuchsaufbau/-durchführung

Im Zuge der Bodenversuche wird versucht eine 0g-Umgebung zu simulieren, um eine Strukturvorauswahl für die Prototypenproduktion der auf dem Parabelflug zu testenden Space-Wings zu treffen.

Zur Ansteuerung der Messtechnik des Teststandes, der für die Boden- und Parabelflugtests zur Verfügung steht, wird eine LabView Oberfläche, wie in Abb. 7.1 (a) dargestellt, verwendet. Feldnummer 1 in Abb. 7.1 (a) zeigt die möglichen Nutzereingaben, zu denen der Start der Messaufnahme, die Öffnung und Schließung der CubeSat-Türen und das Beenden der Messaufnahme zählen. In Abb. 7.1 (a) zeigt Feldnummer 2 systemseitige Ausgaben. Nummer 3 in Abb. 7.1 (a) gibt parallel zur Messdatenaufnahme die aktuellen Messwerte graphisch aus und in Nummer 4 ist die Kalibrierung der Sensoren zu erkennen, die vor jedem Versuch durchgeführt werden muss. Markierung 5 in Abb. 7.1 (a) gibt den Speicherpfad der Messwerte an.

Abb. 7.1 (b) zeigt die Komponenten des Teststands für die Bodenversuche. Das Data

Acquisition System (DAQ) übermittelt die Daten eines 3-Achs-Kraftsensors und eines Beschleunigungssensors über eine Kabelverbindung an einen Testrechner. Zudem kommuniziert dieser Testrechner über eine Bluetooth-Verbindung mit der CubeSat-Platine und erhält Messdaten einer Inertial Measurement Unit (IMU) für die Orientierung, die Winkelgeschwindigkeiten und die Beschleunigungen des Satelliten.



(a) LabView Bedienoberfläche des Testtracks (1: Nutzereingaben, 2: Systemseitige Ausgabe, 3: graphische Messdatenausgabe, 4: Kalibrierung, 5: Speicherpfad)

(b) Bodenversuch Teststands Aufbau

Abbildung 7.1.: Teststands Aufbau mit LabView Bedienoberfläche

Die während der Versuche verwendeten Koordinatensysteme sind in Abb. 7.2 dargestellt.

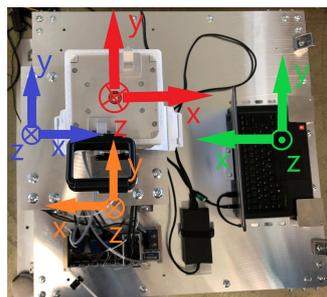


Abbildung 7.2.: Koordinatensysteme des Beschleunigungssensors am Teststand (blau), des Kraftsensors am Teststand (orange), des CubeSats (rot) und des Flugzeugs (grün)

Zur Simulation einer $0g$ -Umgebung wird zu Beginn versucht die Gravitation zu kompensieren. Abb. 7.3 zeigt die iterative Anpassung des Versuchsstandes zur stetigen Reduzierung der Gleitreibungszahl zwischen der Membran und der Gravitationskompensations-

scheibe. Nachdem das Plexiglas mit Papier in Abb. 7.3 oben rechts und Nylon-Vlies in Abb. 7.3 unten rechts ersichtlich abgedeckt wurde, folgt eine weitere verbesserte Variante in Abb. 7.3 unten links mit Verzicht auf die Gravitationskompensationsscheibe. Durch Abdecken des Teststandes mit Nylon-Vlies können die besten Entfaltungsversuche während der Bodenversuche erzielt werden.

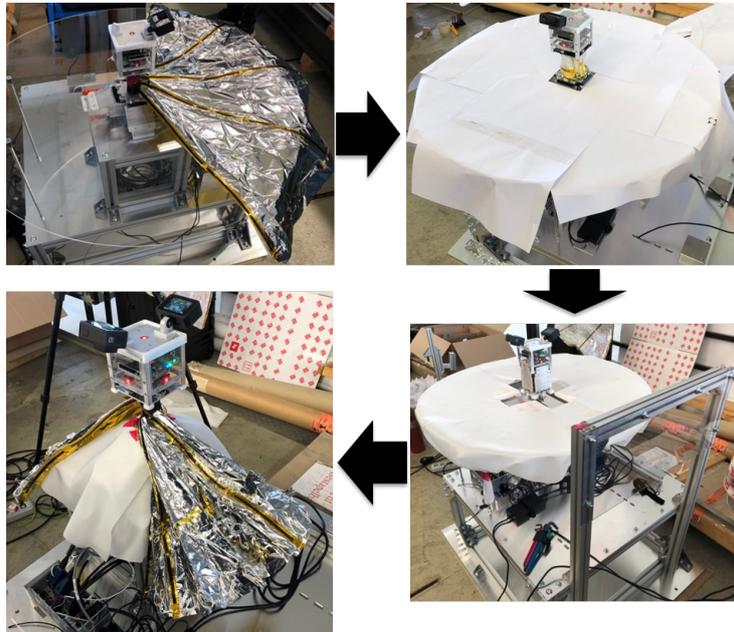


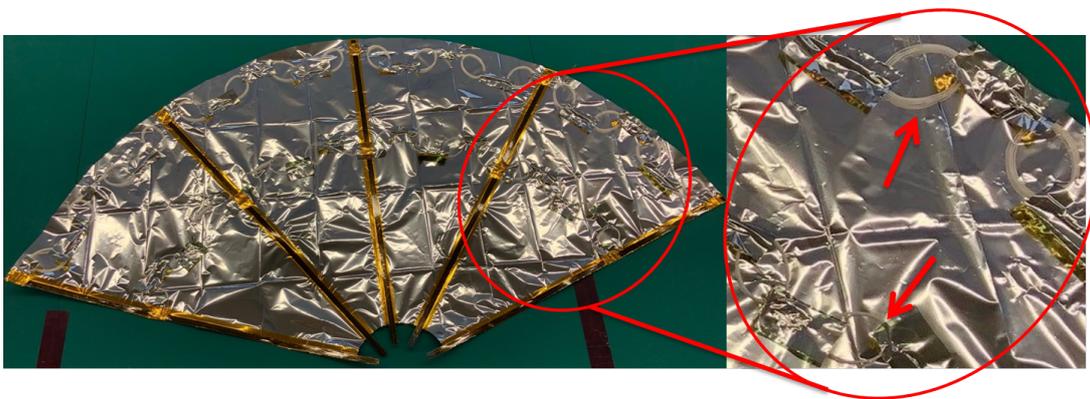
Abbildung 7.3.: Verbesserung der Bodenversuche (oben links: Gravitationskompensationsscheibe aus Plexiglas, oben rechts: Gravitationskompensationsscheibe mit Papier verkleidet, unten rechts: Gravitationskompensationsscheibe mit Nylon-Vlies verkleidet, unten links: Teststand mit Nylon-Vlies verkleidet)

Im Folgenden werden die Bodenversuche der Design-Iterationen betrachtet, zu denen die Versuche des Ausgangsdesigns und der Entwicklungsprototypen zur Erfüllung der in Kapitel 3 gestellten Anforderungen gehören.

Ein Bodenversuch besteht aus dem Öffnen der CubeSat-Türen und der Wing-Entfaltung. Abb. 7.4 zeigt die im Anschluss an die Versuche des Ausgangsdesigns entwickelten, in Kapitel 4 optimierten Space-Wings. Zusätzlich dazu wird eine weitere Konfiguration mit drei Gelenkreihen, wie in Kapitel 4 beschrieben, getestet.



(a) Obere Reihe: Infinity1-04-10-10-41, untere Reihe: Infinity1-03-10-10-32



(b) Obere Reihe: Infinity3-03-10-10-41-05, untere Reihe: Infinity2-03-10-10-32-03



(c) Obere Reihe: Infinity5-04-10-10-41-04, untere Reihe: Infinity2-03-10-10-32-03

Abbildung 7.4.: Design-Iterationen (rote Pfeile: Verweis auf Gelenke)

7.1.2. Beobachtung und Ergebnisse

In Abb. 7.5 ist eine beispielhafte Entfaltung eines Space-Wings während eines Bodenversuchs auf dem optimierten Teststand zu erkennen. Es sei darauf hingewiesen, dass zwischen den Zeitpunkten t_4 und t_5 die Entfaltung händisch unterstützt wird.

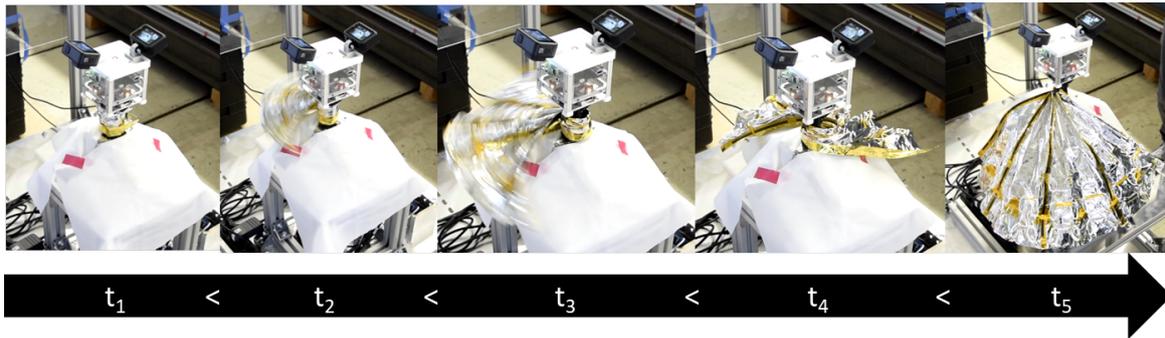


Abbildung 7.5.: Entfaltung eines Space-Wings während eines Bodenversuchs

Im Folgenden sind beispielhafte graphisch aufgetragene Ergebnisse eines Bodenversuchs dargestellt. Auf eine Auswertung der DAQ-Beschleunigungen während der Bodenversuche wird verzichtet, da diese bei Erdanziehungskraft $a_x = 0 \text{ m/s}^2 = \text{konst.}$, $a_y = 0 \text{ m/s}^2 = \text{konst.}$ und $a_z \approx 9,81 \text{ m/s}^2 = \text{konst.}$ betragen. Sie dienen lediglich während der Parabelflugversuche als Referenzbeschleunigungen.

Abb. 7.6 zeigt die aktuelle Position des Servos und die Kraft in z-Richtung (F_z), die vom CubeSat auf den Teststand während eines Bodenversuchs ausgeübt wird. Der Kraftverlauf kann in drei verschiedene Abschnitte unterteilt werden. Durch die Aktuation des Servos ändert sich dessen Winkelposition und die Türen des CubeSats werden geöffnet, bevor die Membran ausgelöst und entfaltet wird. Weiterhin ist durch die starke Oszillation ein empfindlicher Kraftsensor mit einer geringen Biegesteifigkeit erkenntlich.

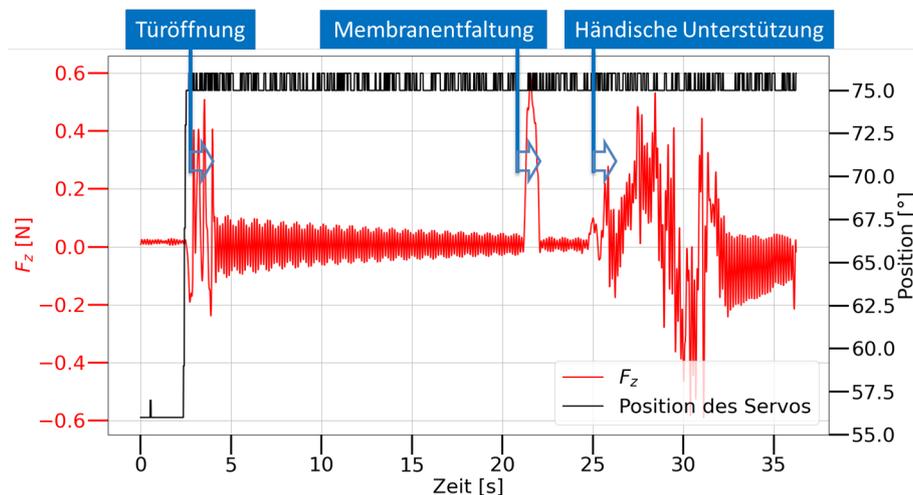


Abbildung 7.6.: F_z zwischen Teststand und CubeSat während eines Bodenversuchs

Durch die Bodenversuche des Ausgangsdesign stellt sich die Notwendigkeit der Vergrößerung der Öffnungskräfte der elastischen Elemente und der Verkleinerung des Space-Wings für eine bessere Integrierbarkeit in den CubeSat heraus. Diese Anpassungen wurden während Optimierungen für die Design-Iterationen berücksichtigt. Dennoch sind bei mehreren

durchgeführten Bodenversuchen der in Abb. 7.4 dargestellten Konfigurationen lediglich geringfügige Unterschiede der charakteristischen Eigenschaften aufgrund der Reibungseffekte zwischen Teststand und Space-Wing herausstellbar. Als Zwischenfazit kann festgestellt werden, dass Bodenversuche ohne einen weiteren erhöhten Aufwand nur grundlegende Informationen zum mechanischen Verhalten liefern, da die Gravitation einen erheblichen Einfluss hat. Dies zeigt die Notwendigkeit für Parabelflugversuche.

7.2. Parabelflugversuche

7.2.1. Versuchsaufbau/-durchführung

Während des Parabelfluges werden Versuche in zwei verschiedenen Konfigurationen a und b durchgeführt.

Es wird der Versuchsstand der Bodenversuche verwendet, der gemäß den Anforderungen des Parabelflugunternehmens angepasst wird.

Die Space-Wings wurden mit einem Zeitvorlauf von vier bis sechs Stunden vor dem Flug gewickelt, um die zu erwartenden Auswirkungen durch Kriechen so gering wie möglich zu halten. In Abb. 7.7 ist der Versuchsaufbau innerhalb des Parabelfliegers dargestellt. Es ist eine Übersicht der Versuchskomponenten, der Aufteilung der Zarges Box, die als Stauraum der gewickelten Space-Wings und der CubeSats dient, sowie der Sitzpositionen der Experimentatoren #1, #2 und #3 gegeben. Für eine höhere Testproduktivität werden zwei Cubesats eingesetzt.

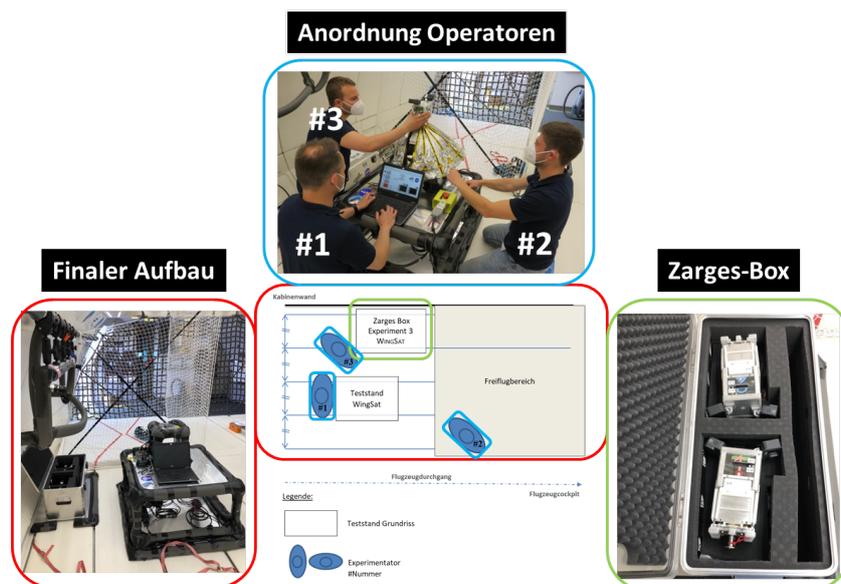


Abbildung 7.7.: Versuchsaufbau im Parabelflugzeug [71]

In Tab. 7.1 ist die Abfolge der Testvarianten, der Testkonfigurationen a und b, sowie die Zuordnung zu den Wing-Bezeichnungen dargestellt. Während des Parabelfluges wird sich für die Testvariante 1 mit sechs Entfaltungen pro Testkonfiguration entschieden, da große Vibrationen vom Teststand auf den CubeSat übertragen und die Ergebnisse während des Freiflugs als aussagekräftiger vermutet werden.

Tabelle 7.1.: Versuchsablauf Experiment *WingSat* (roter Kasten: durchgeführte Testvariante)

Versuchsablauf WingSat					
Parabel	Entfaltung	Hub-Bezeichnung	Wing-Bezeichnung	Testkonfiguration	
				Testvariante 1	Testvariante 2
1	1	A	D-I2-I5-iv-	a	a
2	2	B	D-I2-I5-	a	a
5	3	C	D-I2-I3-I5-iv-	a	a
6	4	D	D-I2-I3-I5-	a	a
7	5	E	N-I2-I5-iv-	a	a
10	6	F	D-I2-I3-I5-iv-d-	a	a
11	7	G	D-I2-I5-iv-	b	a
12	8	H	D-I2-I5-	b	a
15	9	I	D-I2-I5-iv-	b	b
16	10	J	D-I2-I5-	b	b
17	11	K	N-I2-I5-iv-	b	b
20	12	L	D-I2-I5-iv-	b	b

Experimentator #1 ist für die Bedienung des Laptops, Experimentator #2 für den Freiflugbereich während Testkonfiguration b und Experimentator #3 für das Neubestücken der CubeSats zuständig. Die Bezeichnung der Experimentatoren geht auf Abb. 7.7 zurück. Der Testprozess, der in Abb. 7.8 dargestellt ist, wird während eines Versuchszyklus berücksichtigt und auf den entsprechenden CubeSat eins beziehungsweise zwei angepasst.

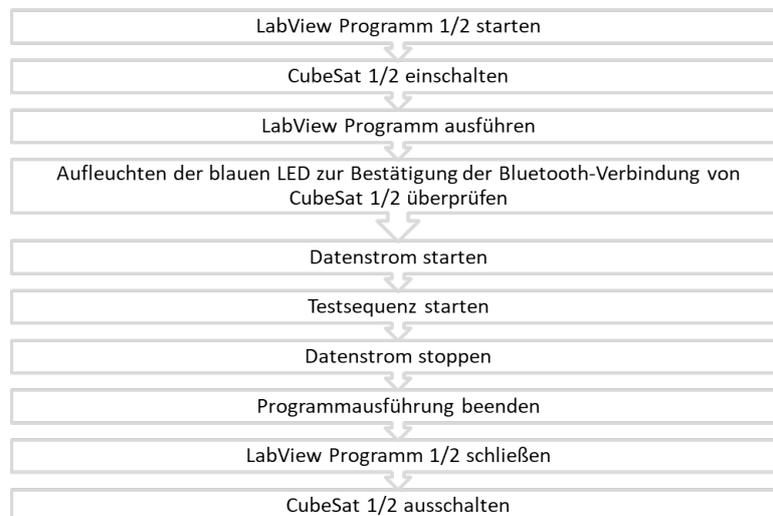


Abbildung 7.8.: Flussdiagramm Parabelflugtestprozess

Für eine Überprüfung der Reproduzierbarkeit sind einige Space-Wings, wie in Abb. 7.1 dargestellt, mehrfach vorhanden.

Während des Fluges sollen Versuche in zwei verschiedenen Konfigurationen a und b durchgeführt werden. Konfiguration a umfasst die Befestigung des CubeSats am Teststand und ist in Abb. 7.9 (a) und (b) gezeigt. Sie dient der Ermittlung der Kräfte und Momente zwischen dem CubeSat und dem Teststand während der Entfaltungen. Konfiguration b ist in Abb. 7.9 (c) und (d) vorgestellt. Bei dieser Konfiguration soll der CubeSat ungebunden im Freiflugbereich ausgesetzt und entfaltet werden. Beschleunigungen, Winkelgeschwindigkeiten und das dynamische Verhalten des Satelliten während der Entfaltung sollen validiert werden.

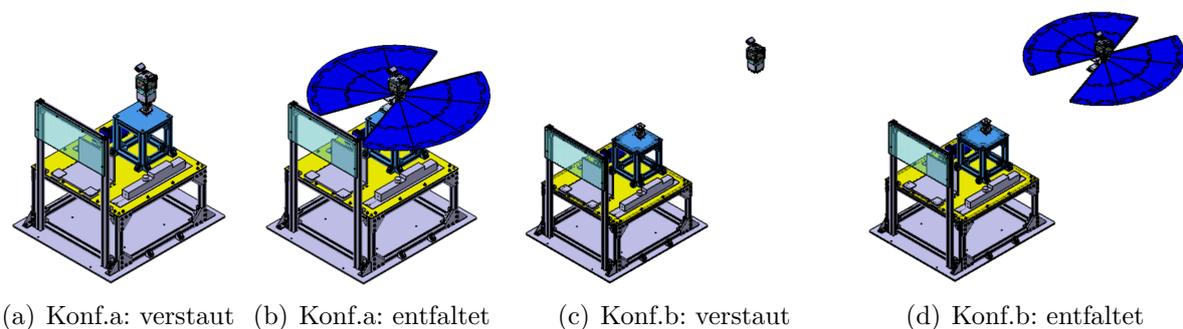


Abbildung 7.9.: Testkonfigurationen a und b [77]

7.2.2. Beobachtung, Ergebnisse und erste Auswertungen

Eine Herausforderung, die sich während der Bodenversuche ergibt, ist die Einwirkung der Schwerkraft auf die Membranstrukturen, die aufgrund ihrer Auslegung in Kapitel 4 für den $0g$ -Bereich unter ihrem Eigengewicht nachgeben und durch Reibung die Entfaltung ausbremsen. Für eine Verbesserung der Versuchsumgebung sorgen die Parabelflugversuche.

Im Anschluss an den Parabelflug wird im Rahmen der Videoanalyse die Frage nach der Ebenheit und des Entfaltungsbestrebens des Space-Wings geklärt. Weiterhin sollen dynamische Auswirkungen der Entfaltungen, wie beispielsweise Kräfte und Momente des Space-Wings auf den Satelliten validiert werden. Diese Arbeit gibt einen Einblick in die Parabelflugergebnisse. Für eine detaillierte Auswertung und Analyse wird auf eine spätere Veröffentlichung des DLR verwiesen.

Bei den Versuchen in Konfiguration a werden starke Vibrationen vom Flugzeug auf den Satelliten übertragen. Dementsprechend sind während der Versuchsreihen keine Kalibrierungen möglich und die Daten des Kraftsensors zwischen dem Teststand und dem CubeSat bedingt verwendbar. Bei Konfiguration b driftet der Satellit kurz nach Versuchsbeginn in

das Netz der Abtrennung des Freiflugbereichs, wie in Abb. 7.10 links unten ersichtlich ist. Zusätzlich dazu wird eine Drehung um die Hochachse des CubeSats durch eine Momenterzeugung während der Entfaltung bemerkt. Bei beiden Konfigurationen ist ein Umschlagen eines Space-Wings während der Versuche erkennbar. Die Qualität der Ebenheit nach der Entfaltung kann Abb. 7.11 entnommen werden. Eine Herausforderung während der Versuche ist der Absturz des DAQ-Systems, der zum Verlust aufgenommener Daten führt.

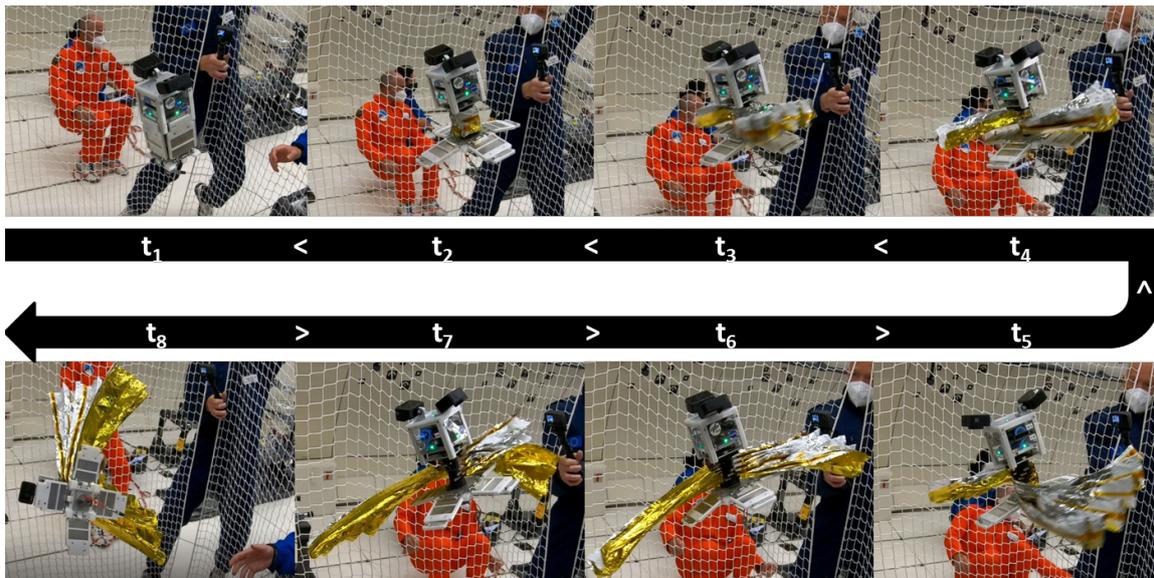


Abbildung 7.10.: Entfaltung des Wingdemonstrators H in Testkonfiguration b



Abbildung 7.11.: Ebenheit des Space-Wings (rote Markierung: sichtbare Faltkanten)

Eine mögliche Ursache für das Drehen eines Space-Wings bei mehreren Entfaltungen sind die CubeSat-Türen, die sich aufgrund zu schwach ausgelegter Federn innerhalb der Entfaltungsebene des Space-Wings befinden. Diese Hindernisse sorgen in Kombination mit dem Luftwiderstand für ein komplettes Umschlagen des Flügels.

Entgegen der anfänglichen Vermutung, wird bei den Wingkonfigurationen mit zwei Gelenkreihen eine bessere Ebenheit festgestellt, als bei den Konfigurationen mit drei Reihen.

Ein möglicher Grund sind viskoelastische Effekte, die durch eine steigende Anzahl, der auf der Membran integrierten Elemente vergrößert werden und erst für eine Zeit $t \rightarrow \infty$ verschwinden.

8. Fazit und Ausblick

Aufgrund der Forderung nach immer leichteren und kompakteren Satellitenstrukturen besteht die Notwendigkeit der Entwicklung entfaltbarer Membranen mit versteifenden Strukturen, um Masse und Volumen zu reduzieren.

Das Thema dieser Arbeit war die Analyse, Auslegung, Optimierung und Validierung einer geeigneten Membrankonfiguration, die durch selbstentfaltbare, bionische Strukturen die gegebenen Anforderungen erfüllt. Diesbezüglich wurde in dieser Arbeit ein Überblick über entfaltbare, flächige Weltraumstrukturen gegeben. Eine Analyse des aktuellen Designs definierte die Anforderungen an das Endkonzept und stellte die notwendigen, zu erfüllenden Aufgabenpunkte heraus. Im Rahmen einer Optimierung wurden die entfaltbaren Strukturen im Hinblick auf ein möglichst großes Öffnungsbestreben bei gleichzeitiger Beachtung der maximal zulässigen Spannungen angepasst. Geeignete Konzepte verschiedener Gelenke und Anordnungen auf dem Space-Wing wurden gefertigt und während Bodenversuchen sowie der DLR/NASA-Parabelflugkampagne 2021 validiert. Des Weiteren wurde ein Hold Down Release Mechanism (HDRM) zur Öffnung, des in einem CubeSat integrierten Space-Wings konzipiert und erfolgreich getestet.

Eine Möglichkeit ist eine Fertigung und Reparatur von Strukturkomponenten im Weltraum vorzunehmen, um Packungstechniken und Entfaltungen hinfällig zu machen. Hierzu müssen Ansätze zur Additiven Fertigung von Strukturen auf Substratfolien von Daniel Müller in [48] weiter verfolgt und weltraumbeständige Methoden und Materialien entwickelt werden [6].

Für eine Weiterentwicklung der im Rahmen dieser Ausarbeitung angesprochenen entfaltbaren Strukturen müssen weitere Untersuchungen im Bereich der Auslegung durchgeführt werden, um Simulationen eines gesamten Space-Wings zu generieren. Diesbezüglich kann auf das Modell, das in Abb. 4.7 gezeigt ist, aufgebaut werden.

Weitere Anpassungen hinsichtlich einer Massenreduzierung des Space-Wings sind durch eine Substratmaterialvariation und -dickenreduzierung bis $5\ \mu\text{m}$ möglich [64]. Die Auswirkungen von Rissinitiierungen und elektrostatischer Aufladung auf das Segelmaterialverhalten sollen im Anschluss daran validiert und bewertet werden [22]. Des Weiteren sind Langzeitstauung, Langzeitstabilität und thermische Beeinflussung durch einseitige, solare Bestrahlung der dünnwandigen Space-Wing-Komponenten zu berücksichtigen [64], [63].

Ein geeignetes, neues, weltraumtaugliches Druckmaterial mit geringerem Kriechbestreben soll hinsichtlich einer besseren Packbarkeit und einer flachen Entfaltung entwickelt werden. Zusätzlich dazu muss eine Auslegung des Gesamtkonzepts für konkrete Anwendungsfälle vorgenommen und mit anderen diskreten entfaltbaren Strukturen verglichen werden.

Für eine planmäßige Mission ist eine Komprimierung und Faltung des Space-Wings ohne Schaden erforderlich, da begrenzte Abmessungen innerhalb einer Rakete zur Verfügung stehen [33]. Zudem soll für die anschließende Entfaltung ein Kontrollkonzept zur Validierung der Ebenheit und Funktionstüchtigkeit ausgearbeitet werden [64]. Im Rahmen einer solchen Mission kann die Erprobung eines Sonnensegels stattfinden, bei dem durch kontinuierlichen Impulsaustausch, der auf der Sonnensegeloberfläche reflektierenden Photonen, ein Schub generiert wird und somit zusätzliche schwere Treibstoffe hinfällig werden [33]. Ein Ziel solcher Sondenmissionen sind große, reflektierende Flächen mit Segelgrößen bis zu $125\text{ m} \cdot 125\text{ m}$ [62].

Literatur

- [1] Administrator, N.: *Advanced Solar Array Systems*. 2013. URL: https://www.nasa.gov/offices/oct/home/feature_sas.html (besucht am 14.08.2021).
- [2] Administrator, N. C.: *Project Echo*. 2016. URL: <https://www.nasa.gov/centers/langley/about/project-echo.html> (besucht am 14.08.2021).
- [3] Asendorpf, D.: „James-Webb-Weltraumteleskop: Das 10-Milliarden-Dollar-Experiment“. In: *Die Zeit* (2021). URL: <https://www.zeit.de/2021/23/james-webb-weltraumteleskop-hubble-teleskop-nachfolger-technik-flug> (besucht am 14.08.2021).
- [4] Bar-Cohen, Y. und Anderson, I. A.: „Electroactive polymer (EAP) actuators—background review“. In: *Mechanics of Soft Materials* 1(1) (2019). ISSN: 2524-5600. DOI: 10.1007/s42558-019-0005-1.
- [5] Belvin, W. K. u. a.: „Advanced Deployable Structural Systems for Small Satellites“. In: *NATO Specialists' Meeting AVT-257-RSM-041 "Best Practices for Risk Reduction for Overall Space Systemsorganised by the Applied Vehicle Technology Panel*. Sep. 2016. URL: <https://elib.dlr.de/111630/>.
- [6] Belvin, W. u. a.: „Materials, Structures and Manufacturing: An Integrated Approach to Develop Expandable Structures“. In: Apr. 2012. ISBN: 978-1-60086-937-2. DOI: 10.2514/6.2012-1951.
- [7] Bender, B. u. a., Hrsg.: *Pahl Beitz Konstruktionslehre: Methoden und Anwendung erfolgreicher Produktentwicklung*. 9. Auflage. Springer eBook Collection. Berlin und Heidelberg: Springer Vieweg, 2021. ISBN: 9783662573037. DOI: 10.1007/978-3-662-57303-7.
- [8] *BIOKON – Bionik*. URL: <https://www.biokon.de/bionik/was-ist-bionik/> (besucht am 13.08.2021).
- [9] Bowden, F. P., Tabor, D. und Freitag, E. H.: *Reibung und Schmierung fester Körper*. Deutsche durchgearbeitete Übersetzung der zweiten Auflage. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1959. ISBN: 9783642927546. DOI: 10.1007/978-3-642-92754-6.

- [10] Bronštejn, I. N. u. a.: *Taschenbuch der Mathematik*. 11., aktualisierte Auflage. Bd. 56702. Edition Harri Deutsch. Haan-Grutten: Verlag Europa-Lehrmittel Nourney Vollmer GmbH & Co. KG, 2020. ISBN: 9783808557921.
- [11] „Composites data sheet Markforged, REV 5.0 - 08/01/2021“. In: (2021). URL: <http://static.markforged.com/downloads/composites-data-sheet.pdf> (besucht am 08.06.2021).
- [12] David L. Chandler, MIT News Office: *While you're up, print me a solar cell*. URL: <https://news.mit.edu/2011/printable-solar-cells-0711> (besucht am 14.08.2021).
- [13] Deployables Cubed GmbH: *Home / DcubeD (Deployables Cubed GmbH)*. 2021. URL: <https://dcubed.space/> (besucht am 05.06.2021).
- [14] „Die Querkontraktionszahl in der Konstruktionspraxis“. In (: Separatdruck aus KunststoffXtra 6 / 2011 (Seite 27 – 30)) (Juni 2011). URL: https://www.iwk.hsr.ch/fileadmin/user_upload/iwk.hsr.ch/Publikationen/Bauteilauslegung/1106_Querkontraktionszahl.pdf (besucht am 08.06.2021).
- [15] DLR: *Entfaltbarer Antrieb für Satelliten*. URL: https://www.dlr.de/content/de/artikel/news/2021/01/20210323_segeln-im-sonnenwind.html (besucht am 15.06.2021).
- [16] Eastwood, J. u. a.: „Sunjammer“. In: *Weather* 70 (Jan. 2015), S. 27–30. DOI: 10.1002/wea.2438.
- [17] ESA/ESTEC Publications Division: „ESA Bulletin 108“. In: (Nov. 2001). URL: https://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet108/chapter6_bul108.pdf (besucht am 13.08.2021).
- [18] Eyerer, P. und Schüle, H., Hrsg.: *Polymer Engineering 1: Einführung, Synthese, Eigenschaften*. 2nd ed. 2020. Springer eBook Collection. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg und Imprint: Springer Vieweg, 2020. ISBN: 9783662598375. DOI: 10.1007/978-3-662-59837-5.
- [19] F. Barlat and J. Lian: „Mechanical APDL Element Reference“. In: (Nov. 2011). URL: https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/vem/ansys_14_element_reference.pdf (besucht am 15.06.2021).
- [20] FAA: „2018_AST_Compendium“. In: (Jan. 2018). URL: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/2018_AST_Compendium.pdf (besucht am 13.08.2021).
- [21] Felixberger, J. K.: *Chemie für Einsteiger*. Berlin: Springer Spektrum, 2017. ISBN: 9783662528211. DOI: 10.1007/978-3-662-52821-1.

- [22] Fernandez, J. M. u. a.: „Design and development of a gossamer sail system for deorbiting in low earth orbit“. In: *Acta Astronautica* 103 (2014), S. 204–225. ISSN: 00945765. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.06.018.
- [23] Fleischer, B. und Theumert, H.: *Entwickeln, Konstruieren, Berechnen: Komplexe praxisnahe Beispiele mit Lösungsvarianten ; mit 19 Tabellen*. 2., verb. Aufl. Wiesbaden: Vieweg + Teubner, 2009. ISBN: 9783834896117. DOI: 10.1007/978-3-8348-9611-7.
- [24] Freie Universität Berlin: *Herstellung von Kunststoffen: Polykondensation*. URL: <https://kirste.userpage.fu-berlin.de/chemistry/kunststoffe/pkond.htm> (besucht am 04.08.2021).
- [25] Gebhardt, C.: *Praxisbuch FEM mit ANSYS Workbench: Einführung in die lineare und nichtlineare Mechanik*. 3., aktualisierte Auflage. Hanser eLibrary. München: Hanser, 2018. ISBN: 9783446457409. DOI: 10.3139/9783446457409.
- [26] Grellmann, W. und Seidler, S., Hrsg.: *Kunststoffprüfung*. 3., aktualisierte Auflage. Hanser eLibrary. München: Carl Hanser Verlag, 2015. ISBN: 9783446443907. DOI: 10.3139/9783446443907.
- [27] Gutekunst-Federnshop: „Druckfeder D-042J-01 - Federdatenblatt“. In: (Juli 2021). URL: https://www.federnshop.com/de/datenblatt/federnshop-datenblatt-druckfeder_d-042j-01.pdf (besucht am 26.07.2021).
- [28] Gutekunst-Federnshop: *Druckfeder D-042J-01 - Uebersicht*. URL: <https://www.federnshop.com/de/produkte/druckfedern/d-042j-01.html> (besucht am 17.06.2021).
- [29] Haas, F., Gorb, S. und Wootton, R.: „Elastic joints in dermapteran hind wings: materials and wing folding“. In: *Arthropod Structure & Development* 29(2) (2000), S. 137–146. ISSN: 14678039. DOI: 10.1016/S1467-8039(00)00025-6.
- [30] Harbaugh, J.: „Hubble Deployed – April 25, 1990“. In: NASA (2020). URL: <https://www.nasa.gov/centers/marshall/history/this-week-in-nasa-history-hubble-deployed-april-25-1990.html> (besucht am 15.06.2021).
- [31] Harbaugh, J.: *Solar Sail Demonstrator (Sunjammer)*. 2016. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/tdm/solarsail/index.html (besucht am 14.08.2021).
- [32] Harpeng, S.: „Datenblatt 10000026 Rettungsdecke“. In: (Mai 2018). URL: <https://media.tiga-med.de/downloads/Datenblatt%2010000026%20Rettungsdecke.pdf> (besucht am 17.05.2021).

- [33] Herbeck, L., Sickinger, C. und Herrmann, A. S.: „Ultraleichte, entfaltbare Maststrukturen aus CFK“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 27.-30. September 1999* (Sep. 1999).
- [34] Herbeck, L. u. a.: „Development and test of deployable ultra lightweight CFRP-Booms for a solar sail“. In: (2000). URL: https://www.dlr.de/fa/en/Portaldata/17/Resources/dokumente/publikationen/2000/01_herbeck.pdf.
- [35] Hill, L. R. u. a.: „Shape memory alloy film for deployment and control of membrane apertures“. In: *UV/Optical/IR Space Telescopes: Innovative Technologies and Concepts*. Hrsg. von MacEwen, H. A. SPIE Proceedings. SPIE, 2003, S. 271. DOI: 10.1117/12.506311.
- [36] Hillebrandt, M. u. a.: „The Boom Design of the De-Orbit Sail Satellite“. In: *European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing*. Apr. 2014. URL: <https://elib.dlr.de/95684/>.
- [37] *How Hubble got its wings*. URL: http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/How_Hubble_got_its_wings (besucht am 15.06.2021).
- [38] JAXA | Japan Aerospace Exploration Agency: *JAXA | Small Solar Power Sail Demonstrator IKAROS*. URL: <https://global.jaxa.jp/projects/sas/ikaros/> (besucht am 13.08.2021).
- [39] JAXA | Japan Aerospace Exploration Agency: „Small Solar Power Sail Demonstrator IKAROS“. In: (2010). URL: <https://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat28.pdf> (besucht am 13.08.2021).
- [40] Kroll, M.: „Der Downhill Simplex Algorithmus“. In: (). URL: https://www.iap.uni-jena.de/iapmedia/de/Lecture/Computational+Physics+11335736800/CP1_WS2011_Seminar2_Aufgaben.pdf (besucht am 04.08.2021).
- [41] Macdonald, M., Hrsg.: *Advances in Solar Sailing*. Springer Praxis Books. Berlin, Heidelberg und s.l.: Springer Berlin Heidelberg, 2014. ISBN: 978-3-642-34906-5. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2.
- [42] MarkForged: *FFF Nylon Filament: Sicherheitsdatenblatt*. 2015.
- [43] MarkForged: „Markforged-Broschüre“. In: (2017). URL: https://www.mark3d.com/de/wp-content/uploads/sites/1/2018/01/Markforged-Broschuere_Dez_2017-web.pdf (besucht am 09.05.2021).
- [44] Mattheck, C.: *Verborgene Gestaltgesetze der Natur: Optimalformen ohne Computer*. 1. Aufl. Karlsruhe: Forschungszentrum Karlsruhe, 2006. ISBN: 9783923704538.

- [45] Meyer, S., Hillebrandt, M. und Hühne, C.: „Experimental characterization of viso-elastic material properties and numerical implementation for estimating long-term stowage behavior of DLRs CFRP booms“. In: *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing (ECSSMET 2021)* (2021).
- [46] Miyazaki, Y.: „Deployable Techniques for Small Satellites“. In: *Proceedings of the IEEE* 106(3) (2018), S. 471–483. ISSN: 0018-9219. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2799608.
- [47] Mohd Jani, J. u. a.: „A review of shape memory alloy research, applications and opportunities“. In: *Materials & Design (1980-2015)* 56 (2014), S. 1078–1113. ISSN: 02613069. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.11.084.
- [48] Müller, D. R. und Zander, M. E.: *Development and characterization of elastic hinges for large-area, ultra-light, deployable space structures*. Techn. Ber. Jan. 2018. URL: <https://elib.dlr.de/133509/>.
- [49] Murphy, D.: „MegaFlex - The Scaling Potential of UltraFlex Technology“. In: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN: 978-1-60086-937-2. DOI: 10.2514/6.2012-1581.
- [50] *NanoSail-D2 - eoPortal Directory - Satellite Missions*. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosail-d2> (besucht am 15.06.2021).
- [51] NASA: *ISS solar array deployment sts116*. 2016. URL: <http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/shuttle/sts-116/hires/s116e06854.jpg>.
- [52] NASA: *James Webb Space Telescope - Webb/NASA*. URL: <https://www.jwst.nasa.gov/> (besucht am 14.08.2021).
- [53] NASA: *Shuttle Radar Topography Mission*. URL: <https://www2.jpl.nasa.gov/srtm/instrumentinterferometry.html> (besucht am 15.08.2021).
- [54] NASA: *The James Webb Space Telescope*. URL: https://web.archive.org/web/20100527230418/http://www.jwst.nasa.gov/images_artist13532.html (besucht am 12.08.2021).
- [55] Novespace: „GDL-2020-04-Guidelines_EN_A310_lowres“. In: (Apr. 2020). URL: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/GDL-2020-04-Guidelines_EN_A310_lowres.pdf (besucht am 05.06.2021).
- [56] Novespace: „STDPS-2019-01-Standard_Primary_Structures“. In: (Jan. 2019). URL: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/STDPS-2019-01-Standard_Primary_Structures.pdf (besucht am 05.06.2021).

- [57] Paul T. Boggs: „Sequential Quadratic Programming: Departments of Mathematics and Operations Research University of North Carolina Chapel Hill“. In: (1996). URL: <http://web.cse.ohio-state.edu/~parent.1/classes/788/Au10/OptimizationPapers/SQP/actaSq.pdf> (besucht am 04.08.2021).
- [58] PyOpt: *NLPQL - Non-Linear Programming by Quadratic Lagrangian*. 2014. URL: <http://www.pyopt.org/reference/optimizers.nlpql.html> (besucht am 04.08.2021).
- [59] Schüle, H. und Eyerer, P., Hrsg.: *Polymer Engineering 2: Verarbeitung, Oberflächentechnologie, Gestaltung*. 2. Auflage. Springer eBook Collection. Berlin und Heidelberg: Springer Vieweg, 2020. ISBN: 9783662598412. DOI: 10.1007/978-3-662-59841-2.
- [60] Seefeldt, P. u. a.: „Performance analysis and mission applications of a new solar sail concept based on crossed booms with tip-deployed membranes“. In: *Advances in Space Research* 67(9) (2021), S. 2736–2745. ISSN: 02731177. DOI: 10.1016/j.asr.2020.10.001.
- [61] Sickinger, C., Herbeck, L. und Breitenbach, E.: „Dimensionierung und Analyse einer ultraleichten, entfaltbaren Raumfahrtstruktur“. In: *Vocabularius Ex quo*. Hrsg. von Schnell, B. und Grubmüller, K. Texte und Textgeschichte. Berlin, Boston: De Gruyter, 2018, S. 4–40. ISBN: 9783110924992. DOI: 10.1515/9783110924992-003. URL: https://www.dlr.de/fa/Portaldata/17/Resources/dokumente/institut/2003/2003_05.pdf (besucht am 13.08.2021).
- [62] Sickinger, C. u. a.: „Strukturmechanik entfaltbarer CFRP booms: Analyse, Herstellung, Verifikation und Anwendung Adaptiver Konzepte“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, Deutsche Gesellschaft fuer Luft- und Raumfahrt, Dresden, Deutschland, 20.-23. Sep 2004* (2004).
- [63] Sickinger, C. und Herbeck, L.: „Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP Booms of a solar sail“. In: *European Conf. on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, CNES, Toulouse, France* (Dez. 2002).
- [64] Sickinger, C., Herbeck, L. und Breitbach, E.: „Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft“. In: *Acta Astronautica* 58(4) (2006), S. 185–196. ISSN: 00945765. DOI: 10.1016/j.actaastro.2005.09.011. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576505003073>.
- [65] Siebertz, K., van Bebber, D. und Hochkirchen, T.: *Statistische Versuchsplanung: Design of Experiments (DoE)*. 2. Auflage. VDI-Buch. Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg, 2017. ISBN: 9783662557433. DOI: 10.1007/978-3-662-55743-3.

- [66] Sinn, T. u. a.: „Results of the deployable membrane & Adeo Passive De-Orbit subsystem activities leading to a dragsail demonstrator“. In: *7th European Conference on Space Debris*. Apr. 2017. URL: <https://elib.dlr.de/111899/>.
- [67] Soykasap, Ö.: „Analysis of tape spring hinges“. In: *International Journal of Mechanical Sciences* 49(7) (2007), S. 853–860. ISSN: 00207403. DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2006.11.013.
- [68] *SRTM - eoPortal Directory - Satellite Missions*. URL: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/s/srtm> (besucht am 15.06.2021).
- [69] Straubel, M., Hillebrandt, M. und Hühne, C.: „Evaluation of Different Architectural Concepts for Huge Deployable Solar Arrays for Electric Propelled Space Crafts“. In: *14th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing (ECSSMET)*. Sep. 2016. URL: <https://elib.dlr.de/107311/>.
- [70] *Technology CubeSats*. URL: http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Technology_CubeSats (besucht am 15.06.2021).
- [71] Twitter: *DLR_next*. URL: https://twitter.com/DLR_next?ref_src=twsrc%5Egoogle%7Ctwcamp%5Eserp%7Ctwgr%5Eauthor (besucht am 26.07.2021).
- [72] Universität Heidelberg: *Evolutionary Algorithms*. 2021. URL: <https://www.kip.uni-heidelberg.de/vision/previous-projects/evolvable-hardware/evolutionary-algorithms/> (besucht am 04.08.2021).
- [73] Völker, J. und Zander, M. E.: *Development of Stiffened Self-Deploying Membranes for CubeSat Applications*. Techn. Ber. Juli 2018. URL: <https://elib.dlr.de/133508/>.
- [74] Wall, M.: „World’s Largest Solar Sail to Launch in November 2014“. In: *Space* (2013). URL: <https://www.space.com/21556-sunjammer-solar-sail-launch-2014.html> (besucht am 14.08.2021).
- [75] Wittel, H. u. a.: *Roloff Matek Maschinenelemente Formelsammlung*. 12., überarb. u. erw. Aufl. Lehrbuch. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2014. ISBN: 9783658054847. DOI: 10.1007/978-3-658-05484-7.
- [76] Zander, M. und Belvin, W.: „Concept-development of a structure supported membrane for deployable space applications - From nature to manufacture and testing“. In: *European Space Agency, (Special Publication) ESA SP 691* (Jan. 2012). URL: https://www.researchgate.net/publication/288585805_Concept-development_of_a_structure_supported_membrane_for_deployable_space_applications_-_From_nature_to_manufacture_and_testing.

- [77] Zander, M.: *ESDP, Topic 3, Experiment 3, WingSat*. URL: https://www.esa.int/Education/Fly_Your_Thesis/List_of_documents (besucht am 30.07.2021).

A. Anhang

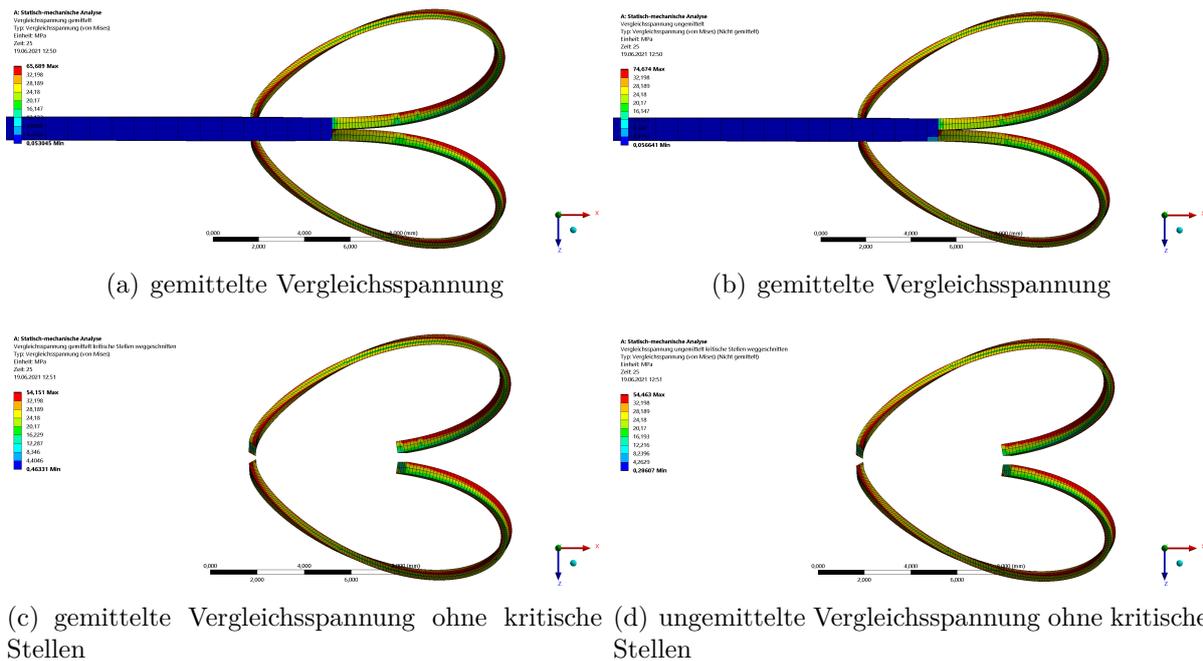


Abbildung A.1.: Vergleich der gemittelten und ungemittelten Von-Mises-Vergleichsspannung mit Spannungsspitzen an Kerben und Kanten der Infinity1-03-05-10-28

Tabelle A.1.: Charakteristische Kennwerte der Druckfeder D-042J-01 [27]

Formelzeichen	Wert	Einheit
L_0	12,9	mm
R	0,424	N/mm
F_n	4,05	N
s_n	9,55	mm