



**BLUE SKY SOLUTIONS GmbH**  
**Dipl.-Ing. Norbert Alexander Pilz**  
Managing Director



**Fakultät V Verkehrs- und Maschinensysteme**  
**Institut für Luft- und Raumfahrttechnik**  
**Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen**  
Fachgebiet Leicht- und Luftfahrzeugbau

# Studienarbeit

## Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems (FES) für TU-Kleinsatelliten

**Cihan Ünlü**

**15. Oktober 2016**

**Externer Betreuer:**

Dipl.-Ing. Norbert Alexander Pilz  
BLUE SKY SOLUTIONS GmbH

**Erstgutachter:** Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen

**Zweitgutachter:** Dipl.-Ing. Rico Leifheit

**Ersteller:** Cihan Ünlü

**Abgabedatum:** 15.10.2016

**Matr.-Nr.:** 308886

**Ort:** Berlin

[Die Studienarbeit wird am Fachgebiet für Leicht- und Luftfahrzeugbau an der TU-Berlin in Kooperation mit der Firma Blue Sky Solutions GmbH durchgeführt.]

Berlin, 08.03.2016

## Aufgabenstellung Studienarbeit

Cihan Ünlü, Matr.-Nr. 308886

### Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems (FES) für TU- Kleinsatelliten

#### Erläuterung zum Thema:

Die bisher erbrachten Errungenschaften der Raumfahrt sind ein wesentlicher Bestandteil unseres modernen Lebens. Viele der wichtigsten Technologien unserer Zeit sowie Meteorologie-, Telekommunikations- und Navigationssysteme werden erst durch Satelliten ermöglicht. Da eine Wartung der im Weltraum befindlichen Satelliten aufgrund der enorm hohen Kosten nicht realisierbar ist, werden defekte oder ausgediente Raumfahrtobjekte in der Regel ersetzt. Der dabei entstehende Weltraummüll durch ausgemusterte Satelliten ist eine Gefahr für alle sich im Orbit befindlichen oder künftigen Raumfahrtmissionen. Zu deren Schutz ist das kontrollierte Wiedereintreten eines

>Seite 1/2

ausgedienten Raumfahrtobjekts somit eine Notwendigkeit. Eine kostengünstige Methode hierfür ist das Verglühen der Raumfahrtobjekte in der Erdatmosphäre. Ein Flächenentfaltungssystem kann durch seinen Widerstand das hierfür erforderliche Abbremsen von Satelliten im erdnahen Orbit übernehmen.

Aufbauend auf ersten Vorarbeiten soll im Rahmen der Studienarbeit ein Flächenentfaltungssystem für Kleinsatelliten am Beispiel der an der TU Berlin gegenwärtig in Auslegung befindlichen Kleinsatelliten entwickelt werden.

### **Ziel der Arbeit:**

Es ist ein Flächenentfaltungssystem für das Wiedereintreten von TU-Kleinsatelliten zu entwickeln, welches den Satelliten aus einem erdnahen Orbit Richtung Erde verzögert, indem es durch eine geeignete Stirnfläche restatmosphärische Reibkräfte ausnutzt und bremsend auf den Satelliten wirkt.

### **Aufgabenstellung:**

Im Einzelnen umfasst die Aufgabe:

- Literaturrecherche und Marktanalyse zu existierenden Flächenentfaltungssystemen (FES)
- Erarbeitung eines Anforderungskatalogs für das FES
- Vergleich existierender Systeme und ggf. eigener Konzepte hinsichtlich der Erfüllung der Anforderungen und Auswahl eines geeigneten Konzeptes
- Konstruktion, Integration und Test des FES
- Auswertung der Testergebnisse und deren kritische Bewertung bezüglich der gestellten Anforderungen.

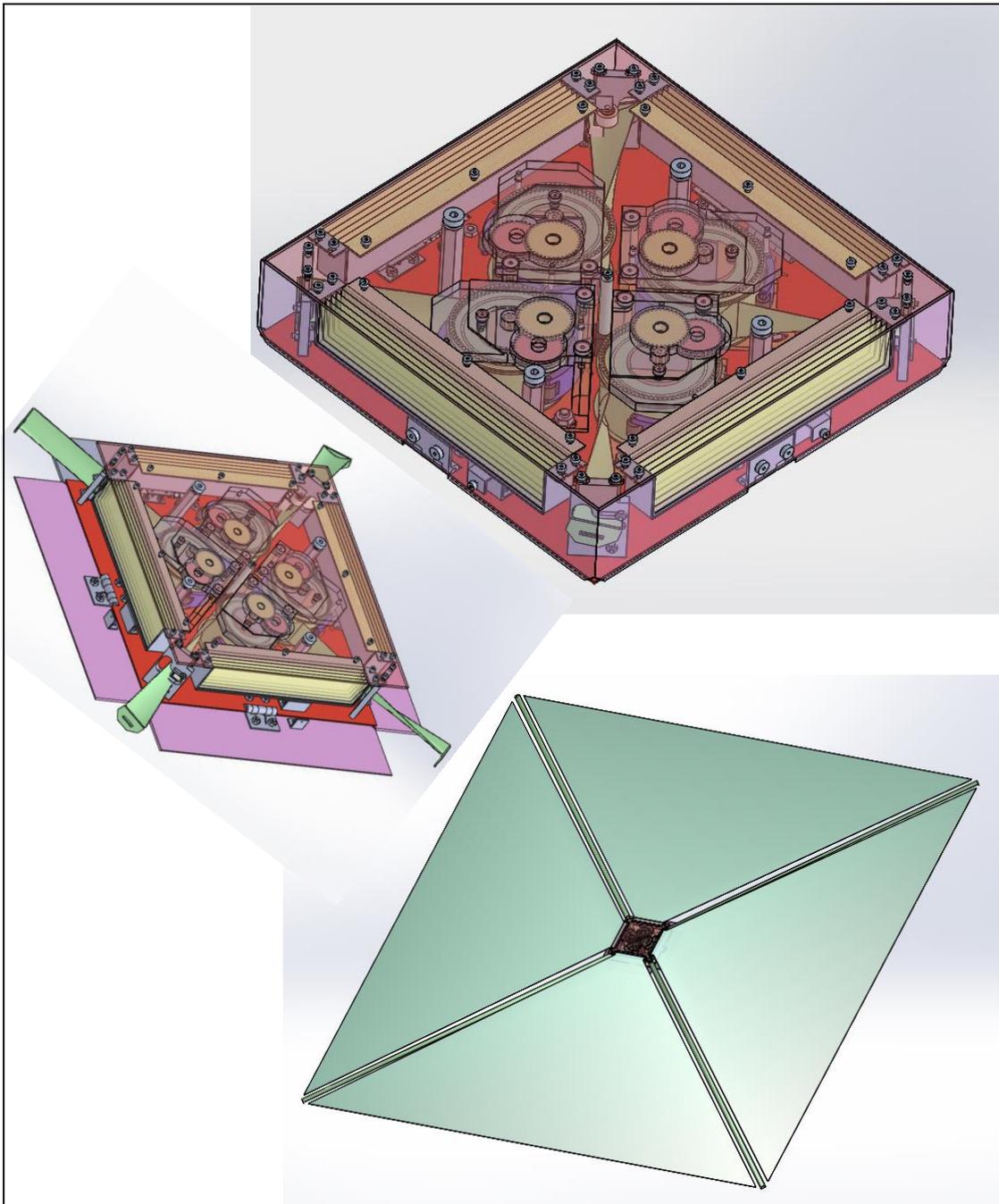
Die Studienarbeit wird am Fachgebiet und in Kooperation mit der Firma Blue Sky Solutions durchgeführt. Die Betreuung durch das Fachgebiet erfolgt durch Herrn R. Leifheit. Nach Abschluss ist die Arbeit in einem 20-minütigen Vortrag am ILR im Rahmen des flugtechnischen Colloquiums vorzustellen.



Prof. Dr.-Ing. A. Bardenhagen



# Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems (FES) für TU-Kleinsatelliten



[Flächenentfaltungssystem - FES]

# Inhaltsverzeichnis

I.	Abbildungsverzeichnis.....	7
II.	Tabellenverzeichnis.....	9
III.	Abkürzungsverzeichnis.....	10
IV.	Formelverzeichnis .....	11
V.	Kurzzusammenfassung.....	14
<b>1</b>	<b>Einleitung.....</b>	<b>15</b>
1.1	Einführung in die Thematik der Weltraumverschmutzung.....	15
1.2	Weltraumverschmutzung.....	16
1.3	Satellitenkollision .....	16
1.4	Nachhaltige Raumfahrt .....	16
1.5	Restatmosphärische Reibkräfte .....	17
<b>2</b>	<b>Voruntersuchung und Konzeptphase .....</b>	<b>18</b>
2.1	Produktentwicklung .....	18
2.2	Marktrecherche.....	18
2.3	Klassifikation antriebsloser Wiedereintrittssysteme .....	21
2.4	Lösungsansätze für die Entfaltung einer Stirnfläche.....	22
2.5	Anforderungsliste.....	23
2.6	Methodische Lösungssuche .....	24
2.6.1	Morphologischer Kasten .....	25
2.6.2	Morphologischer Kasten: Elimination .....	26
2.6.3	Morphologischer Kasten: Reduktion.....	27
2.6.4	Übersicht der Eliminationsbegründung .....	28
2.7	Halterungsstruktur .....	30
2.7.1	Scherenarm .....	31
2.7.2	Profilband .....	32
2.7.3	Teleskoparm.....	34
2.8	Lösungsvarianten .....	37
2.9	Konzeptvorschläge .....	38
2.10	Konzeptentscheidung.....	39

<b>3</b>	<b>Entwicklungsverlauf und Konstruktion</b>	<b>41</b>
3.1	Ermittlung eines Profils für die Halterungsstruktur	41
3.2	Festigkeitsnachweis C-Profil	43
3.3	FEM-Analyse	48
3.4	Messversuch zur Ausfahrlänge der Halterungsstruktur	50
3.5	Lösungsvariante LV-PB-02	53
3.6	Getriebeauslegung	54
3.7	Entwicklungsverlauf des FES	58
3.7.1	FES - Entwurf I	58
3.7.2	FES - Entwurf II	59
3.7.3	FES - Entwurf III	61
3.8	Fertigstellung des FES	64
3.9	Fertigstellung des Segels	66
<b>4</b>	<b>Testphase und Inbetriebnahme</b>	<b>67</b>
4.1	Ausfahrversuch	67
4.2	Entfaltungsversuch	69
4.3	Einhaltung der Anforderungen	70
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>72</b>
5.1	Zusammenfassung	72
5.2	Ausblick	73
5.3	Systemdaten des FES	74
VI.	Literaturverzeichnis	75
VII.	Anhang	79

# I. Abbildungsverzeichnis

ABBILDUNG 1.1-1: WELTRAUMVERSCHMUTZUNG .....	15
ABBILDUNG 2.7-1: PRINZIPIELLER AUFBAU DER HALTERUNGSSTRUKTUR .....	30
ABBILDUNG 2.7-2: SCHERENARM .....	31
ABBILDUNG 2.7-3: ROLLMAßBAND .....	31
ABBILDUNG 2.7-4: TELESKOPARM .....	31
ABBILDUNG 2.7-5: SCHERENARM AUSGEFAHREN .....	31
ABBILDUNG 2.7-6: SCHERENARM GESTAUCHT .....	31
ABBILDUNG 2.7-7: CUBE SAIL - SPULE .....	32
ABBILDUNG 2.7-8: CUBE SAIL - CFK TRÄGER .....	32
ABBILDUNG 2.7-9: PROFILBAND ABROLLEND .....	33
ABBILDUNG 2.7-10: PROFILBAND ABWICKELND .....	33
ABBILDUNG 2.7-11: TRAC .....	33
ABBILDUNG 2.7-12: QUERSCHNITT Y-PROFIL .....	33
ABBILDUNG 2.7-13: CUBE-STREIFEN .....	33
ABBILDUNG 2.7-14: QUERSCHNITT DOPPEL-C-PROFIL .....	33
ABBILDUNG 2.7-15: CFK-BOOM .....	34
ABBILDUNG 2.7-16: QUERSCHNITT DOPPEL-Q-PROFIL .....	34
ABBILDUNG 2.7-17: RADIOANTENNE .....	35
ABBILDUNG 2.7-18: PKW-RADIOANTENNE MECHANIK .....	35
ABBILDUNG 2.7-19: RADIOANTENNE .....	35
ABBILDUNG 2.7-20: RADIOANTENNE, FÜHRUNG .....	35
ABBILDUNG 2.7-21: VERBINDUNG ZUM TELESKOPARM .....	36
ABBILDUNG 2.7-22: SCHNITTANSICHT, TELESKOPSTANGE GESTAUCHT MIT 15 SEGMENTEN .....	36
ABBILDUNG 3.2-1: ROLLBANDMAß 8 M X 25 MM .....	43
ABBILDUNG 3.2-2: C-PROFIL GEOMETRIE HORIZONTAL .....	44
ABBILDUNG 3.2-3: FEST EINGESPANNTER BALKEN .....	45
ABBILDUNG 3.2-4: DIAGRAMM 1 - QUERKRAFTLAUF .....	45
ABBILDUNG 3.2-5: DIAGRAMM 2 - BIEGEMOMENTVERLAUF .....	46
ABBILDUNG 3.2-6: DIAGRAMM 3 - BIEGELINIENVERLAUF .....	46
ABBILDUNG 3.3-1: FEM, VERSCHIEBUNG .....	48
ABBILDUNG 3.3-2: FEM, SPANNUNGSVERTEILUNG .....	48
ABBILDUNG 3.3-3: FEM – MAXIMALE BEANSPRUCHUNG AN DEN RANDFASERN .....	49
ABBILDUNG 3.4-1: BMI - SELBSTAUSFAHRENDES ROLLMAßBAND .....	50
ABBILDUNG 3.4-2: BMI-ROLLBANDMAß IM HALBAUSGEFAHRENEN ZUSTAND .....	51
ABBILDUNG 3.4-3: VERSUCHSNUMMER 1, ABLESEN DER AUSFAHRLÄNGE .....	52
ABBILDUNG 3.6-1: DREISTUFIGES GETRIEBE .....	54
ABBILDUNG 3.6-2: PRINZIPIALKIZZE, GETRIEBE .....	54
ABBILDUNG 3.6-3: ZAHNRAD 1 .....	54
ABBILDUNG 3.6-4: DOPPELZAHNRADPAARUNG .....	54
ABBILDUNG 3.6-5: HOHLZAHNRAD 6 .....	54
ABBILDUNG 3.6-6: PROFILBANDTROMMEL SEITENANSICHT .....	55
ABBILDUNG 3.7-1: SCHEMATISCHER GRUNDAUFBAU DES FES .....	58
ABBILDUNG 3.7-2: ENTWURF I .....	58
ABBILDUNG 3.7-3: ENTWURF I - EINSTUFIGES STIRNRADGETRIEBE .....	59
ABBILDUNG 3.7-4: ENTWURF I - FÜHRUNGSROLLEN (GELB) .....	59
ABBILDUNG 3.7-5: ENTWURF II .....	60

ABBILDUNG 3.7-6: ENTWURF II - FÜHRUNGSROLLEN (GELB) UND GLEITROLLEN (GRAU).....	60
ABBILDUNG 3.7-7: ENTWURF III .....	61
ABBILDUNG 3.7-8: AUSFAHRMECHANISMUS.....	62
ABBILDUNG 3.7-9: ENTWURF III MIT EINEM AUSFALL .....	62
ABBILDUNG 3.7-10: ENTWURF III ENTFALTET .....	62
ABBILDUNG 3.7-11: VERDREHUNG DER HALTERUNGSSTRUKTUR .....	63
ABBILDUNG 3.7-12: SELBSTENTWICKELTE MICRO-FÜHRUNGSROLLEN .....	63
ABBILDUNG 3.7-13: FEDERSCHARNIER UND BLAUER SPLINT ALS RIEGEL.....	63
ABBILDUNG 3.7-14: GEFALTETES SEGEL (GELB) .....	64
ABBILDUNG 3.8-1: FES.....	65
ABBILDUNG 3.8-2: FES ISOMETRISCH.....	65
ABBILDUNG 4.1-1: FES - AUSFAHRTEST.....	67
ABBILDUNG 4.1-2: INTERNE BLOCKADE DES AUSFAHRSYSTEMS IV .....	68
ABBILDUNG 4.2-1: ERGEBNIS DES ENTFALTUNGSVERSUCHES.....	69

## II. Tabellenverzeichnis

TABELLE 2.2-1: ÜBERSICHT, MARKTRECHERCHE TEIL I.....	19
TABELLE 2.2-2: ÜBERSICHT, MARKTRECHERCHE TEIL II.....	20
TABELLE 2.3-1: WIEDEREINTRITTSSYSTEME .....	21
TABELLE 2.4-1: LÖSUNGSANSÄTZE.....	22
TABELLE 2.5-1: ANFORDERUNGSLISTE .....	23
TABELLE 2.6-1: MORPHOLOGISCHER KASTEN, BRAINSTORMING.....	25
TABELLE 2.6-2: MORPHOLOGISCHER KASTEN, ELIMINATION .....	26
TABELLE 2.6-3: MORPHOLOGISCHER KASTEN, REDUKTION.....	27
TABELLE 2.6-4: BEGRÜNDUNG AUSGESCHLOSSENER AUSPRÄGUNGSMERKMALE TEIL I .....	28
TABELLE 2.6-5: BEGRÜNDUNG AUSGESCHLOSSENER AUSPRÄGUNGSMERKMALE TEIL II .....	29
TABELLE 2.7-1: GRUNDBEISPIELE FÜR ENTFALTBARE TRÄGERSTRUKTUREN.....	31
TABELLE 2.8-1: VARIABLE AUSPRÄGUNGSMERKMALE .....	37
TABELLE 2.9-1: KONZEPTVORSCHLÄGE LV-PB-01 UND LV-TA-01.....	38
TABELLE 2.10-1: NUTZWERTANALYSE, KONZEPTENTSCHEIDUNG .....	39
TABELLE 3.1-1: EINROLLBARE PROFILQUERSCHNITTE.....	41
TABELLE 3.1-2: NUTZWERTANALYSE - FLÄCHENTRÄGHEITSMOMENT .....	42
TABELLE 3.2-1: WERKSTOFFKENNWERTE.....	44
TABELLE 3.3-1: VERGLEICH DER ERGEBNISSE FÜR DIE DURCHBIEGUNG UND BIEGESPANNUNG .....	49
TABELLE 3.4-1: MESSREIHE, AUSFAHRLÄNGE BMI-ROLLBANDMAß .....	51
TABELLE 3.5-1: LÖSUNGSVARIANTE: LV-PB-02.....	53
TABELLE 3.6-1: GRUNDDATEN ZUR GETRIEBEAUSLEGUNG .....	55
TABELLE 4.3-1: ÜBERPRÜFUNG DER GESTELLTEN ANFORDERUNGEN .....	70
TABELLE 5.3-1: SYSTEMDATEN DES FES .....	74

### III. Abkürzungsverzeichnis

AEOLDOS	Areodynamic End Of Life DeOrbit System
AFRL	Air Force Research Laboratory
CAD	Computer Aided Design (Rechenunterstütztes Designen)
Deorbiting	Verlassen einer Erdumlaufbahn in Richtung Erde
DIN	Deutsches Institut für Normung e.V.
DLR	Deutsches Forschungszentrum für Luft- und Raumfahrt
ECHO	Passiver Kommunikationssatellit, Reflektor für Funksignale
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EN	Europa Norm
EOM	End of Mission
ESA	European Space Agency
FEM	Finite Element Methode
FES	Flächenentfaltungssystem
IADC	Inter Agency Space Debris Coordination Committee
ISO	International Organization for Standardization
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
LEO	Low Earth Orbit
LV	Lösungsvariante
MIR	„Frieden“ – ehemalige russische Raumstation
MPET	Metallisiertes Polyethylenterephthalat
MSD	Mars Society Deutschland
MSFC	Marshall Space Flight Center
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PB	Profilband
Pkw	Personenkraftwagen
QSAT-EOS	Kuyushu Satellite for Earth Observation System
Reentry	Wiedereintritt
RKA	Rossijskoje Kosmitscheskoje Agenstwo (Russisch)
TA	Teleskoparm
TRAC	Triangular Rollable and Collapsible
UTIAS	University of Toronto Institute for Aerospace Studies
Z-Faltung	Zickzackfaltung

## IV. Formelverzeichnis

Zeichen	Einheit	Beschreibung
A	[m <sup>2</sup> ]	Fläche
A <sub>Stirn</sub>	[m <sup>2</sup> ]	Stirnfläche
A <sub>Stirn, ein</sub>	[m <sup>2</sup> ]	Stirnfläche des FES im eingefahrenem Zustand, Grundfläche des FES
A <sub>Stirn, aus</sub>	[m <sup>2</sup> ]	Gesamtstirnfläche des FES im ausgefahrenem Zustand
A <sub>5/A</sub>	[1]	Bruch einschnürung
a	[m/s <sup>2</sup> ]	Beschleunigung
d <sub>1</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 1
d <sub>2</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 2
d <sub>3</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 3
d <sub>4</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 4
d <sub>5</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 5
d <sub>6</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser von Zahnrad 6
d <sub>a,n</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser eines Zahnrads
d <sub>a1</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 1
d <sub>a2</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 2
d <sub>a3</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 3
d <sub>a4</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 4
d <sub>a5</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 5
d <sub>a6</sub>	[m]	Kopfkreisdurchmesser von Zahnrad 6
d <sub>n</sub>	[m]	Teilkreisdurchmesser eines Zahnrads
E	[N/mm <sup>2</sup> ]	E-Modul, Elastizitätsmodul
e <sub>o</sub>	[m]	Abstand von oben zur neutralen Faser
e <sub>u</sub>	[m]	Abstand von unten zur neutralen Faser
F <sub>G</sub>	[N]	Gewichtskraft
g	[m/s <sup>2</sup> ]	Erdbeschleunigung
h	[m]	Höhe
i	[1]	Übersetzung eines Getriebes
i <sub>1/2</sub>	[1]	Übersetzung Zahnrad 1 und 2
i <sub>3/4</sub>	[1]	Übersetzung Zahnrad 3 und 4
i <sub>5/6</sub>	[1]	Übersetzung Zahnrad 5 und 6
i <sub>ges</sub>	[1]	Gesamtgetriebeübersetzung
I <sub>p</sub>	[m <sup>4</sup> ]	polares Flächenträgheitsmoment um die x-Achse
I <sub>y</sub>	[m <sup>4</sup> ]	Hauptflächenträgheitsmoment um die y-Achse
I <sub>z</sub>	[m <sup>4</sup> ]	Hauptflächenträgheitsmoment um die z-Achse
L	[m]	Länge der Trägerstruktur
M	[Nm]	Moment

<b>Zeichen</b>	<b>Einheit</b>	<b>Beschreibung</b>
M(x)	[Nm]	Biegemomentverlauf um die x-Achse
M <sub>b,max</sub>	[Nm]	maximales Biegemoment
m	[1]	Zahnradmodul
n	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl
n <sub>1</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 1
n <sub>2</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 2
n <sub>3</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 3
n <sub>4</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 4
n <sub>5</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 5
n <sub>6</sub>	[s <sup>-1</sup> ]	Drehzahl von Zahnrad 6
Q	[N]	Querkraft
Q(x)	[N]	Querkraftverlauf in Abhängigkeit um die x-Achse
Q <sub>max</sub>	[N]	maximale Querkraft
q <sub>o</sub>	[N/m]	Streckenlast
r	[m]	Radius
R <sub>m</sub>	[N/mm <sup>2</sup> ]	Zugfestigkeit
R <sub>p0,2</sub>	[N/mm <sup>2</sup> ]	0,2%-Dehngrenze
R <sub>e</sub>	[N/mm <sup>2</sup> ]	Fließgrenze
R <sub>eH</sub>	[N/mm <sup>2</sup> ]	obere Fließgrenze
R <sub>eL</sub>	[N/mm <sup>2</sup> ]	untere Fließgrenze
r <sub>w,m</sub>	[m]	mittlerer Wickelradius
S	[1]	Sicherheit
s	[m]	Materialdicke, Wandstärke
t	[s]	Zeit
U	[1/min]	Umdrehung pro Minute
V	[m <sup>3</sup> ]	Volumen
v	[m/s]	Geschwindigkeit
W	[m <sup>3</sup> ]	Widerstandsmoment
W <sub>y,oben</sub>	[m <sup>3</sup> ]	Widerstandsmoment um die y-Achse, oberer Abstand zur neutralen Faser
W <sub>y,unten</sub>	[m <sup>3</sup> ]	Widerstandsmoment um die y-Achse, unterer Abstand zur neutralen Faser
x <sub>s</sub>	[m]	x-Abstand zum Schwerpunkt des Profils
y <sub>s</sub>	[m]	y-Abstand zum Schwerpunkt des Profils
Z <sub>1</sub>	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 1
Z <sub>2</sub>	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 2
Z <sub>3</sub>	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 3
Z <sub>4</sub>	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 4

<b>Zeichen</b>	<b>Einheit</b>	<b>Beschreibung</b>
$z_5$	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 5
$z_6$	[1]	Zahnanzahl von Zahnrad 6
$z_n$	[1]	Zahnanzahl eines Zahnrads
$z_s$	[m]	z-Abstand zum Schwerpunkt des Profils
$\alpha$	° Grad	Winkel
$\pi$	[1]	Kreiszahl, Pi
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Dichte
$\sigma$	[N/mm <sup>2</sup> ]	Spannung, mechanische Beanspruchung
$\sigma_{\text{druck}}$	[N/mm <sup>2</sup> ]	Druckspannung, mechanische Druckbeanspruchung
$\sigma_{v,\text{druck}}$	[N/mm <sup>2</sup> ]	mechanische Vergleichsspannung nach Mises, Druckbeanspruchung
$\sigma_{v,\text{zug}}$	[N/mm <sup>2</sup> ]	mechanische Vergleichsspannung nach Mises, Zugbeanspruchung
$\sigma_{\text{zug}}$	[N/mm <sup>2</sup> ]	Zugspannung, mechanische Zugbeanspruchung
$\omega$	[s <sup>-1</sup> ]	Winkelgeschwindigkeit

## V. Kurzzusammenfassung

Hochschule: Technische Universität Berlin

Studienarbeit: Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems (FES) für TU-Kleinsatelliten

Verfasser: Cihan Ünlü

Matr.-Nr.: 308886

### Abstract

Die vorliegende Studienarbeit beschreibt einen Produktentwicklungsverlauf eines Flächenentfaltungssystems (FES) für das abgebremste Wiedereintreten von TU-Kleinsatelliten in unsere Erdatmosphäre. In einer Marktrecherche wurden relevante und bereits erfolgreich erprobte Wiedereintrittssysteme aus der Raumfahrttechnik hinsichtlich ihres Aufbaus und ihrer Funktionsweise untersucht, um ggf. Lösungsansätze für das Flächenentfaltungssystem abzuleiten. Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung und Fertigstellung eines funktionstüchtigen Demonstrationsmodells. Hierfür notwendige Voruntersuchungen werden im Rahmen eines methodischen Produktentwicklungsverlaufs dokumentiert. Entscheidend ist der Grundaufbau des Systems, welcher maßgeblich von der Auswahl einer geeigneten Halterungsstruktur für das FES abhängt. Daraufhin werden erste Entwürfe dargestellt und untersucht. Die Konzeptphase wird anschließend mit der Festlegung eines Konzepts für die Entwicklungsphase abgeschlossen. Die Entwicklungsphase beinhaltet die Problemstellungen des festgelegten Konzepts und die damit zusammenhängende Konzeptumgestaltung, dessen Ausprägungsmerkmale basierend auf die methodische Voruntersuchung neu kombiniert wurden. Hinterher werden der Entwicklungsverlauf und die Fertigstellung des endgültigen Demonstrators veranschaulicht. In einer Testphase werden auftretende Fehler bzw. unerwartete Problemstellungen im Rahmen eines Versuchs dokumentiert und untersucht. Im Schlussteil werden die Ergebnisse der Arbeit dargestellt und analysiert, um einen Ausblick für die Weiterentwicklung des Demonstrators zu einem ersten Prototyp zu erarbeiten.

# 1 Einleitung

## 1.1 Einführung in die Thematik der Weltraumverschmutzung

Seit dem ersten Satelliten Sputnik wurden ca. 6300 Tonnen [ 1 ] Material von der Erde in den Weltraum befördert. Die ehemalige russische Raumstation MIR hatte ein Endgewicht von ca. 124 Tonnen, bevor sie am 23. März 2001 in der Erdatmosphäre verglühte. Nach einem kontrollierten Wiedereintritt stürzten insgesamt 19 Tonnen unverglühtes Material gezielt in den Pazifischen Ozean. Dahingegen gilt die internationale Raumstation ISS als Schwergewicht, sie bringt knapp 450 Tonnen auf die Waage. Wenn die Entwicklung der steigenden Materialansammlungen im Weltraum durch Satelliten, Raumstationen und Raumfahrtabfällen betrachtet wird, erkennt man eine stetige Zunahme von irdischem Material im erdnahen Umfeld. Das moderne technische Zeitalter ist auf die Raumfahrt angewiesen, dem zufolge ist es wichtig, die Raumfahrt nachhaltig zu gestalten. [ 2 ]

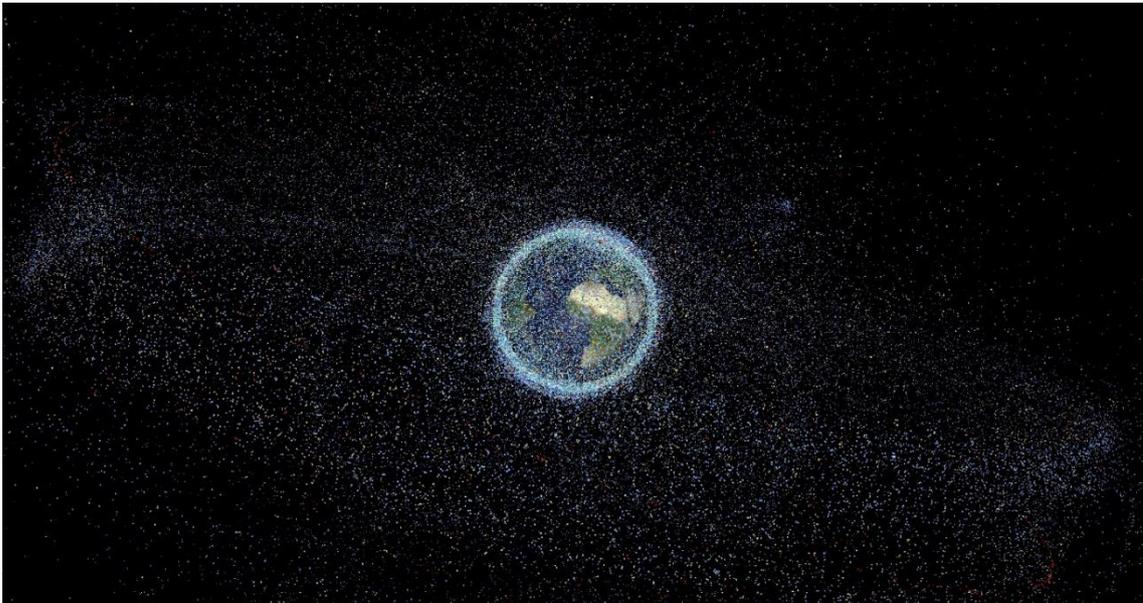


Abbildung 1.1-1: Weltraumverschmutzung [ 3 ]

Bodenstationen auf der Erde versuchen jedes Teilchen im erdnahen Weltraum zu erfassen. Dadurch soll das Kollisionsrisiko für derzeitige Missionen gesenkt werden, weil dichte Trümmeransammlungen, wie in Abb. 1.1-1 dargestellt, vermieden oder aufwändige Ausweichmanöver ausgeführt werden. Mit den weiter anwachsenden Satellitenstarts steigt in Zukunft jedoch die Gefahr einer Kollision, die zunehmend zu einer unberechenbaren Unbekannten wird. Im schlimmsten Fall entsteht durch die steigende Anzahl von Trümmerteilen eine verheerende Kettenreaktion, die Raumfahrtobjekte beschädigen oder zerstören. [ 4 ]

## **1.2 Weltraumverschmutzung**

Derzeit befinden sich nach Schätzungen von Wissenschaftlern etwa 750.000 Teile, die größer als ein Zentimeter sind in der Erdumlaufbahn. Weiterführende statistische Berechnungen schätzen die Anzahl der Teilchen, die größer sind als ein Millimeter, auf 150 Millionen. Darunter machen Teilchen, die kleiner als 1 mm sind, fast 99 % des gesamten Weltraumschrotts aus. Diese Trümmerteile sind in der Regel durch Explosionen oder Kollisionen im Weltall entstanden und stellen für derzeitige und zukünftige Raumfahrtprojekte eine sehr große Gefahr dar. Um die Gefahr eines Einschlags zu senken, umkreist die bemannte Raumstation ISS die Erde in knapp 350 km Entfernung, weil in niedrigen Orbits aufgrund der stärkeren Erdanziehungskraft ein natürlicher Reinigungsprozess stattfindet. Dennoch sind manchmal komplizierte und kostenintensive Ausweichmanöver nötig um größeren Teilchen auszuweichen. [ 5 ]

## **1.3 Satellitenkollision**

Im Weltraum kam es bereits zu Kollisionen, bei denen großer Schaden verursacht wurde. Am 10. Februar 2009 kollidierte der aktive amerikanische Satellit Iridium 33 mit dem inaktiven russischen Satelliten Cosmos 2251. Bisher wurden mehr als 1700 Trümmerteile dieser Kollision identifiziert. Bei derartigen Kollision werden Teilchen verschiedenster Größen in alle Richtungen des Weltalls geschleudert. Ein kleiner Teil davon verglüht in der Erdatmosphäre, wobei ein großer Teil, nahe der Erde im Weltall verbleibt. Je nach Masse, Geschwindigkeit und Flugrichtung können kleine Teilchen Jahre, Jahrzehnte oder mehr als ein Jahrhundert im Weltall verweilen und zukünftige Raumfahrtprojekte stören bzw. zerstören. [ 6 ]

## **1.4 Nachhaltige Raumfahrt**

Es ist nicht zu vermeiden, dass Weltraumschrott vorhanden ist bzw. entsteht. Um jedoch eine nachhaltige und sichere Raumfahrt für die Zukunft zu garantieren, gilt es die Überbleibsel der Raumfahrt auf ein erträgliches Minimum zu reduzieren. Der hierfür speziell gegründete Koordinierungsausschuss für Weltraumabfall IADC ist ein erster Schritt für die Vermeidung von Abfall im Weltraum. Das IADC wurde 1993 von führenden Weltraumorganisationen wie der ESA, JAXA, NASA und RKA gegründet. Mit ihrer Hilfe wurde eine internationale Richtlinie für das Wiedereintreten eines Satelliten in die Erdatmosphäre aus einer Höhe von 200 bis 2000 km (LEO) innerhalb von 25 Jahren nach Missionsende (EOM) eingeführt. [ 7 ]

## 1.5 Restatmosphärische Reibkräfte

Die Erdatmosphäre erstreckt sich bis zu einem Radius von 1600 km. Wenn auch nur sehr gering, existiert um die Erdatmosphäre eine Restatmosphäre, die bremsend auf Satelliten wirkt und somit den Wiedereintritt fördert. Diese Restatmosphäre setzt sich aus einigen wenigen Gasen zusammen, wie z.B. Argon, Sauerstoff, Ozon und Wasserstoff, die wiederum als einzelne Moleküle mit teilweise kilometerlangen Abständen zueinander durch das Weltall fliegen. Darauf beruht die Idee, ein System zu entwickeln, welches durch eine möglichst große Stirnfläche, einen hohen Widerstand entgegen der Flugrichtung des Satelliten herbeiführt. Das zu entwickelnde Flächenentfaltungssystem ist vergleichbar mit einem Fallschirm, der im Weltall funktioniert.

## **2 Voruntersuchung und Konzeptphase**

Für die Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems ist an erster Stelle eine Marktanalyse erforderlich, um bereits existierende Produkte zu analysieren und die gewonnenen Erkenntnisse in die Konzeptphase mit einzubeziehen. Diese Zeitpunkt Betrachtung umfasst insbesondere Technologien, die für die Raumfahrt entwickelt wurden, um innovative Anregungen während der Produktentwicklung zu erschaffen. Allerdings werden für die vorliegende Arbeit ausschließlich erfolgreich abgeschlossene Entwicklungen in Betracht gezogen, angesichts der unzähligen Studien in der Raumfahrt.

### **2.1 Produktentwicklung**

Ziel dieser Produktentwicklung ist die Fertigstellung eines Demonstrators, welcher sich technisch von den auf dem Markt vorhandenen Erzeugnissen unterscheidet. Ein Marktpotenzial ist durch den Umstand des immer weiter anwachsenden Abfalls im Weltraum gegeben. Die Thematik des Weltraumschrotts rückt bei den Raumfahrtunternehmen immer mehr in den Vordergrund. Aus unternehmenspsychologischer Hinsicht besteht ein begründetes Bedürfnis, das Risiko eines Missionsabbruchs durch Kollisionen für milliardenschwere Raumfahrtmissionen gering zu halten. Hinsichtlich dieser Produktentwicklung ist diese Innovationslücke nicht nur aktuell, sondern auch zukunftsweisend, um sogar einen Technologievorsprung gegenüber anderen Herstellern in Bezug auf die Wettbewerbsfähigkeit einzunehmen. [ 8 ]

### **2.2 Marktrecherche**

Eine Übersicht von Systemen zur Flächenentfaltung wird in Tabelle 2.2-1 und 2.2-2 dargestellt. Diese Untersuchung basiert auf einer bereits erbrachten Technologierecherche an der BLUE SKY SOLUTIONS GmbH, welches im Rahmen eines Praktikumsberichts [Anhang CD] erstellt wurde. Die Verwendung des Berichts beschränkt sich dabei ausschließlich auf die Produktbezeichnungen von erfolgreich entwickelten Raumfahrtsystemen. Die Spezifikationen zu den entsprechenden Systemen wurden durch weitere Recherchen ermittelt.

## Übersicht vorhandener Systeme zur Stirnflächenerzeugung

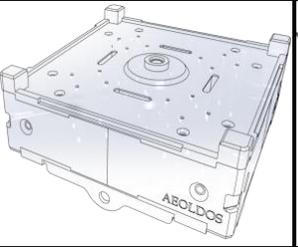
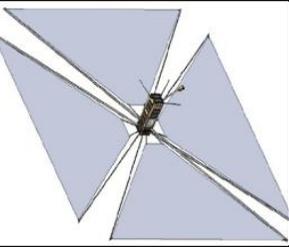
Übersicht der Marktrecherche I					
System	Gossamer [ 9 ]	Mini-Archimedes [ 10 ]	CubeSail [ 11 ]	AEOLDOS [ 12 ]	CanX-7 [ 13 ]
Abbildung					
Hersteller	DLR, ESA	MSD	Surrey Space Center	University of Glasgow	UTIAS - SFL
Sitz des Herstellers	Deutschland, EU	Deutschland	Großbritannien	Großbritannien	Kanada
Anwendung	Sonnensegel	Deorbiting	Sonnensegel	Sonnensegel	Deorbiting
Dimension	2D	3D	2D	2D	2D
Abmessungen [cm]	45x45x50	n/a	10x10x30	10x10x4	10x10x34
Stirnfläche [m <sup>2</sup> ]	25	12,57	25	3	4
Masse [kg]	20	7,5	3	0,372	4
Faltungsstruktur	Profilband	- / -	Profilband	Profilband	Profilband
Anzahl der Träger	4	- / -	4	4	8
Antrieb	Federsystem	Aufblassystem	DC Motor	Federsystem	Federsystem

Tabelle 2.2-1: Übersicht, Marktrecherche Teil I

Fortführung: Übersicht vorhandener Systeme zur Stirnflächenerzeugung

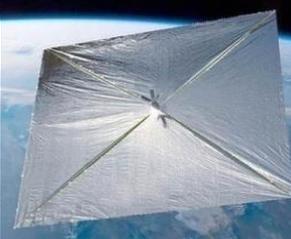
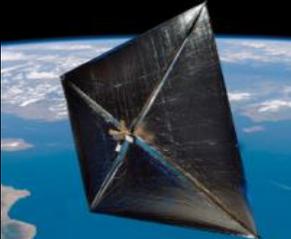
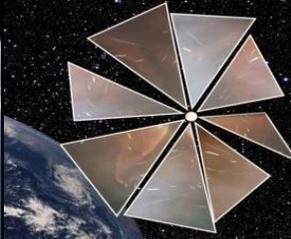
Übersicht der Marktrecherche II					
System	LightSail [ 14 ]	NanoSail-D [ 15 ]	Cosmos-1 [ 16 ]	DOM [ 17 ]	QSAT-EOS [ 18 ]
Abbildung					
Hersteller	The Planetary Society	NASA, MSFC, AFRL	The Planetary Society	JAXA	Kyushu University
Sitz des Herstellers	USA	USA	USA, Russland	Japan	Japan
Anwendung	Sonnensegel	Sonnensegel	Sonnensegel	Deorbiting	Deorbiting
Dimension	2D	2D	2D	2D	2D
Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	10x10x30	10x10x34	n/a	10x10x20	50x50x50
Stirnfläche [m <sup>2</sup> ]	32	10	600	0,25	1,05
Masse [kg]	5	4,2	40	2,66	n/a
Faltungsstruktur	Profilband	Profilband	- / -	Profilband	Teleskoparm
Anzahl der Träger	4	4	- / -	4	1
Antrieb	DC Motor	Federsystem	Aufblasssystem	n/a	DC Motor

Tabelle 2.2-2: Übersicht, Marktrecherche Teil II

## 2.3 Klassifikation antriebsloser Wiedereintrittssysteme

Für die Entwicklung eines Wiedereintrittssystems kann es vom Vorteil sein, wenn der Wiedereintritt ohne einen zusätzlichen Antrieb erfolgt. Am Ende eines Lebenszyklus könnte der Satellit durch das eigene Antriebssystem zum Verglühen in dichtere Atmosphärenschichten manövriert werden. Allerdings setzt dies einen vorhandenen Antrieb und genügend Resttreibstoff voraus, um die nötige Energie zum Wiedereintreten zu besitzen. Bei einem antriebslosen Wiedereintritt kann der Treibstoff bis zuletzt für Manöver, wie dem Ausweichen von Trümmerteilen, genutzt werden und damit längere Lebensdauern für Satelliten erzielt werden. Diese Funktionstrennung fördert nach erfolgreicher Entwicklung ein sicheres Wiedereintreten, weil die Gefahr einer Explosion eines gefüllten Treibstofftanks besteht, welche wiederum eine Zunahme der Trümmerteile im Weltall zur Folge hätte. [ 19 ]

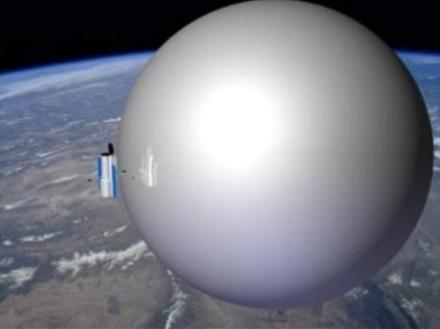
Wiedereintrittssysteme		
Entfaltungsstruktur	Ballonstruktur [ 20 ]	Faltstruktur [ 21 ]
Abbildung		
Beschreibung	Stirnflächenerzeugung mit 3D-Struktur verursacht durch restatmosphärische Reibkräfte eine Bremswirkung	Stirnflächenerzeugung mit 2D-Struktur verursacht durch restatmosphärische Reibkräfte eine Bremswirkung

Tabelle 2.3-1: Wiedereintrittssysteme

In Tab. 2.3-1 sind zwei Beispiele für das antriebslose Wiedereintreten dargestellt. Neben den stirnflächenerzeugenden Wiedereintrittssystemen gibt es zwei weitere Studien bzgl. eines passiven Antriebs, das magnetische und das gravitative Wiedereintreten. Bei dem magnetischen Antrieb wird das Erdmagnetfeld ausgenutzt, während der gravitative Antrieb mit Hilfe eines Gegengewichts verlangsamen soll. Da es sich hierbei nicht um erfolgreich getestete Systeme handelt, wird im weiteren Verlauf dieser Arbeit nicht näher auf diese eingegangen. An dieser Stelle ist es zu empfehlen den weiteren Verlauf dieser Studien zu beobachten.

## 2.4 Lösungsansätze für die Entfaltung einer Stirnfläche

Prinzipiell kann eine Stirnfläche durch zwei grundlegende Bauweisen entstehen, durch einen Volumenkörper oder durch einen Flächenkörper. In Tabelle 2.4-1 werden vorhandene Grundkonzepte aus bereits existierenden Entfaltungs- bzw. Satellitensystemen veranschaulicht.

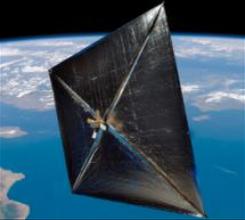
Lösungsansätze				
Dimension	Volumenkörper 3D		Flächenkörper 2D	
System	Echo II [ 22 ]	Mini-Archimedes [ 23 ]	QSAT - EOS [ 24 ]	Nano Sail - D [ 25 ]
Abbildung				
Anwendung	Kommunikation	Deorbiting	Deorbiting	Sonnensegel
Mechanismus	Ballon aufblasend	Ballon aufblasend	Teleskoparm ausfahrend	Profilband selbstfaltend
Antrieb	Aufblasssystem	Aufblasssystem	DC Motor	DC Motor und Federsystem
Stirnfläche	5281 m <sup>2</sup>	12,57 m <sup>2</sup>	1,05 m <sup>2</sup>	10 m <sup>2</sup>
Folie	Mylar	Upilex 25 RN	Polymid	CP-1

Tabelle 2.4-1: Lösungsansätze

Der Ballonsatellit Echo I hatte einen Durchmesser von 30,5 m und wurde für die Erprobung einer kabellosen Kommunikation über weite Strecken erfolgreich entwickelt. Er startete am 12.08.1960 und wurde auf eine Erdumlaufbahn von 1600 km gebracht. Aufgrund von Mikrometeoriten wurde jedoch die Membran beschädigt worauf die Kugelform verloren ging, sodass die funkwellenreflektierende Oberfläche nur noch bedingt nutzbar war. Aufgrund seiner großen Stirnfläche von ca. 2922 m<sup>2</sup> und seiner geringen Masse von 67 kg senkte er sich relativ schnell ab und verglühte am 24.05.1968 in der Erdatmosphäre. Sein Nachfolger ECHO II mit einem Durchmesser von 41 m war in einer Erdumlaufbahn von 1200 km denselben Bedingungen ausgesetzt und verblieb mit einer Stirnfläche von 5281 m<sup>2</sup> ca. 3 Jahre weniger im Weltall, seine Lebensdauer betrug insgesamt 5,5 Jahre. Die Ballonsatelliten Echo I und Echo II sind trotz der Problematik mit der Dichtigkeit praktische Nachweise, dass das beschleunigte Wiedereintreten mithilfe einer großen Stirnfläche funktioniert. Allerdings zeigt auch, dass ein Aufblasssystem mit Dichtigkeitsproblemen verbunden ist und somit kein Bestehenbleiben der Stirnfläche bis zum Wiedereintritt garantiert ist. [ 26 ]

## 2.5 Anforderungsliste

Durch die Vorgaben aus der Aufgabenstellung und der Richtlinie des IADC werden Randbedingungen in Form einer Anforderungsliste formuliert. Für die Erstellung der Anforderungsliste, werden die Ergebnisse aus der Marktrecherche und aus den vorherigen Kapitel mit einbezogen. Die nachstehende Anforderungsliste ist in Tab. 2.5-1 für die Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems als Demonstrationsmodell erstellt worden. Die Anforderungen an das Modell beziehen die Umgebungsbedingungen am Erdboden sowie im Weltraum mit ein. Diese Kombinationsbetrachtung soll im Vorfeld dem eigentlichen Einsatz des Endprodukts im Weltraum dienen. Die Erstellung der Anforderungsliste wurde in Anlehnung an das Buch - Pahl/Beitz Konstruktionslehre - [ 27 ] und mit Hilfe des Buches - Einführung in das Methodische Konstruieren - [ 28 ] durchgeführt.

Anforderungsliste		
Nr.	Anforderung	Quelle
<b>1</b>	<b>Kinematik</b>	
1.1	Das FES muss eine zweidimensionale Stirnfläche erzeugen können.	Aufgabenstellung
1.2	Die Stirnfläche muss größer sein als die maximale Stirnfläche des Satelliten.	Aufgabenstellung
1.3	Das FES muss mindestens eine Stirnfläche von 2 m <sup>2</sup> erzeugen können.	Aufgabenstellung
1.4	Der Antrieb für das FES kann elektrisch oder mechanisch erfolgen.	Aufgabenstellung
1.5	Der Auslöser für das FES soll elektrisch oder mechanisch erfolgen.	Aufgabenstellung
<b>2</b>	<b>Kräfte</b>	
2.1	Das FES muss bei den Bedingungen am Erdboden funktionieren.	Demonstration
2.2	Die erzeugte Stirnfläche muss starr aufgespannt sein.	Aufgabenstellung
<b>3</b>	<b>Geometrie</b>	
3.1	Die quadratische Grundfläche des FES soll eine Kantenlänge von 20 cm nicht überschreiten.	S-Net Geometrie
3.2	Die Höhe des FES soll 5 cm nicht überschreiten.	S-Net Geometrie
<b>4</b>	<b>Umgebung</b>	
4.1	Das FES muss hinsichtlich seiner erzeugten Stirnfläche das Wiedereintreten aus dem LEO innerhalb von 25 Jahren gewährleisten.	IADC - Richtlinie
4.2	Das FES muss für die Demonstration bei Erdbodenbedingungen funktionieren.	Demonstration
4.3	Die Stirnfläche des FES soll sich nach einmaliger Beschädigung durch ein Teilchen nicht weiter reduzieren.	Aufgabenstellung
<b>5</b>	<b>Qualitätsfaktoren</b>	
5.1	Die Folie des FES soll nicht reißen.	Sicherheit
5.2	Das FES muss als ein eigenständiges Modul aufgebaut sein.	Aufgabenstellung
5.3	Die Auslösung muss redundant erfolgen.	Sicherheit
5.4	Das FES muss formschlüssig mit dem Satellitengehäuse verbunden werden.	Aufgabenstellung
5.5	Das FES muss für diverse TU-SAT-Größen adaptierbar sein.	Aufgabenstellung
<b>6</b>	<b>Test</b>	
6.1	Für das FES muss ein Testaufbau entwickelt werden.	Aufgabenstellung
6.2	Die Zeitspanne zwischen Auslösung und Entfaltung muss ermittelt werden.	Aufgabenstellung
6.3	Das FES darf zur Demonstration in Teilsegmente unterteilt werden.	Demonstration
6.4	Die Umgebungsbedingung am Erdboden soll das Entfalten nicht unterstützen.	Aufgabenstellung

Tabelle 2.5-1: Anforderungsliste

## 2.6 Methodische Lösungssuche

Aufgrund der Lösungsvielfalt für die Erstellung eines Demonstrationsmodells für ein FES mit wenig eingrenzenden Randbedingungen, ist an dieser Stelle ein Brainstorming mit relevanten Ausprägungsmerkmalen zur Erzeugung eines Ideenflusses angebracht. Die folgende morphologische Betrachtung zeigt eine Sammlung verschiedener Lösungen in Form von Ausprägungsmerkmalen. Bei der Betrachtung wird das zu entwickelnde Flächenentfaltungssystem in Nutzstruktur, Entfaltungsstruktur, Satellit und Halterungsstruktur kategorisiert. Die in der Tab. 2.6-1 gesammelten Funktionseigenschaften sollen das gesamte Spektrum der Ideensammlung mit Hilfe eines morphologischen Kastens überschaubar darstellen. Anschließend werden die gesammelten Funktionen mit der Anforderungsliste abgeglichen und davon abweichende Funktionsvorschläge in der Tab. 2.6-2 eliminiert. Gleichzeitig werden Funktionen bzw. Funktionskombinationen aufgrund von Unverträglichkeit einzelner Elemente miteinander verglichen und ausgeschlossen. Die reduzierte Variante des morphologischen Kastens wird in Tab. 2.6-3 dargestellt. In der Tab. 2.6-4 werden die einzelnen Eliminationsschritte erläutert. In Anlehnung an das Buch - Einführung in das Methodische Konstruieren - [ 29 ] wurde die folgende methodische Lösungssuche durchgeführt.

## 2.6.1 Morphologischer Kasten

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional				dreidimensional			
N2		Spannwerkstoff	Kapton	MPET	Mylar	Polyamid	Polyester			
N3		Faltmechanismus	2-Z-Faltung	1-Z-Faltung	Zylinderfaltung	aufgerollt	angepasst	Ballonfaltung	Dreiecksfaltung	
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10	10 - 20	20 - 30	30 - 40	40 - 50		
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5	5 - 10	10 - 15	15 - 20			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	< 1000	1000 - 2000	2000 - 3000	3000 - 5000	angepasst			
N7		Packungsschema	zusammen verstaut				einzeln verstaut			
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug	Solarzelle	Netzspannung	Batterie				
E2		Energiespeicher	Feder	Bimetall	Druckgefäß	Akku	kein Speicher			
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor		Aufblassystem		Federsystem			
E4		Getriebe	Zahnrad	Ketten	Rollen	kein Getriebe	Schnecken			
E5		Sicherung/Auslöser	per Hand	Pin (elektr.)	Pin (explosiv)	Draht (burn cut)	Sicherungsbügel			
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend	abwickelnd	teleskopartig	aufblasend	ausklappend			
E7		Art der Teilstruktur	Quadrat	Rechteck	Dreieck	Kreis	Ballon	Zylinder		
S1	Satellit	TU-Satelliten	BEESAT	TUBIN	S-NET	Techno SAT				
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	10 x 10 x 10	300 x 450 x 450	240 x 240 x 240	300 x 450 x 450				
S3		Masse [kg]	1	15	8	15				
H1	Halterungsstruktur	Halterungsstruktur	ausfahrend		aufblasend		abrollend		aufklappend	
H2		Anzahl Teilstruktur	3	4	5	6	8	9	10	>10
H3		Querschnittsform	C-förmig	O-förmig	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	Y-förmig	◇-förmig
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium	Stahl (unlegiert)	Stahl (legiert)	Edelstahl		

Tabelle 2.6-1: Morphologischer Kasten, Brainstorming

## 2.6.2 Morphologischer Kasten: Elimination

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional				dreidimensional			
N2		Spannwerkstoff	Kapton	Mylar	MPET	Polyamid	Polyester			
N3		Faltmechanismus	2-Z-Faltung	1-Z-Faltung	Zylinderfaltung	angepasst	Ballonfaltung	Dreiecksfaltung		
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10	10 - 20	20 - 30	30 - 40	40 - 50		
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5	5 - 10	10 - 15	15 - 20			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	< 1000	1000 - 2000	2000 - 3000	3000 - 5000	angepasst			
N7		Packungsschema	zusammen verstaut				einzeln verstaut			
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug	Solarzelle	Netzspannung	Batterie				
E2		Energiespeicher	Feder	Bimetall	Druckgefäß	Akkumulator	kein Speicher			
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor		Aufblassystem		Federsystem			
E4		Getriebe	Zahnrad	Ketten	Rollen	kein Getriebe	Schnecken	Magnet		
E5		Sicherung/Auslöser	per Hand	Pin (elektr.)	Pin (explosiv)	Draht (burn cut)	Sicherungsbügel			
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend	abwickelnd	teleskopartig	aufblasend	ausklappend			
E7		Art der Teilstruktur	Quadrat	Rechteck	Dreieck	Kreis	Ballon	Zylinder		
S1	Satellit	TU-Satelliten	BEESAT		TUBIN		S-NET		Techno SAT	
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	10 x 10 x 10		300 x 450 x 450		240 x 240 x 240		300 x 450 x 450	
S3		Masse [kg]	1		15		8		15	
H1	Halteungsstruktur	Halteungsstruktur	ausfahrend		aufblasend		abrollend		aufklappend	
H2		Anzahl Teilstruktur	3	4	5	6	8	9	10	>10
H3		Querschnittsform	C-förmig	O-förmig	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	Y-förmig	◇-förmig
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium	Stahl (unlegiert)	Stahl (legiert)	Edelstahl		

Tabelle 2.6-2: Morphologischer Kasten, Elimination

### 2.6.3 Morphologischer Kasten: Reduktion

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional							
N2		Spannwerkstoff	MPET							
N3		Faltmechanismus	angepasst							
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10			10 - 20			
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5			5 - 10			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	angepasst							
N7		Packungsschema	zusammen verstaut			einzeln verstaut				
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug		Netzspannung		Batterie			
E2		Energiespeicher	Feder		kein Speicher		Akkumulator			
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor			Federsystem				
E4		Getriebe	Zahnrad	Ketten		kein Getriebe		Schnecken		
E5		Sicherung/Auslöser	per Hand	Pin (elektr.)		Draht (burn cut)		Sicherungsbügel		
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend		abwickelnd		teleskopartig			
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck							
S1	Satellit	TU-Satelliten	S-NET							
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	240 x 240 x 240							
S3		Masse [kg]	8							
H1	Halterungsstruktur	Halterungsstruktur	ausfahrend			abrollend				
H2		Anzahl Teilstruktur	4							
H3		Querschnittsform	C-förmig	O-förmig	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	Y-förmig	◇-förmig
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium	Stahl (unlegiert)	Stahl (legiert)	Edelstahl		

Tabelle 2.6-3: Morphologischer Kasten, Reduktion

## 2.6.4 Übersicht der Eliminationsbegründung

Begründung ausgeschlossener Ausprägungsmerkmale I				
Nr.	Kat.	Funktion	Merkmal	Begründung
N1	Nutzstruktur	Dimension	dreidimensional	⇒ widerspricht der Anforderung 1.1
N2		Spannwerkstoff	Kapton, Mylar, Polyamid, Polyester	⇒ Ausschlussverfahren; MPET-Folie ist für geringe Kosten erhältlich ⇒ hohe Herstellungskosten und schwierige Beschaffung
N3		Faltmechanismus	Ballonfaltung, Zylinderfaltung, 2-Z-Faltung, 1-Z-Faltung, Dreiecksfaltung	⇒ Ballonfaltung: widerspricht der Anforderung 1.1 ⇒ Zylinderfaltung: widerspricht der Anforderung 1.1 ⇒ der Faltmechanismus ist für die Konzepterstellung irrelevant ⇒ in Bezug auf die Auswahl N6 Packungsvolumen wird der Faltmechanismus angepasst
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	20-30, 30-40, 40-50	⇒ mögliche Stabilitätsprobleme der Trägerstruktur am Erdboden ⇒ fehlende Raumgröße für die Testphase
N5		Gesamtmasse [kg]	10-15, 15-20	⇒ Formale Anforderung an das Demonstrationsmodell um von hohen Massen aufgrund der hohen Transportkosten für die Nutzlast abzusehen
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	0 – 5000	⇒ geringer Volumenbedarf des Folienmaterials im Verhältnis zum Gesamtvolumen des Systems ⇒ das Packungsvolumen wird angepasst um ein Konstruktionsfreiraum zu gewährleisten
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Solarzelle	⇒ sehr umständlich, ungeeignet für ein Demonstrationsmodell und die Testphase
E2		Energiespeicher	Bimetall, Druckgefäß	⇒ Druckgefäß: Unverträglichkeit mit E3 Aufblssystem (lt. Anforderung 1.4 und 4.3) ⇒ Bimetall: Anfälligkeit für die nachfolgende Anwendung im Weltall aufgrund starker Temperaturwechsel
E3		Entfaltungsantrieb	Aufblssystem	⇒ widerspricht der Anforderung 1.4 und 4.3 ⇒ Dichtigkeitsproblem für die Anwendung im Weltall (Vakuum)
E4		Getriebe	Magnet, Rollen	⇒ geringer Nutzungsgrad daher höhere Gewichtserwartung

Tabelle 2.6-4: Begründung ausgeschlossener Ausprägungsmerkmale Teil I

**Fortführung: Übersicht der Eliminationsbegründung**

<b>Begründung ausgeschlossener Ausprägungsmerkmale II</b>				
<b>Nr.</b>	<b>Kat.</b>	<b>Funktion</b>	<b>Merkmal</b>	<b>Begründung</b>
E5	Entfaltungsstruktur	Sicherung bzw. Auslöser	Pin (explosiv)	⇒ widerspricht der Anforderung 1.5 ⇒ keine Hitzeabschirmung bzgl. der Wärmeentwicklung notwendig
E6		Entfaltungsmechanismus	aufblasend, ausklappend	⇒ aufblasend; widerspricht der Anforderung 1.1 ⇒ ausklappend; aufgrund der geringen Baugröße des FES können lediglich geringe Flächen resultieren
E7		Art der Flächenteilstruktur	Quadrat, Rechteck, Kreis, Ballon, Zylinder	⇒ Unverträglichkeit mit der Auswahl H2 Anzahl der Teilstruktur ⇒ Ballon: widerspricht der Anforderung 1.1 und 4.3 ⇒ Zylinder: widerspricht der Anforderung 1.1 ⇒ Ausschlussverfahren; mit 4 Teilstrukturen lassen sich lediglich Dreiecke als Teilstrukturen aufspannen
S1	Satellit	TU-Satellit	BEESAT, TUBIN, TechnoSat	⇒ gemäß Anforderung 5.5 ⇒ optimierte Auswahl für das Funktionsverständnis des Demonstrators bei mittlerer Baugröße um ggf. eine Adaptierbarkeit zu kleineren bzw. größeren TU-SAT-Modellen zu gewährleisten
H1	Haltestruktur	Haltestruktur	aufblasend, ausklappend	⇒ aufblasend: widerspricht der Anforderung 1.1 und 4.3 ⇒ ausklappend begrenzte Stirnflächenentwicklung durch die Vorgabe des geringen Bau-raums
H2		Anzahl der Teilstruktur	1, 2, 3, 5, 6, 8, 9, 10, >10	⇒ 3: verringerte Ausfallsicherheit ⇒ 5 - 10: erhöht die Ausfallsicherheit gleichzeitig aber auch die Gesamtmasse ⇒ 4 Teilstrukturen; optimierte Auswahl zwischen Sicherheit und Massenzunahme

Tabelle 2.6-5: Begründung ausgeschlossener Ausprägungsmerkmale Teil II

## 2.7 Halterungsstruktur

Im Folgenden werden für die Konzipierung eines zweidimensionalen Flächenentfaltungssystems mit vier Teilstrukturen Lösungsvorschläge erarbeitet. Die Aufgabe besteht zunächst darin, in den vorgegebenen Bauraum von 20 cm x 20 cm x 5 cm, vier Halterungsstrukturen zu integrieren. Die Teilstrukturen müssen laut Anforderung 1.3 mindestens eine Länge von 1 m besitzen, um die geforderte Stirnfläche von 2 m<sup>2</sup> aufspannen zu können, wie folgende Berechnung veranschaulichen soll.

**Trägerlänge der Halterungsstruktur:**

$$A_{stirn} = 2 \cdot l_{tr\ddot{a}ger}^2 \quad (1)$$

$$\Leftrightarrow l_{tr\ddot{a}ger} = \sqrt{\frac{A_{stirn}}{2}} = \sqrt{\frac{2 \text{ m}^2}{2}} = 1 \text{ m} \quad (2)$$

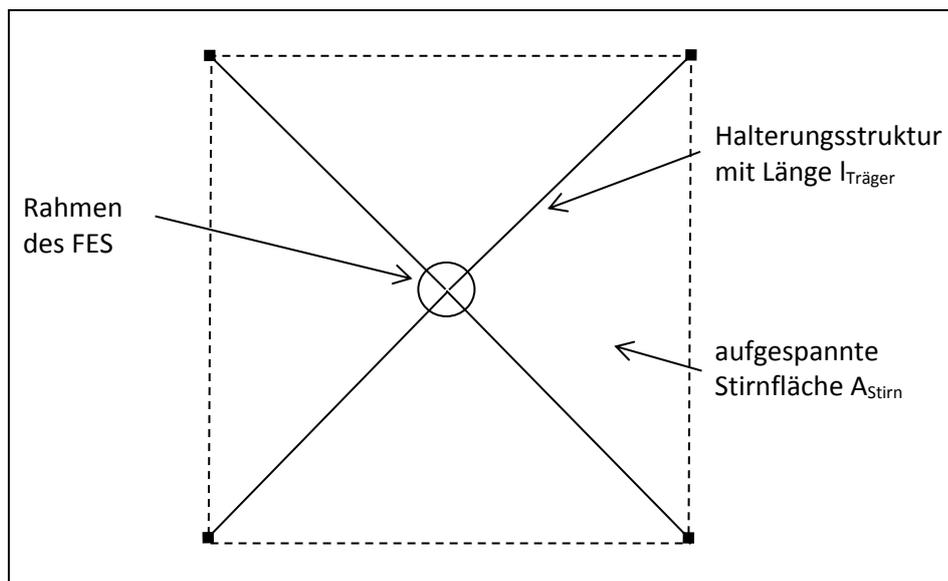


Abbildung 2.7-1: Prinzipieller Aufbau der Halterungsstruktur

Die Alltagsgegenstände der nachstehenden Abbildungen in Tabelle 2.7-1 sollen als Grundlage für die Konzepterstellung dienen. Für die Entwicklung einer entfaltbaren Trägerstruktur werden Methoden aus der in Kapitel 2.2 durchgeführten Marktrecherche herangezogen, um gemeinsam mit den Grundbeispielen geeignete Lösungsvorschläge zu erarbeiten.

Grundbeispiele für entfaltbare Trägerstrukturen			
Trägerstruktur	Scherenarm	Profilband	Teleskoparm
<b>Abbildung</b>			
	Abb. 2.7-2: Scherenarm [ 30 ]	Abb. 2.7-3: Rollmaßband [ 31 ]	Abb. 2.7-4: Teleskoparm [ 32 ]
<b>Beschreibung</b>	Glieder sind über Gelenke miteinander verbunden	ein aufgewickeltes Metallband ist drehbar gelagert	Teleskopsegmente schieben sich in- bzw. auseinander
<b>Anwendung</b>	wird beispielsweise für das Entfalten von Solarpanelen verwendet	dieses Grundprinzip wurde bei 8 von 10 Systemen aus der Marktrecherche 2.2 angewandt	eine elektrisch ausfahrende Teleskopstange wurde bei QSAT-EOS realisiert, siehe Tabelle 2.2-2
<b>Tauglichkeit</b>	aufgrund der Masse und des Volumenbedarfs keine Anwendungsmöglichkeit	durch die kompakte Bauart und der geringen Masse ist dieses Prinzip der Entfaltung sehr gut geeignet	eine robuste und einfache Bauweise allerdings nicht kompakt aufgrund der Länge

Tabelle 2.7-1: Grundbeispiele für entfaltbare Trägerstrukturen

### 2.7.1 Scherenarm

Für die Umsetzung einer sich entfaltenden Trägerstruktur ist der Scherenarm, wie in Abb. 2.7-5 veranschaulicht, eine Möglichkeit. Die einzelnen Scherhebel sind an ihren End- und Mittelpunkten über Gelenke miteinander verbunden. Durch eine Scherbewegung der einzelnen Glieder kann sich das Scherensystem wie eine Ziehharmonika zusammen- bzw. auseinanderfalten. Während des Ausfahrens klappen die einzelnen Scheren zusammen und die Höhe des Scherenarms verringert sich, bis die maximale Ausfahrlänge erreicht wird. Beim Einfahren falten sich die einzelnen Glieder zusammen, dabei nimmt die Höhe zu und der Scherenarm erreicht seine gestauchte Ausgangslage, wie in Abb. 2.7-6 dargestellt.

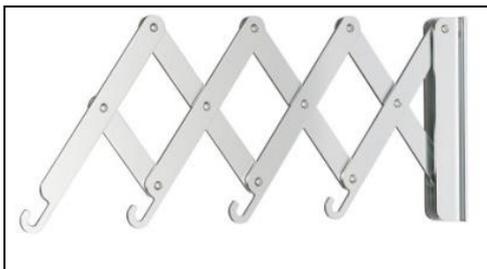


Abbildung 2.7-5: Scherenarm ausgefahren [ 33 ]

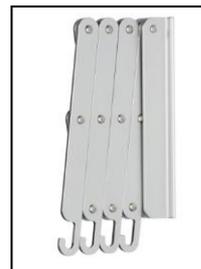


Abbildung 2.7-6: Scherenarm gestaucht [ 34 ]

### Vorteil

- ⇒ sehr robust
- ⇒ hohe Tragfähigkeit

### Nachteil

- ⇒ hohe Masse und großer Volumenbedarf
- ⇒ begrenzte Gliederanzahl

Der Scherenarm ist hinsichtlich seiner Bauart sehr massiv. Für große Längen wird das Scherensystem aufgrund der zunehmenden Glieder- und Gelenkzahl zu schwer, daher ist der Scherenarm als entfaltbare Trägerstruktur nicht geeignet für die Halterungsstruktur.

## 2.7.2 Profilband

Wie bereits erwähnt wurde der Funktionsmechanismus eines Rollbandmaßes für die Entfaltung diverser faltstrukturen verwendet. Im Wesentlichen besteht der Mechanismus aus einer Metallbandwicklung, die drehbar im Gehäuse gelagert und mit einer Drehfeder verbunden ist. Für die Entfaltungsanwendung besteht der Unterschied im Drehsinn, der muss zum Ausfahren umgekehrt werden. Zudem muss das Metallband, wie in den Abb. 2.7-7 und 2.7-8 gezeigt, in vier Glieder unterteilt und gemeinsam auf eine Spule gewickelt werden.



Abbildung 2.7-7: Cube Sail - Spule [ 35 ]



Abbildung 2.7-8: Cube Sail - CFK Träger [ 36 ]

Für die Entfaltung einer Metallbandwicklung mit vier Gliedern ergeben sich zwei grundsätzliche Ausbreitungsformen. In Abb. 2.7-9 dreht sich die vierfache Profilbandwicklung im Kreis, dabei fahren die Halterungsstrukturen linear aus. Dahingegen steht die vierfache Profilbandwicklung in Abb. 2.7-10 still und die Halterungsstruktur wickelt sich aufgrund seines Entfaltungsdranges ab.

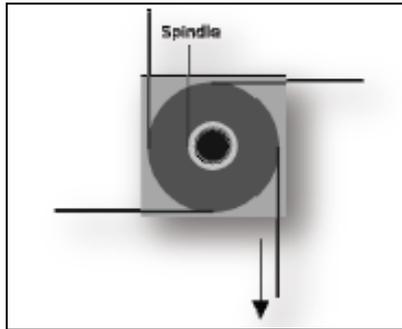


Abbildung 2.7-9: Profilband abrollend [ 37 ]

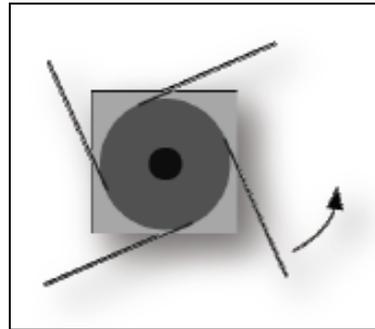


Abbildung 2.7-10: Profilband abwickelnd [ 38 ]

Der Nachteil einer abwickelnden Ausbreitungsform ist der Entfaltungsablauf. Dieser verläuft größtenteils unkontrolliert ab und die abwickelnde Bandstruktur benötigt in der Abwicklungsebene einen entsprechenden Freiraum. Zusätzlich nimmt die Trägheit mit ansteigender Abwicklung zu, sodass der Entfaltungsdrang der dünnen Profilbänder nahe der Einspannung nicht ausreicht um die Halterungsstruktur vollständig zu entfalten. Daher wird die abwickelnde Ausbreitungsform ausgeschlossen. Damit die ausfahrenden Profilbänder eine ausreichend hohe Steifigkeit besitzen, muss der Querschnitt zusätzlich angepasst werden. Um eine Selbstentfaltung garantieren zu können, muss das Profil eine hohe Vorverspannung aufweisen und einrollbar sein. Die folgenden Abbildungen zeigen Halterungsstrukturen, die aus den entsprechenden Entfaltungssystemen der Marktrecherche in Kapitel 2.2 entnommen wurden.

### System: Nano Sail-D



Abbildung 2.7-11: TRAC [ 39 ]

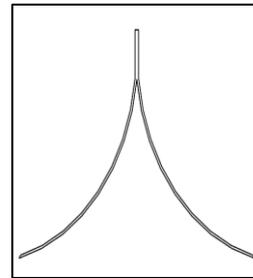


Abbildung 2.7-12: Querschnitt Y-Profil

### System: Cube Sail



Abbildung 2.7-13: CuBe-Streifen [ 40 ]

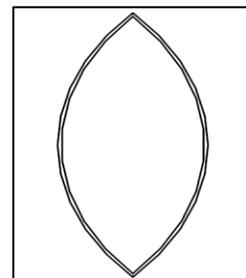


Abbildung 2.7-14: Querschnitt Doppel-C-Profil

## System: DLR-ESA Gossamer

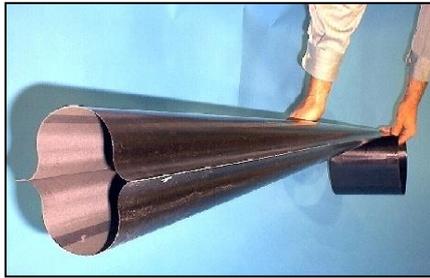


Abb. 2.7-15: CFK-Boom [ 41 ]

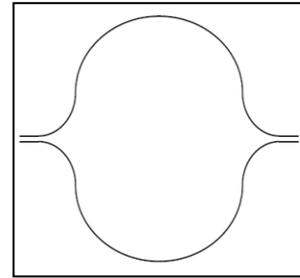


Abb. 2.7-16: Querschnitt Doppel- $\Omega$ -Profil [ 42 ]

### Vorteil

- ⇒ geringes Gewicht
- ⇒ sehr kompakt

### Nachteil

- ⇒ geringe Tragfähigkeit
- ⇒ Gefahr des Knickens bzw. des Beulens

Das Profilband eignet sich aufgrund seiner kompakten Bauweise und des geringen Gewichts sehr gut für die Anwendung als Halterungsstruktur. Damit können Trägerlängen bis zu 4 Metern realisiert werden. Das System ist beliebig anpassbar, die Größe des Subsystems hängt lediglich von der Anzahl der Wicklungen ab, die wiederum ausschlaggebend für die Größe der Stirnfläche ist.

Nach Formel (1) und (2) lässt sich die Länge der Halterungsstruktur  $l_{\text{Träger}}$  mit der Stirnfläche  $A_{\text{stirn}} = 32 \text{ m}^2$  des Light Sail - Systems aus Tab. 2.2-2 wie folgt berechnen.

### Länge der Halterungsstruktur des Light Sail - Systems:

$$l_{\text{Träger}} = \sqrt{\frac{A_{\text{stirn}}}{2}} = \sqrt{\frac{32 \text{ m}^2}{2}} = 4 \text{ m} \quad (3)$$

Daraus ergibt sich eine Länge für die Halterungsstruktur des Light Sail - Systems von 4 m.

### 2.7.3 Teleskoparm

Bekannterweise besteht eine Antenne aus Teleskopsegmenten, die sich zusammen bzw. auseinanderschieben lassen. Der Querschnitt ist in der Regel kreisförmig, es lassen sich alle geschlossenen Hohlprofile zu einem Teleskop zusammensetzen. Die japanische Organisation für Luftfahrt- und Weltraumforschung JAXA hat unter der Verwendung einer ausfahrbaren Teleskopstange das System QSAT-EOS,

aus der Marktrecherche in Kapitel 2.2, entwickelt. Es basiert auf dem nachfolgenden Produkt in Abbildung 2.7-17, welches in alten PKW-Modellen zum automatischen Ein- und Ausfahren der Radioantenne zum Einsatz kam.



Abb. 2.7-17: Radioantenne [ 43 ]

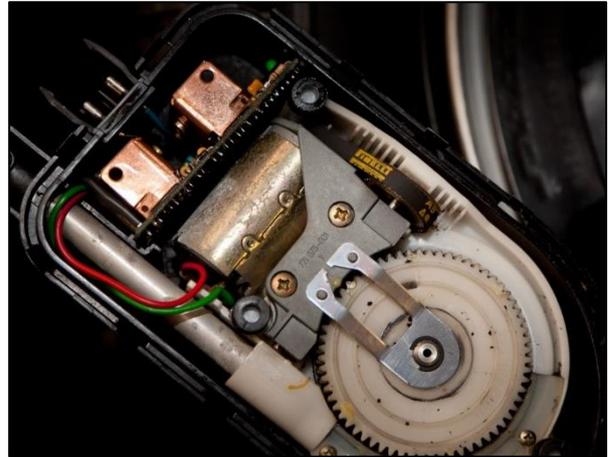


Abbildung 2.7-18: PKW-Radioantenne Mechanik [ 44 ]

In Abb. 2.7-18 ist der Ausfahrmechanismus abgebildet. Das weiße Zahnrad wird über einen Elektromotor angetrieben. Das Zahnrad dient zusätzlich als Wickeltrommel für einen biegsamen und einseitig gekerbten Plastikstab, der hier nicht dargestellt ist. Um den Ausfahrmechanismus besser zu veranschaulichen, wurde das Ausfahrssystem in CAD aufgebaut. In Abb. 2.7-19 ist eine grobe CAD-Konstruktion des Ausfahrsystems einer PKW-Radioantenne dargestellt, es zeigt einen blauen Plastikstab, der auf einer Wickeltrommel gewickelt ist und in eine Führung eingeführt wird.

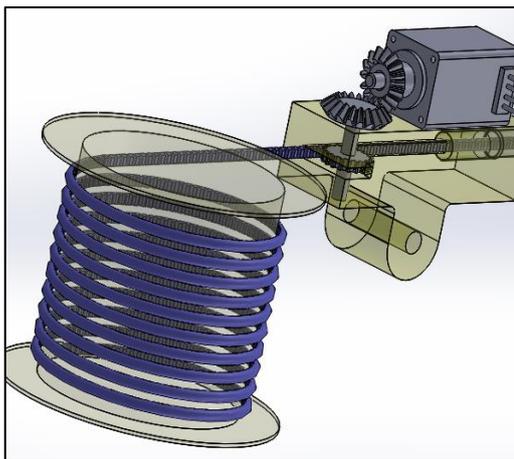


Abbildung 2.7-19: Radioantenne

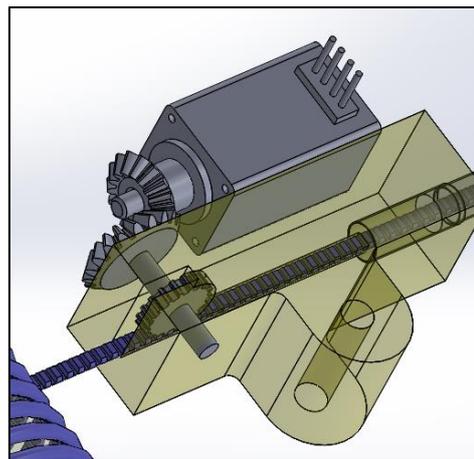


Abbildung 2.7-20: Radioantenne, Führung

Der Elektromotor treibt über ein einstufiges Kegelradgetriebe das in der transparenten Führung gelagerte Doppelzahnrad an. Das äußere Grundsegment ist mit dem Ausgang der transparent dargestellten

Führung fest verbunden, wie in Abb. 2.7-20 nachgebildet. Das zweite Zahnrad schiebt kontinuierlich den aufgewickelten und den einseitig gekerbten Plastikstab in die Teleskopantenne ein und bringt sie somit zum Ausfahren. Der gekerbte Plastikstab ist mit dem innersten Teleskopsegment formschlüssig verbunden, wie es die Abb. 2.7-21 veranschaulicht.

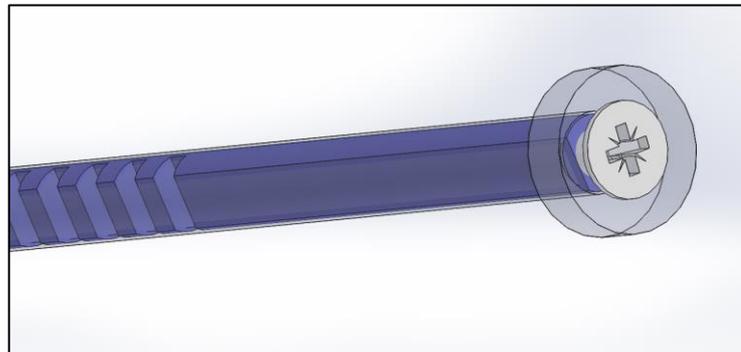


Abbildung 2.7-21: Verbindung zum Teleskoparm

**Vorteil**

- ⇒ einfache Bauweise
- ⇒ leichte Beschaffung

**Nachteil**

- ⇒ schlecht adaptierbar
- ⇒ nicht kompakt aufgrund der Länge

Der Teleskoparm ist aufgrund der einfachen Bauweise eine zuverlässig entfaltbare Trägerstruktur und eignet sich gut für den Einsatz als Träger bei großem Bauraum. Die endgültig ausgefahrene Länge hängt vor allem von der Geometrie des Grundsegmentes ab. Mit anwachsender Segmentanzahl vergrößert sich sowohl die ausfahrbare Länge als auch der Durchmesser des Grundsegmentes. Für das automatische Ausfahren ist eine schmale Geometrie notwendig, damit der biegsame Plastikstab innerhalb der Teleskopsegmente gestützt wird und nicht einknickt. Dies ist notwendig, weil der Plastikstab ansonsten durch die fehlende Abstützung der Segmentinnenwand, einknicken und intern eine Blockade herbeiführen würde.

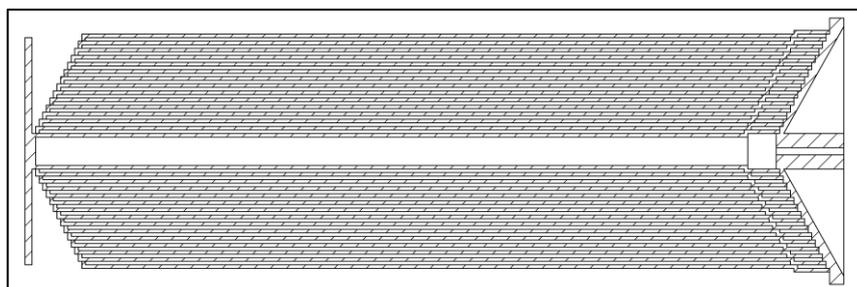


Abbildung 2.7-22: Schnittansicht, Teleskopstange gestaucht mit 15 Segmenten

Die in Abb. 2.7-22 ausgelegte Schnittansicht zeigt einen 15-gliedrigen Teleskoparm mit einer Gesamtlänge von 1,5 m im ausgefahrenem Zustand. Das äußere Grundsegment hat einen Durchmesser von 3 cm und eine Länge von 10 cm. Bei gleichbleibender Ausfahrlänge nimmt der Durchmesser des Grundsegments stark zu, wenn die Länge des gesamten und gestauchten Teleskoparms gekürzt wird, weil die Anzahl der Segmente durch die Kürzung ebenfalls größer wird. Mit weniger Segmenten könnte der Durchmesser klein gehalten werden, allerdings nimmt dadurch auch die Ausfahrlänge ab. Dementsprechend muss ein Kompromiss zwischen einem stetig anwachsenden Durchmesser und der Anzahl der Segmente gefunden werden.

## 2.8 Lösungsvarianten

Durch Aufstellung der morphologischen Pfade resultieren mehrere Lösungsvarianten. Da nicht jede Kombination von Ausprägungsmerkmalen möglich ist, sollen in der folgenden Tab. 2.8-1 die variablen und funktionsbeschreibenden Ausprägungsmerkmale hervorgehoben werden.

Variable Ausprägungsmerkmale										
Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N4	Nutzstruktur	Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5		5 - 10		10 - 20			
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3		3 - 5		5 - 10			
N7		Packungsschema	zusammen verstaut				einzeln verstaut			
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug		Netzspannung		Batterie			
E2		Energiespeicher	Feder		kein Speicher		Akkumulator			
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor				Federsystem			
E4		Getriebe	Zahnrad		Ketten		kein Getriebe		Schnecken	
E5		Sicherung/Auslöser	per Hand		Pin (elektr.)		Draht (burn cut)		Sicherungsbügel	
E6		<i>Mechanismus</i>	<i>abrollend</i>			<i>abwickelnd</i>			<i>teleskopartig</i>	
H1	Halterungsstruktur	Halterungsstruktur	ausfahrend				abrollend			
H3		Querschnittsform	X	Y	T	C	I	O	Y	◇
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium		Stahl (unlegiert)		Stahl (legiert)	Edelstahl

Tabelle 2.8-1: Variable Ausprägungsmerkmale

Resultierend ergeben sich daraus mehrere Lösungsvarianten, aufgrund der vielen Konstellationsmöglichkeiten der Ausprägungsmerkmale. Das entscheidende Merkmal ist E6, der Mechanismus der Halterungsstruktur. Auf diesem Ausprägungsmerkmal aufbauend, setzt sich das gesamte System zusammen, weil E6 den Mechanismus der Halterungsstruktur vorgibt. Daraus lassen sich diverse Lösungsvarianten ableiten. Im Anhang befinden sich die Lösungsvarianten für das Profilband [Anhang 1] und die Lösungsvarianten für den Teleskoparm [Anhang 2]. Dort werden exemplarisch zwei grundsätzlich unterschiedliche morphologische Pfade basierend auf einem abrollenden bzw. teleskopartig ausfahrenden Mechanismus dargestellt. Es werden nicht alle möglichen Kombinationen aufgezeigt.

## 2.9 Konzeptvorschläge

Resultierend aus den im Anhang aufgeführten Lösungsvarianten für das Profilband und den Teleskoparm, werden in der Tab. 2.9-1 jeweils die ersten Lösungsvarianten LV-PB-01 [Anhang 3] und LV-TA-01 [Anhang 4] einander gegenübergestellt. Diese werden anschließend mittels Nutzwertanalyse bewertet, um eine Entscheidung für ein Konzept zu treffen.

Konzeptvorschläge				
Nr.	Kat.	Funktion	Profilband: LV-PB-01	Teleskoparm: LV-TA-01
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional	zweidimensional
N2		Spannwerkstoff	MPET	MPET
N3		Faltmechanismus	angepasst	angepasst
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	< 5
N5		Gesamtmasse [kg]	5 - 10	5 - 10
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	angepasst	angepasst
N7		Packungsschema	einzel verstaute	einzel verstaute
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug	Netzspannung
E2		Energiespeicher	Feder	kein Speicher
E3		Entfaltungsantrieb	Federsystem	DC-Motor
E4		Getriebe	kein Getriebe	Zahnrad
E5		Sicherung/Auslöser	Pin (elektr.)	Pin (elektr.)
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend	teleskopartig
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck	Dreieck
S1	Satellit	TU-Satelliten	S-NET	S-NET
S2		Abmessungen [cm]	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24
S3		Masse [kg]	8	8
H1	Halterungsstruktur	Halterungsstruktur	engerollt	gestaucht
H2		Anzahl Teilstruktur	4	4
H3		Querschnittsform	Y-förmig	O-förmig
H4		Material	Edelstahl	Edelstahl

Tabelle 2.9-1: Konzeptvorschläge LV-PB-01 und LV-TA-01

Beide Lösungsvarianten LV-PB-01 und LV-TA-01 stellen eine im Vergleich zu den restlichen Lösungsvarianten massearme und kostengünstige Auswahl dar. Im Vordergrund für die Auswahl steht neben der Masse und den Produktionskosten die Einfachheit des Gesamtsystems. Beim Teleskoparm ist aufgrund des Ausfahrmechanismus ein Weglassen eines elektrischen Antriebes mit Getriebe nicht möglich. Im Gegensatz dazu kann die Profilbandtrommel ggf. mittels Drehfeder angetrieben werden, sofern sich das Profilband nicht von selbst abrollt.

## 2.10 Konzeptentscheidung

Die Konzeptentwicklung hat zwei Lösungsvorschläge erbracht, die in diesem Abschnitt direkt miteinander verglichen werden. Beide Systeme werden mit Hilfe einer Nutzwertanalyse bewertet und anschließend der Gesamtnutzwert mit Gewichtung der einzelnen Bewertungskriterien ermittelt.

Nutzwertanalyse							
Bewertungskriterium		Profilband			Teleskoparm		
		Bewertung	Gewichtung	Ergebnis	Bewertung	Gewichtung	Ergebnis
Produktion	Beschaffbarkeit	5	10%	0,5	8	10%	0,8
	Fertigbarkeit	6	10%	0,6	7	10%	0,7
	Fertigungskosten	7	10%	0,7	7	10%	0,7
Extras	Adaptierbarkeit	10	5%	0,5	2	5%	0,1
	Funktionalität	0	5%	0	10	5%	0,5
Anforderung	Geometrie	10	20%	2	6	20%	1,2
	Stirnfläche	10	20%	2	6	20%	1,2
	Systemmasse	10	20%	2	5	20%	1
<b>Gesamtbewertung</b>		58	100%	<b><u>8,3</u></b>	51	100%	<b><u>6,2</u></b>

Tabelle 2.10-1: Nutzwertanalyse, Konzeptentscheidung

Die Nutzwertanalyse erbrachte einen Gesamtnutzwert von 8,3 für einen Konzeptvorschlag mit Hilfe eines Profilbands und einen Gesamtnutzwert von 6,2 für einen Konzeptvorschlag mittels Teleskoparm. Die Analyse wurde mit einem Benotungssystem von 0 bis 10 durchgeführt, wobei 0 für „Sehr Schlecht“ und 10 für „Sehr Gut“ steht. Die Gewichtung für Vorgaben aus der Anforderungsliste wurde mit 20% angenommen, während die Bewertungskriterien bzgl. der Produktumsetzung mit 10% gewichtet wurden. Die Adaptierbarkeit und die Funktionalität sind Kriterien, die nicht explizit verlangt werden, daher

werden für diese Zusatzbetrachtungen jeweils eine Gewichtung von 5% angenommen. Die Funktionalität beschreibt in diesem Fall die Ein- und Ausfahrbarkeit der Halterungsstruktur. Die Adaptierbarkeit soll die Anpassungsfähigkeit der Halterungsstruktur darstellen, die gemäß Anforderung 5.5 aus der Tab. 2.5-1 in beliebigem Bauraum adaptierbar integriert werden kann. Das Ergebnis der Nutzwertanalyse ist bei der Auswahl des Konzeptvorschlags für das selbstversteifende Profilband ausschlaggebend und somit abgeschlossen.

### 3 Entwicklungsverlauf und Konstruktion

#### 3.1 Ermittlung eines Profils für die Halterungsstruktur

Ein Profilband mit vier ausfahrenden Teilstrukturen kann grundsätzlich mit einem oder mit vier separaten Spulen realisiert werden. Das FES kann mit einem vielgliedrigen Spulenband wesentlich kompakter gestaltet werden. Zusätzlich unterstützen sich die vorverspannten Glieder bei der Entfaltung und wirken somit entfaltungsfördernd. Dahingegen existiert im aufgewickeltem Zustand mehr Reibung zwischen den Profilbändern, was sich wiederum nachteilig auf das Ausfahren auswirkt. Zunächst soll ein einrollbares und selbstentfaltendes Profil für die Halterungsstruktur gefunden werden. Da die Auswahl der Profilgeometrie entscheidend für das Flächenträgheitsmoment ist, werden verschiedene einrollbare Profile hinsichtlich ihres Flächenträgheitsmoments untersucht.

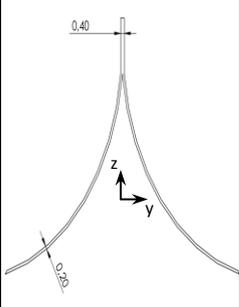
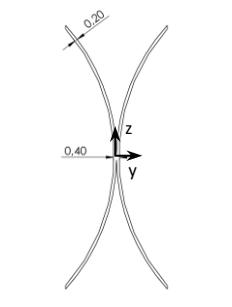
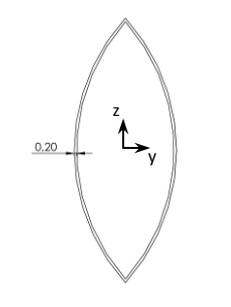
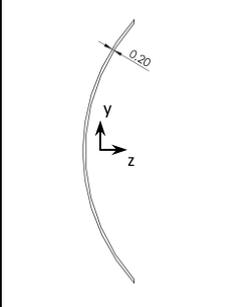
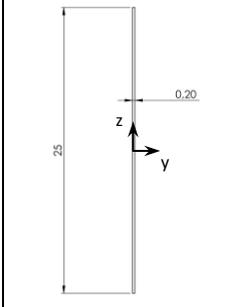
Flächenträgheitsmoment einrollbarer Profile				
Y-Profil	X-Profil	◇-Profil	C-Profil	I-Profil
				
$A = 9,53 \text{ mm}^2$ $I_z = 278,43 \text{ mm}^4$ $I_y = 299,91 \text{ mm}^4$ $I_p = 578,34 \text{ mm}^4$	$A = 9,48 \text{ mm}^2$ $I_z = 35,47 \text{ mm}^4$ $I_y = 400,21 \text{ mm}^4$ $I_p = 435,68 \text{ mm}^4$	$A = 9,49 \text{ mm}^2$ $I_z = 84,06 \text{ mm}^4$ $I_y = 400,33 \text{ mm}^4$ $I_p = 484,39 \text{ mm}^4$	$A = 4,74 \text{ mm}^2$ $I_z = 200,11 \text{ mm}^4$ $I_y = 7,19 \text{ mm}^4$ $I_p = 207,30 \text{ mm}^4$	$A = 5,00 \text{ mm}^2$ $I_z = 0,02 \text{ mm}^4$ $I_y = 260,42 \text{ mm}^4$ $I_p = 260,43 \text{ mm}^4$

Tabelle 3.1-1: Einrollbare Profilquerschnitte

Die Flächenträgheitsmomente der entsprechenden Querschnittsformen wurden mit Hilfe von Solid Works 2015® berechnet und in der Tab 3.1-1 veranschaulicht. Dabei wurden für jedes einlagige Profil eine Wandstärke von 0,2 mm und eine Höhe im ungebogenem Zustand von 25 mm angenommen. Das Y-Profil weist einen hohen Flächennutzungsgrad auf, daher eignet sich diese Profilform als Halterungsstruktur, um die Beanspruchung nahe der Einspannung möglichst gering zu halten.

Flächenträgheitsmoment					
Profilquerschnitt	Y	X	C	I	◇
Flächenträgheitsmoment $I_y$ [mm <sup>4</sup> ]	9	5	6	10	6
Flächenträgheitsmoment $I_z$ [mm <sup>4</sup> ]	8	10	1	0	10
polares Flächenträgheitsmoment $I_p$ [mm <sup>3</sup> ]	10	7	5	6	8
<b>Gesamtbewertung</b>	<b>9</b>	<b>7,3</b>	<b>4</b>	<b>5,3</b>	<b>8</b>

Tabelle 3.1-2: Nutzwertanalyse - Flächenträgheitsmoment

In diesem Zusammenhang ergibt sich aus der obigen Nutzwertanalyse in Tab. 3.1-2, dass das Y-Profil am widerstandsfähigsten ist und somit hervorragend als Halterungsstruktur geeignet. Nach mehreren Anfragen in Werkstätten zur Herstellung des Y-Profiles, wurde keine Möglichkeit gefunden dieses herzustellen. Die Blechbearbeitungsunternehmen besitzen für diese Anwendung keine Maschinen bzw. Werkzeuge, zudem sind die herkömmlichen Blechbearbeitungsmaschinen auf eine Mindestwandstärke von 1 mm ausgelegt. Ein Hersteller zur Umformung und Verschweißung feiner Bleche wurde im Rahmen dieser Studienarbeit nicht gefunden. Dennoch sollte die Recherche während der weiteren Produktentwicklung fortgeführt werden.

Das ◇-Profil bietet in diesem Fall eine gute Alternative. Durch seine mechanischen Eigenschaften ist es ebenfalls als Halterungsstruktur geeignet. Allerdings wurde an diesem Punkt keine Verbindungstechnik zum Zusammenhalten zweier Halbschalen gefunden. Wie die Abb. 2.7-13 aus Kapitel 2.7.2 zeigt, ist es möglich zwei Halbschalen durch eine Folie zusammen zu halten, sodass beide Halbschalen reibschlüssig an ihren Kanten verbunden sind und sie beim Aufwickeln, aufgrund ihrer verschiedenen Wickelradien, aneinander entlang gleiten können. Eine stoffschlüssige Verbindung würde in diesem Fall das Aufwickeln behindern. Dabei verliert das Profilband aufgrund der Scherbelastung seine Form und es bilden sich diverse Knickstellen entlang der Längsachse. Beim anschließenden Ausfahren ist die Halterungsstruktur gebogen und somit instabil, es neigt dazu an den Knickstellen nachzugeben.

Weil das X-Profil dieselben Anforderungen bzgl. der Herstellung stellt wie das Y-Profil und das I-Profil lediglich als Vergleichsform dient, entfallen auch diese beiden Profile.

Obwohl das C-Profil einen geringen Flächennutzungsgrad aufweist, wird es hinsichtlich seiner mechanischen Tragfähigkeit überprüft. Mit Hilfe eines Festigkeitsnachweises soll überprüft werden, wie weit die Halterungsstruktur ausfahren kann, um das Konzept des selbstausfahrenden Profilbandes umzusetzen.

### 3.2 Festigkeitsnachweis C-Profil

Der Festigkeitsnachweis erfolgt über die Ermittlung der Schnittlasten, um darüber die Beanspruchung für die einseitig festeingespannte Halterungsstruktur zu ermitteln. Das C-Profil wird wie in Abb. 3.2-1 dargestellt horizontal gelagert, weil eine vertikale Ausrichtung zum Kippen des dünnwandigen und offenen C-Profils führen würde. Die Geometrie des C-Profilbandes wurde von einem gewöhnlichen Rollbandmaß abgeleitet, da dessen Verwendung als Halterungsstruktur prinzipiell möglich wäre und die Beschaffung keine große Herausforderung darstellt. Die metallischen Maßbänder gibt es in verschiedenen Ausführungen. Übliche Abmessungen von der Länge und der Breite des Bandes sind 3 m x 12 mm, 5 m x 18 mm und 8 m x 25 mm. Die Wandstärke hat dabei eine Größe von 0,2 mm. In der folgenden Abb. 3.2-1 ist das Rollbandmaß vom Hersteller Wisent abgebildet, dessen Maßband als Halterungsstruktur dienen soll.



Abbildung 3.2-1: Rollbandmaß 8 m x 25 mm

Die Steifigkeit eines Profils ist sowohl von der Querschnittform des Profils abhängig, als auch von dem verwendeten Werkstoff. Die Werkstoffauswahl stellt einen hohen Anspruch dar, weil das Material eine hohe Steifigkeit aufweisen muss um seiner Eigenlast in entfalteter Form standhalten zu können, gleichzeitig aber eine genügende Verformbarkeit besitzen muss, um als Band aufgewickelt werden zu können, ohne dass sich das Profil irreversibel verformt. Überprüfung diverser Rollbandmaßhersteller haben ergeben, dass in der Regel martensitischer nichtrostender Bandstahl mit der Werkstoffnummer 1.4021 oder 1.4028 als Legierung eingesetzt wird. Die Eigenschaften der beiden Werkstoffe sind in Tab. 3.2-1 dargestellt. Bei dem gekauften Modell wird keine genaue Angabe gemacht. Für die folgende Berechnung wird der Werkstoff 1.4021 verwendet, da dieser mechanisch betrachtet mindere Eigenschaften aufweist und sich die Rechnung somit auf der sicheren Seite befindet.

Werkstoffkennwerte					
Werkstoff-Nr.	Norm	Dichte [kg/mm <sup>3</sup> ]	R <sub>p0,2</sub> [N/mm <sup>2</sup> ]	R <sub>m</sub> [N/mm <sup>2</sup> ]	A5/A
1.4021	DIN EN 10088-2	0,0000077	500 - 600	700 - 950	12
1.4028	DIN EN 10088-2	0,0000077	650	850 - 1000	10

Tabelle 3.2-1: Werkstoffkennwerte [ 45 ]

Die Abbildung 3.2-2 zeigt die verwendete Geometrie zur Berechnung. Die Streckenlast beschreibt in diesem Zusammenhang die Eigenlast, hervorgerufen durch die Gewichtskraft der Halterungsstruktur. Dabei wird angenommen, dass die Streckenlast gleichmäßig über die Länge verteilt ist und dass die Streckenlastebene im Schubmittelpunkt des dünnwandigen und offenen C-Profilquerschnitts liegt.

### Geometrische Größen

A =	4,74	mm <sup>2</sup>
y <sub>s</sub> =	1,49	mm
x <sub>s</sub> =	0	mm
I <sub>y</sub> =	7,19	mm <sup>4</sup>
I <sub>z</sub> =	200,11	mm <sup>4</sup>
α =	41,81	°
L =	1500	mm
g =	9,81	m/s <sup>2</sup>
q <sub>0</sub> =	0,00036	N/mm
e <sub>0</sub> =	2,71	mm
e <sub>u</sub> =	-1,49	mm
h =	4,20	mm

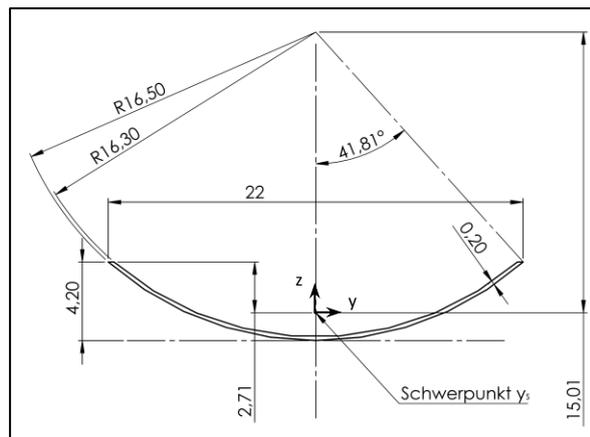


Abbildung 3.2-2: C-Profil Geometrie horizontal

### Werkstoffkennwerte (X20Cr13; 1.4021)

E =	215000	N/mm <sup>2</sup>
ρ =	0,0000077	kg/mm <sup>3</sup>
R <sub>p0,2</sub> =	500 - 600	N/mm <sup>2</sup>
R <sub>m</sub> =	700 - 950	N/mm <sup>2</sup>

Die Gewichtskraft der ausgefahrenen Halterungsstruktur berechnet sich durch Einsetzen der gegebenen Werte in die untenstehende Formel (3). Anschließend kann die Streckenlast  $q_0$  für  $L = 1500$  mm ermittelt werden. In Abbildung 3.2-3 ist das zur Berechnung passende mechanische Ersatzmodell dargestellt.

**Streckenlast (Eigenlast):**

$$F_G = \rho \cdot V \cdot g = \rho \cdot A \cdot L \cdot g = 0,54 \text{ N} \quad (4)$$

$$q_0 = \frac{F_G}{L} = 0,00036 \text{ N/mm} \quad (5)$$

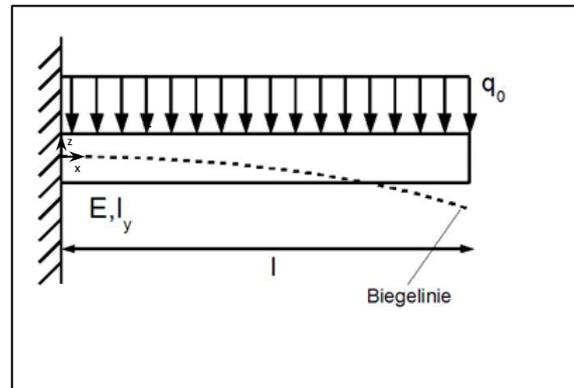


Abbildung 3.2-3: Fest eingespannter Balken [ 46 ]

Auf eine Herleitung der Biegeliniendifferentialgleichung wird an dieser Stelle verzichtet. Die Schnittlasten und die Durchbiegung werden mit Hilfe gegebener Formeln aus dem Buch - Technische Mechanik 2 - [ 47 ] bestimmt.

**Schnittlasten (reine Biegung):**

**Querkraftverlauf:**

$$Q(x) = q_0 \cdot L \cdot \left(1 - \frac{x}{L}\right) \quad (6)$$

$$Q_{max}(0) = 0,54 \text{ N} \quad (7)$$

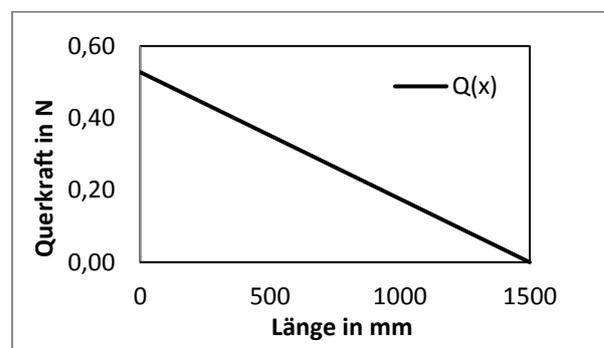


Abbildung 3.2-4: Diagramm 1 - Querkraftlauf

### Biegemomentverlauf:

$$M(x) = -\frac{1}{2} \cdot q_o \cdot L^2 \cdot \left(1 - \frac{x}{L}\right)^2 \quad (8)$$

$$M_{b,max}(0) = -402,26 \text{ Nmm} \quad (9)$$

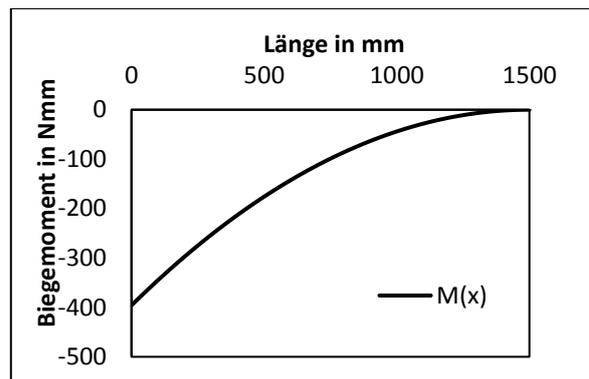


Abbildung 3.2-5: Diagramm 2 - Biegemomentverlauf

### Biegelinienverlauf:

$$w(x) = -\frac{q_o(6L^2x^2 - 4Lx^3 + x^4)}{24EI} \quad (10)$$

$$w_{max}(1500\text{mm}) = -146,57 \text{ mm} \quad (11)$$

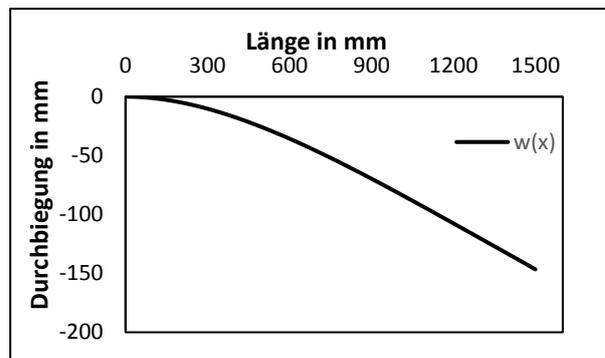


Abbildung 3.2-6: Diagramm 3 - Biegelinienverlauf

In den Abbildungen 3.2-4, 3.2-5 und 3.2-6 werden die Ergebnisse durch den Querkraft-, den Biegemomenten- und den Biegelinienverlauf dargestellt. Im Folgenden wird der Festigkeitsnachweis bei gegebener Beanspruchung mit den Formeln aus dem Buch - Technische Mechanik für Ingenieure - [ 48 ] berechnet. Das Widerstandsmoment wird nach folgender Formel für die obere bzw. untere Randfaser des C-Profiles berechnet.

### Widerstandsmoment:

$$W_{y,oben} = \frac{I_Y}{e_o} = 2,65 \text{ mm}^3 \quad (12)$$

$$W_{y,unten} = \frac{I_Y}{e_u} = 4,83 \text{ mm}^3 \quad (13)$$

Das Ergebnis dient zu Berechnung der Zugspannung an der oberen Randfaser und der Druckspannung an der unteren Randfaser.

#### Spannungen:

$$\sigma_{zug} = \frac{M_{max}(x)}{W_{y, oben}} = 151,62 \text{ N/mm}^2 \quad (14)$$

$$\sigma_{druck} = \frac{M_{max}(x)}{W_{y, unten}} = -83,36 \text{ N/mm}^2 \quad (15)$$

Das Material X20Cr13 weist eine geringe Streckgrenze  $R_e$  auf, daher kann als obere Streckgrenze  $R_{eH}$  die minimale 0,2%-Dehngrenze  $R_{p0,2}$  von  $500 \text{ N/mm}^2$  angenommen werden.

#### Sicherheit gegen Fließen:

$$S_{zug} = \frac{R_{p0,2}}{\sigma_{v,zug}} = 3,30 \quad (16)$$

$$S_{druck} = \frac{R_{p0,2}}{\sigma_{v,zug}} = 6,00 \quad (17)$$

An den oberen Randfasern des C-Profilquerschnitts resultiert bei gegebener Beanspruchung eine Sicherheit von 3,3. Mit einer Halterungsstruktur von 2723 mm Länge beträgt die Sicherheit  $S_{zug} = 1,0$ . Allerdings haben Tests eines Rollbandmaßes mit einer Bandbreite von 25 mm und einer Wandstärke von 0,20 mm ergeben, dass das Profilband bei ca. 2300 mm nachgibt und nahe der festen Einspannung einknickt. Das Flächenträgheitsmoment mit  $I_z = 200,11 \text{ mm}^4$  um die z-Achse ist größer als der Flächenträgheitsmoment  $I_y = 7,19 \text{ mm}^4$  um die y-Achse. Allerdings beginnt das Profil in vertikaler Ausrichtung an zu Kippen, in diesem Fall spricht man von Biege-Drill-Knickung, welches auf das dünne und offene C-Profil zurückzuführen ist, da sein Schwerpunkt nach beginnender Verformung nicht mit seinem Schubmittelpunkt übereinstimmt. Daher muss das C-Profil, wie in Abb. 3.2-2 dargestellt, mit der Öffnung nach oben gerichtet ausfahren.

### 3.3 FEM-Analyse

Wie im vorangegangenen Kapitel 3.2 bereits analytisch ermittelt, ist eine Länge der Halterungsstruktur von 1500 mm für die Testdurchführung am Erdboden realisierbar. Das C-Profilband wird mittels FEM-Berechnung als Zusatzanwendung bei Solid Works 2015® durchgeführt. In Abb. 3.3-1 wird die Durchbiegung der Halterungsstruktur dargestellt. Die Verformungsanalyse liefert für die Einspannung eine Absenkung des freien Endes um 135,80 mm. Die Durchbiegung ist beachtlich, dies wurde mit einfachen Versuchen durch Abstandsmessung zum Boden bei einer ausgefahrenen Länge von 1,5 m ebenfalls bestätigt.

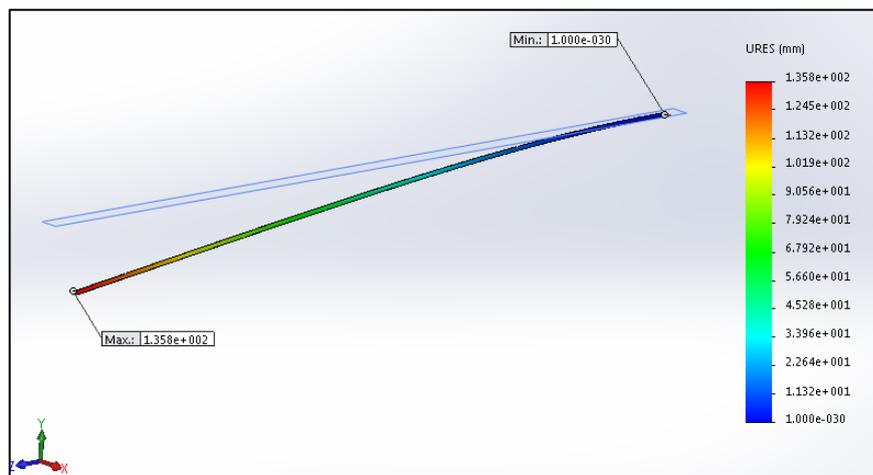


Abbildung 3.3-1: FEM, Verschiebung

Die FEM-Berechnung für die Vergleichsspannungsverteilung nach Mises ist in Abb. 3.3-2 zu erkennen, wobei die rote Verfärbung den maximalen und die blaue Verfärbung die minimale Vergleichsspannung des unter Eigenlast stehenden Profilbandes darstellt.

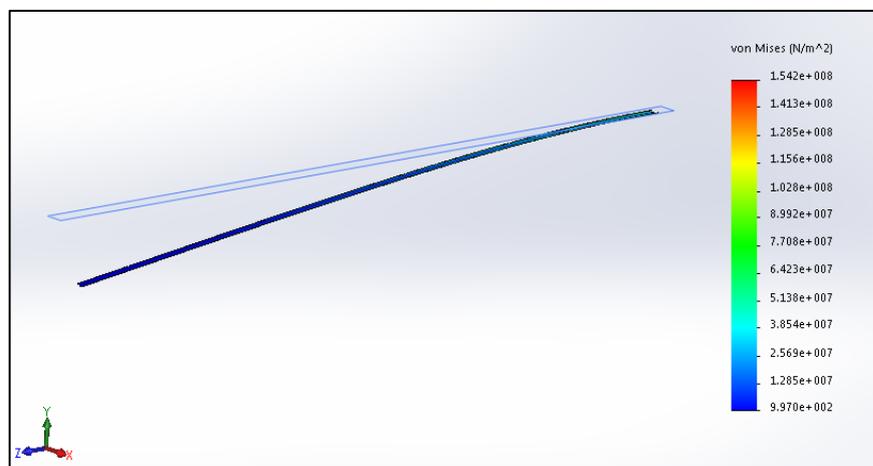


Abbildung 3.3-2: FEM, Spannungsverteilung

Wie zu erwarten ist die Beanspruchung an der Einspannung am höchsten. In der analytischen Berechnung wurde bereits auf die Beanspruchung der oberen Randfaser, in diesem Fall die Flügel des C-Profiles, hingewiesen. In Abb. 3.3-3 ist die Rotfärbung an diesen Stellen zu erkennen, sie beschreibt die maximal auftretende Vergleichsspannung nach Mises. Die maximal auftretende Vergleichsspannung beträgt 154,2 N/mm<sup>2</sup>, sie liegt unmittelbar neben der festen Einspannung.

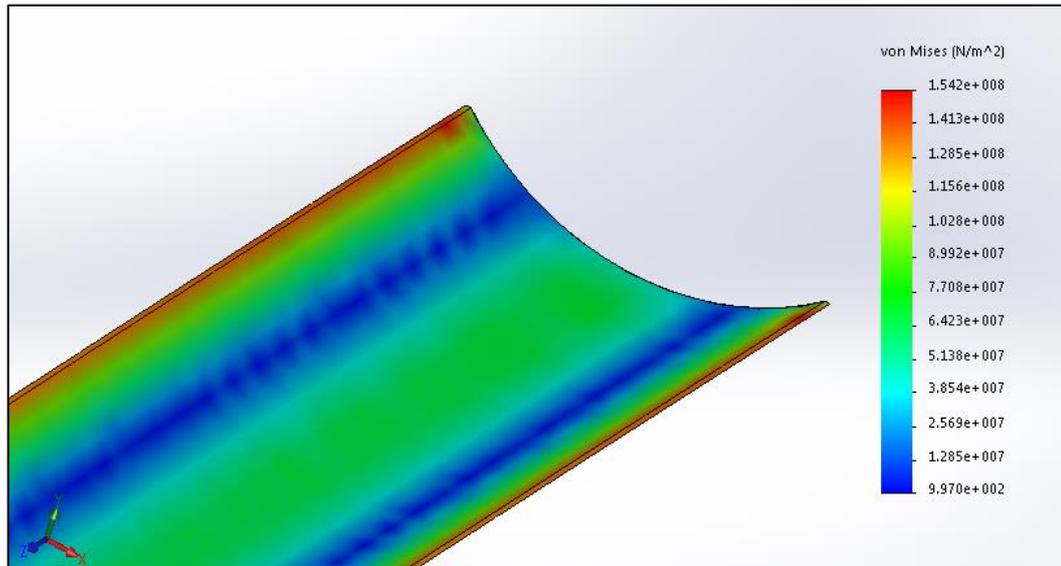


Abbildung 3.3-3: FEM – Maximale Beanspruchung an den Randfasern

In der untenstehenden Tab. 3.3-1 ist klar zu erkennen, dass sowohl die analytische Berechnung als auch die FEM-Berechnung sehr ähnliche Ergebnisse liefert. Mit der Sicherheitsabschätzung in Kapitel 3.2 kann davon ausgegangen werden, dass ein Rollbandmaßprofil mit einer Bandbreite von 25 mm, einer Wandstärke von 0,2 mm und einer Länge von 1500 mm ausreicht, um am Erdboden als Halteungsstruktur zu dienen.

Vergleich	$w_{max}$	$\sigma_{b,max}$
Analytisch	146,57 mm	151,62 N/mm <sup>2</sup>
FEM	135,80 mm	154,20 N/mm <sup>2</sup>

Tabelle 3.3-1: Vergleich der Ergebnisse für die Durchbiegung und Biegespannung

### 3.4 Messversuch zur Ausfahrlänge der Halterungsstruktur

Auf einen rechnerischen Nachweis der Ausfahrlänge mit Berücksichtigung der Reibung wird an dieser Stelle verzichtet, weil auch eine exakt durchgeführte Berechnung lediglich eine Abschätzung darstellen würde. Das Zusammenspiel zwischen Entfaltungs- und Reibkräften lässt sich nicht genau vorhersagen. Einerseits besitzt das Profilband mit seiner besonderen Struktur einen Drang zur Selbstentfaltung und andererseits wird dieser durch die Reibung zwischen den Kontaktflächen der viergliedrigen Halterungsstruktur erschwert.



Abbildung 3.4-1: BMI - selbstausfahrendes Rollmaßband [ 49 ]

Daher soll das in Abb. 3.4-1 dargestellte Produkt eines Rollbandmaßes vom Hersteller BMI (Bayerische Maßindustrie) zur Beschreibung der Problemstellung beim Selbstausfahren dienen. Das Rollbandmaß stellt ein passendes Modell zum Testen eines antriebslosen Ausfahrsystems mit einer Halterungsstruktur dar. Mit dem folgenden Versuch soll vereinfacht dargestellt werden, wie sich ein Profilband selbstständig entfalten kann.

#### Versuchsaufbau:

Der Teststand beinhaltet eine Arbeitsfläche und das BMI-Rollbandmaß, welches wie in Abb. 3.4-2 horizontal aufgebaut ist. Ein zweites Maßband ist in diesem Versuch nicht notwendig, da das BMI-Rollbandmaß seine eigene Werteskala besitzt, an der die ausgefahrene Länge abgelesen werden kann.





Abbildung 3.4-3: Versuchsnummer 1, Ablesen der Ausfahrlänge

### **Versuchsbeobachtung:**

Das BMI-Rollbandmaß fährt aus einer waagerechten Position nach der Auslösung selbständig aus, das eingerollte Metallband beginnt zu rotieren, weil das Abwickeln durch die rote Führung verhindert wird. Allerdings fährt das Maßband nicht vollständig aus, nach ca. 110,3 cm stoppt das Ausfahren aufgrund der zunehmenden Gewichtskraft des ausgefahrenen Metallbandes und die damit verbundene Reibkraftzunahme.

### **Versuchsauswertung:**

Das BMI-Rollbandmaß fährt bei jedem Versuch verschieden aus. Dies kann darin begründet sein, dass es mehrere und verschiedene Reibstellen gibt. Aus der Kontaktmechanik ist uns bekannt, dass ein Unterschied zwischen der Reibung zweier Körper im Ruhe- und im Bewegungszustand existiert. Dies ist höchstwahrscheinlich auch der Grund für die unterschiedlichen Messergebnisse. Bei jedem Versuch wird jede Reibstelle zwischen Rollbandmaß und Führung mit einer anderen Geschwindigkeit durchgegangen und je nach Reibwiderstand der entsprechenden Stellen resultiert ein anderer Gesamtwiderstand.

Aufgrund der verschiedenen Ausfahrlängen, kann angenommen werden, dass das selbstausfahrende Abrollen keine exakte Vorhersage zulässt. Auch wenn das FES für seinen späteren Einsatz in der Schwerelosigkeit gedacht ist, wird auch dort die Reibung eine Rolle spielen. Die Komponente der Gewichtskraft fällt weg, aber die Reibstellen existieren nach wie vor. Daher würde das Rollmaßband zwar wesentlich weiter ausfahren, allerdings sind unkalkulierbare Widerstände beim Ausfahren anzunehmen, die zu verschiedenen Längen führen. Da das FES vier gleichmäßig ausfahrende Halterungsstrukturen besitzen muss, um sicher ausfahren zu können, muss eine neue Lösungsvariante ermittelt werden.

### 3.5 Lösungsvariante LV-PB-02

Aufgrund der zuvor in Kapitel 3.4 erbrachten Analyse, muss an dieser Stelle eine andere Lösungsvariante ermittelt werden, in der das Ausfahren kontrolliert erfolgen kann. Die nächstliegende Lösungsvariante ist in diesem Fall LV-PB-02. Die entsprechenden morphologischen Pfade der Lösungsvariante LV-PB-02 sind im Anhang zu sehen [Anhang 5]. Veränderungen der Ausprägungsmerkmale wurden angesichts der Unverträglichkeitsbeziehungen zwischen den Elementen basierend auf die morphologische Lösungssuche in Kapitel 2.6 neu kombiniert.

Nr.	Kat.	Lösungsvariante	
		Funktion	LV-PB-02
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional
N2		Spannwerkstoff	MPET
N3		Faltmechanismus	angepasst
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5
N5		Gesamtmasse [kg]	5 - 10
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	angepasst
N7		Packungsschema	einzelner verstaut
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	<b>Batterie/Netzquelle</b>
E2		Energiespeicher	<b>Akkumulator</b>
E3		Entfaltungsantrieb	<b>DC-Motor</b>
E4		Getriebe	<b>Zahnrad</b>
E5		Sicherung/Auslöser	<b>per Hand</b>
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck
S1	Satellit	TU-Satelliten	S-NET
S2		Abmessungen [cm]	24 x 24 x 24
S3		Masse [kg]	8
H1	Halte- rungs- struktur	Halterungsstruktur	engerollt
H2		Anzahl Teilstruktur	4
H3		Querschnittsform	<b>C-förmig</b>
H4		Material	Edelstahl

Tabelle 3.5-1: Lösungsvariante: LV-PB-02

Die veränderten Ausprägungsmerkmale der Entfaltungsstruktur in E1, E2, E3, E4 und E5 erfordern die Auslegung eines Antriebstranges. Dies wird mit einem elektrischen DC-Motor und einem Getriebe realisiert. Die Übersetzung des Getriebes sollte dabei möglichst hoch gewählt sein, sodass eine geringe Ausfahrgeschwindigkeit der Halterungsstrukturen angestrebt werden kann. Als Ausprägungsmerkmal H3 wird das Maßband eines erwerblichen Rollbandmaßes eingesetzt. Das Profil des Maßbandes ähnelt einem C-Profil und hat in flachgedrückter Form eine Höhe von 25 mm und eine Länge von 8 m. Aufgrund der gekerbten Oberseite der Profilbandtrommel, auf der das Maßband aufgewickelt ist, wird diese ebenfalls übernommen.

### 3.6 Getriebeauslegung

Um das Getriebe möglichst klein und kompakt zu gestalten, wurde bei der Auslegung darauf geachtet eine möglichst hohe Übersetzung bei geringstem Bauraum zu berücksichtigen. Der Elektromotor wurde ebenfalls unter Berücksichtigung des Bauraums ausgewählt, sodass ein Ausfahrssystem mit einer Halterungsstruktur, inklusive des dreistufigen Stirnradgetriebes, in einem Raum von 45 mm x 70 mm x 40 mm (in B x L x H) Platz findet.

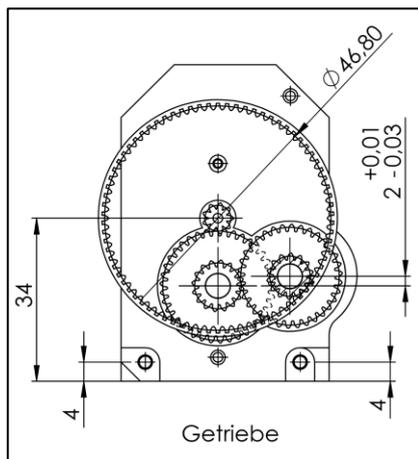


Abbildung 3.6-1: Dreistufiges Getriebe

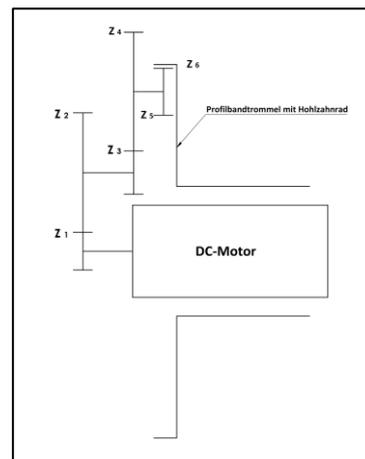


Abbildung 3.6-2: Prinzipskizze, Getriebe

Der Grund für die Getriebeauslegung ist ein erstrebtes langsames Ausfahren, damit die Folie nicht beschädigt wird und das C-Profilband beim Entfalten nicht zusätzlich belastet wird. Ein zu schnelles Ausfahren könnte dazu führen, dass das Profilband nicht seinen stabilen Entfaltungsendzustand erreicht und abknickt. Es wird eine Gesamtübersetzung von  $i_{ges} = 50$  angestrebt, damit sich die Profilbandtrommel langsamer dreht als die Halterungsstruktur, die sich durch ihren Entfaltungsdrang abrollt. Um das System möglichst kompakt zu gestalten, befindet sich der DC-Motor konzentrisch in der Hohlachse der Profilbandtrommel und treibt das mittlere Zahnrad 1 (siehe Abb. 3.6-3) an, so wie es in Abb. 3.6-1 und 3.6-2 dargestellt ist.

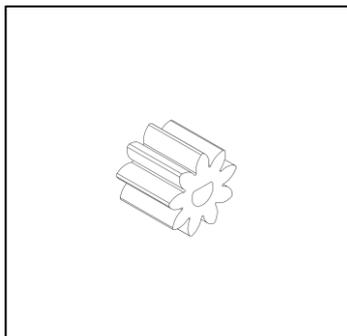


Abbildung 3.6-3: Zahnrad 1

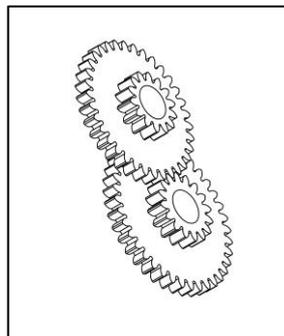


Abb. 3.6-4: Doppelzahnradpaarung

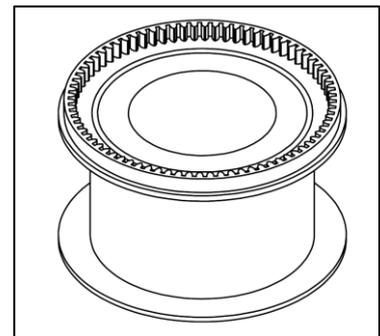


Abb. 3.6-5: Hohlzahnrad 6

Die Profilbandtrommel in Abb. 3.6-5 und in Abb. 3.6-6 hat zwei Funktionen, sie dient als Wickeltrommel für das C-Profilband und als Hohlzahnrad mit der oben angebrachten Innenverzahnung. Das dreistufige Getriebe wird nach obiger Prinzipskizze in Abb. 3.6-2 aufgebaut. Die zwei Doppelzahnräder in Abb. 3.6-4 wurden hinsichtlich des kleinen Bauraums erworben.

**Kenndaten des Elektromotors:**

Umdrehungen: 7900 U/min  
 Netz: 4,8 – 6 V/500 mA  
 Masse: 0,039 kg

**Geometrie der Profibandtrommel:**

Wickelradius: 20 mm

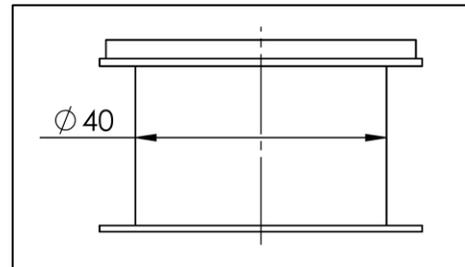


Abbildung 3.6-6: Profibandtrommel Seitenansicht

Die Zahnräder haben ein Modul von  $m = 0,6$  und besitzen die folgenden Grunddaten in Tab. 3.6-1. Das Getriebe wird nach Abb. 3.6-2 durch das Zahnrad 1 direkt über den DC-Motor mit der Nenndrehzahl  $n_1 = 131,67 \text{ s}^{-1}$  angetrieben. Die folgenden Formeln für die Getriebeauslegung entstammen aus dem Buch - Roloff/Matek Maschinenelement - [ 50 ].

**Umrechnung der Umdrehung U auf die Nenndrehzahl  $n_1$ :**

$$n_1 = \frac{U}{60} = \frac{7900 \frac{U}{\text{min}}}{60} = 131,67 \frac{U}{\text{s}} \quad (18)$$

Grunddaten zur Getriebeauslegung										
Teilkreisdurchmesser			Kopfkreisdurchmesser			Zahnanzahl		Drehzahl		
$d_1$	5,4	mm	$d_{a1}$	6,6	mm	$z_1$	9	$n_1$	131,67	$\text{s}^{-1}$
$d_2$	22,8	mm	$d_{a2}$	24,0	mm	$z_2$	38	$n_2$	31,18	$\text{s}^{-1}$
$d_3$	9,6	mm	$d_{a3}$	10,8	mm	$z_3$	16	$n_3$	31,18	$\text{s}^{-1}$
$d_4$	20,4	mm	$d_{a4}$	21,6	mm	$z_4$	34	$n_4$	14,67	$\text{s}^{-1}$
$d_5$	8,4	mm	$d_{a5}$	9,6	mm	$z_5$	14	$n_5$	14,67	$\text{s}^{-1}$
$d_6$	46,8	mm	$d_{a6}$	48,0	mm	$z_6$	78	$n_6$	2,63	$\text{s}^{-1}$

Tabelle 3.6-1: Grunddaten zur Getriebeauslegung

Die Kopf- und Teilkreisdurchmesser lassen sich für  $n = 1, 2, 3, 4, 5$  und  $6$  über die Anzahl der Zähne und das Zahnradmodul  $m = 0,6$  wie folgt berechnen.

**Kopfkreisdurchmesser:**

$$d_n = m \cdot z_n \quad (19)$$

**Teilkreisdurchmesser:**

$$d_{a,n} = m \cdot (z_n + 2) \quad (20)$$

Der Achsabstand  $a_n$  wird ebenfalls mit den gegebenen Werten für  $m$  und  $z_n$  nach folgender Berechnung ermittelt.

**Achsabstand  $z_1 - z_2$ :**

$$a_{1-2} = \frac{m \cdot (z_1 + z_2)}{2} = 14,10 \text{ mm} \quad (21)$$

**Achsabstand  $z_3 - z_4$ :**

$$a_{3-4} = \frac{m \cdot (z_3 + z_4)}{2} = 15,00 \text{ mm} \quad (22)$$

**Achsabstand  $z_5 - z_6$ :**

$$a_{5-6} = \frac{m \cdot (z_6 - z_5)}{2} = 19,20 \text{ mm} \quad (23)$$

Die Übersetzungen der einzelnen Getriebestufen lassen sich wie folgt berechnen und anschließend zu einer Gesamtübersetzung  $i_{\text{ges}}$  zusammenführen.

**Übersetzung der Getriebestufen:**

$$i_{1/2} = \frac{d_1}{d_2} = \frac{5,4 \text{ mm}}{22,8 \text{ mm}} = 4,222 \quad (24)$$

$$i_{3/4} = \frac{d_3}{d_4} = \frac{5,4 \text{ mm}}{22,8 \text{ mm}} = 2,125 \quad (25)$$

$$i_{5/6} = \frac{d_5}{d_6} = \frac{5,4 \text{ mm}}{22,8 \text{ mm}} = 5,571 \quad (26)$$

**Gesamtübersetzung des Getriebes:**

$$i_{ges} = i_{1/2} \cdot i_{3/4} \cdot i_{5/6} = 4,222 \cdot 2,125 \cdot 5,571 = 49,988 \quad (27)$$

Bei einer Drehzahl von  $n_6 = 2,63 \text{ s}^{-1}$  ergibt sich folgende Winkelgeschwindigkeit für die rotierende Profilbandtrommel.

**Winkelgeschwindigkeit:**

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot n_6 = 2 \cdot \pi \cdot 2,63 \text{ s}^{-1} = 16,55 \text{ s}^{-1} \quad (28)$$

Für den gegebenen mittleren Wickelradius von  $r_{W,m} = 20 \text{ mm}$  der Profilbandtrommel mit aufgewickeltem C-Profilband, erhält man eine mittlere Ausfahrgeschwindigkeit nach der folgenden Berechnung.

**Geschwindigkeit:**

$$v_m = \omega \cdot r_{W,m} = 16,55 \text{ s}^{-1} \cdot 0,02 \text{ m} = 0,33 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (29)$$

Als Endergebnis erhält man die mittlere Ausfahrzeit bei einer Ausfahrlänge von  $L = 1,5 \text{ m}$ .

**Ausfahrzeit:**

$$t_m = \frac{L}{v_m} = \frac{1,5 \text{ m}}{0,33 \frac{\text{m}}{\text{s}}} = 4,53 \text{ s} \quad (30)$$

### 3.7 Entwicklungsverlauf des FES

Der schematische Grundaufbau des FES in Abb. 3.7-1 veranschaulicht die Herangehensweise während der Entwurfsphase. In diesem Abschnitt wird der Entwicklungsverlauf des endgültigen Demonstrators FES - Entwurf III beschrieben.

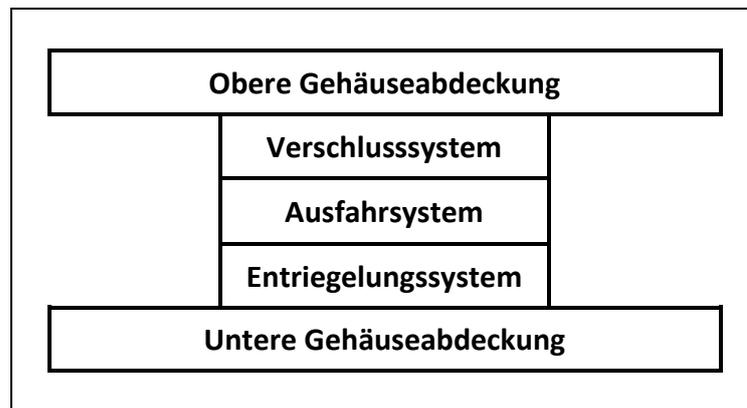


Abbildung 3.7-1: Schematischer Grundaufbau des FES

#### 3.7.1 FES - Entwurf I

Der erste Entwurf des FES [Anhang CD] basiert ebenfalls auf einem elektrisch betriebenen Ausfahrssystem. Seine zylindrische Geometrie hat einen Durchmesser von 20 cm und eine Höhe von 5 cm. Die Außenabmessungen entsprechen der Anforderung 3.1 in Kapitel 2.5. Als Halterungsstruktur dient das Y-Profilband, dass auf einer drehbar gelagerten Spule zusammengewickelt ist. Nach Auslösung wird der transparente Deckel mit Hilfe einer Druckfeder nach oben gedrückt.

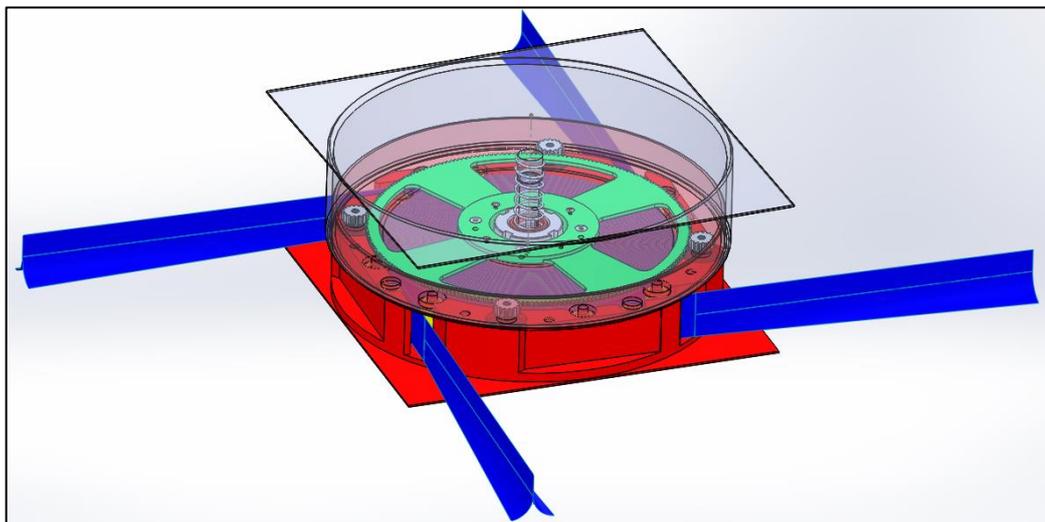


Abbildung 3.7-2: Entwurf I

Die vier angebrachten Elektromotoren treiben über ein Zahnritzel das grüne Zahnrad an, welches formschlüssig mit der drehbaren Spule verbunden ist. Das grüne Zahnrad in Abb. 3.7-3 bringt das aufgewickelte Profilband in Drehung und breitet sich tangential entlang der gelben Führungsrollen in Abb. 3.7-4 aus, sodass sich die Y-Profilhalterungsstruktur entfalten kann.

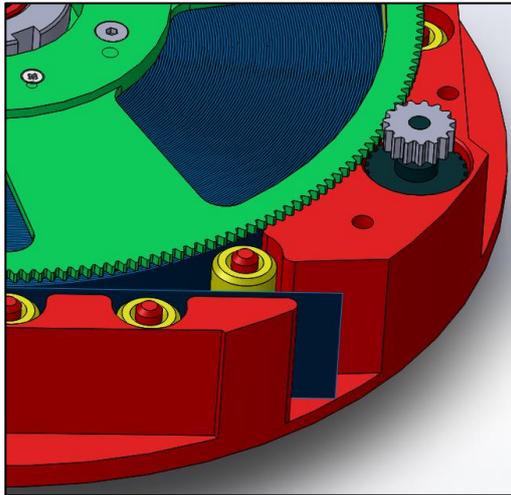


Abbildung 3.7-3: Entwurf I - Einstufiges Stirnradgetriebe

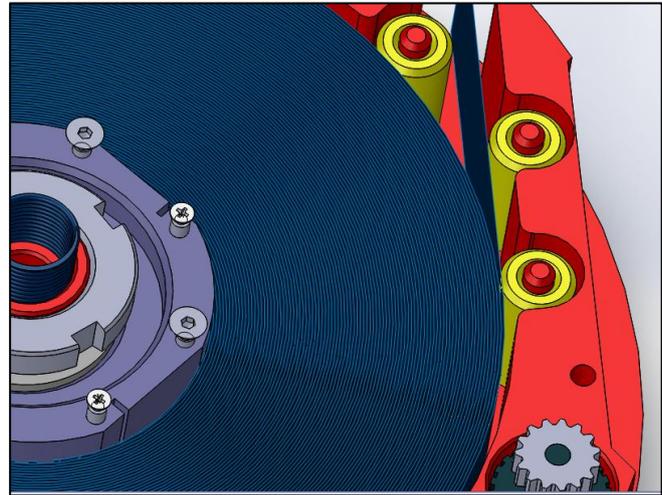


Abbildung 3.7-4: Entwurf I - Führungsrollen (gelb)

In diesem Konzept ist nicht berücksichtigt, dass das Profilband sich aufgrund seiner Entfaltungskraft intern abwickeln würde, da die Führungsrollen starr sind. Das Profilband würde sich dann entlang der Negativform des Rahmens wieder einwickeln bis es zufolge der zunehmenden Reibung zwischen den einzelnen Profilbandlagen zum Stehen kommt, sodass ein Ausfahren nicht mehr möglich ist. Im Anhang ist diesbezüglich eine interne Blockade der Halterungsstruktur während der Testphase des Cube Sail-Systems dargestellt [Anhang 6].

### 3.7.2 FES - Entwurf II

Im Grunde muss das Profilband von außen zusammengehalten werden, damit obiges Szenario nicht eintritt. Es fehlen lediglich Kraftangriffspunkte, die den Kontakt zur Spule trotz des abnehmenden Durchmessers beim Abwickeln nicht verlieren. Das nächste Modell in Abb. 3.7-5 zeigt den zweiten Entwurf des FES [Anhang CD] mit acht geführten Kraftangriffspunkten, die auch bei abnehmendem Durchmesser mit Hilfe von Zugfedern weiterhin erhalten bleiben. Als Grundlage für die Auslegung dieses Entwurfs wurde die Lösungsvariante LV-PB-01 [Anhang 3] herangezogen.

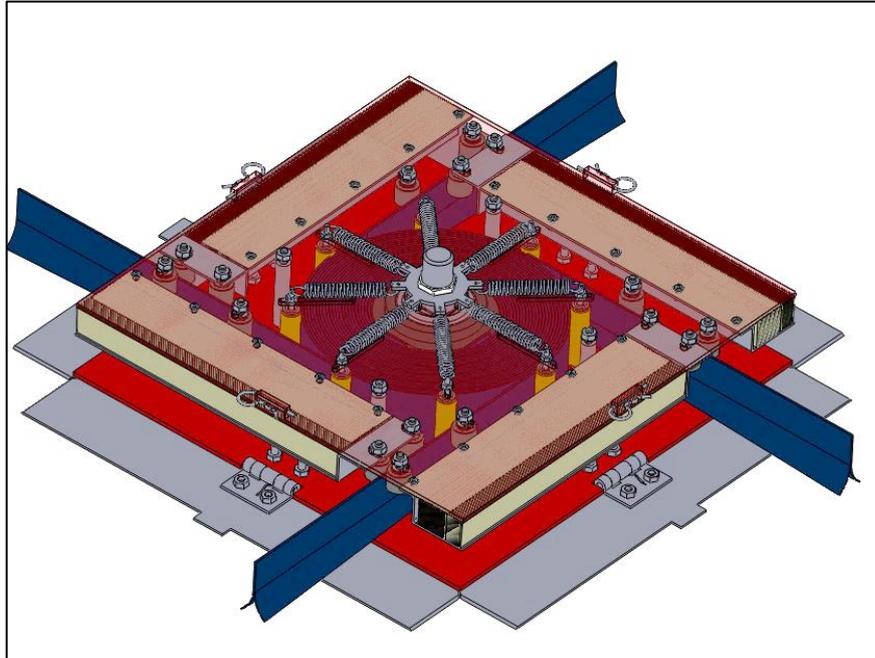


Abbildung 3.7-5: Entwurf II

Dieses Konzept soll ohne einen separaten Antrieb ausfahren können. Die hierfür notwendige Mechanik ist mit dem BMI-Rollbandmaß vergleichbar. Wie beim ersten Entwurf I ist das Y-Profilband auf einer drehbar gelagerten Spule formschlüssig verbunden. Die gelben Führungsrollen in Abb. 3.7-6 sind beidseitig über Zugfedern radial am Gehäuse angebracht. Zusätzlich werden die acht gelben Führungsrollen über Längsbohrungen an der oberen und unteren Gehäuseplatte geführt, damit das Profilband mit einer nahezu konstanten Kraft zusammengehalten wird.

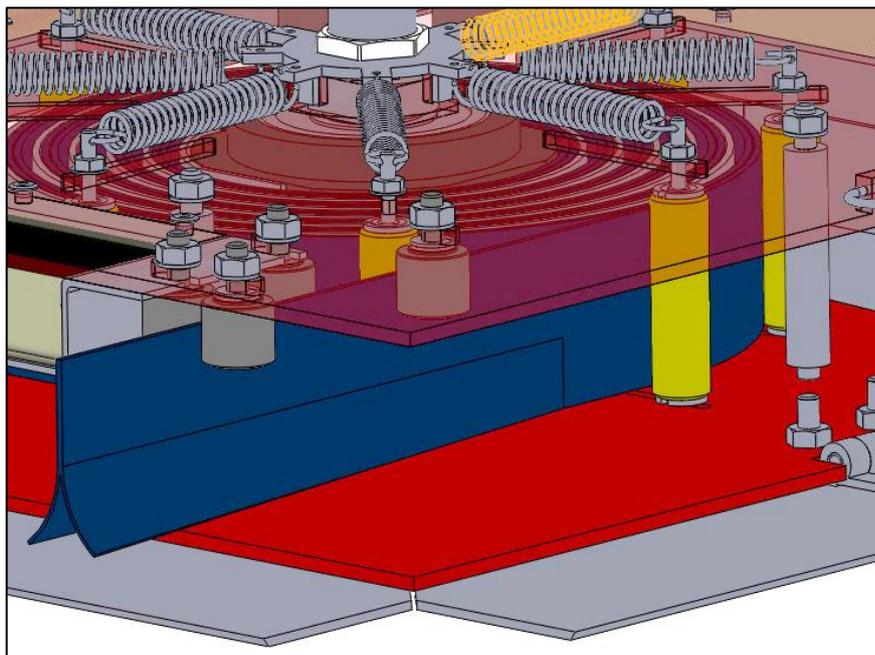


Abbildung 3.7-6: Entwurf II - Führungsrollen (gelb) und Gleitrollen (grau)

Die grauen Gleitrollen in Abb. 3.7-6 sind an der Oberseite der Gehäuseplatte angebracht, damit lediglich der Stiel des Y-Profiles geführt wird, sodass sich die Flügel des Y-Profiles unmittelbar nach der tangentialen Ablösung frei entfalten können. Dass wie eine Drehfeder wirkende Profilband fängt bei der Auslösung an zu rotieren und die Halterungsstruktur fährt tangential aus. Allerdings wurde wie bereits in Kapitel 3.1 geschildert kein Hersteller zur Fertigung des Y-Profiles gefunden.

### 3.7.3 FES - Entwurf III

Im letzten Konzept [Anhang 10] wurde das System mit vier symmetrisch angeordneten Ausfahrssystemen konzipiert. Der letzte Entwurf III für das FES ist in Abb.3.7-7 dargestellt. Die auf der roten Deckplatte [Anhang 15] angeordneten Ausfahrssysteme fahren jeweils mit Hilfe eines DC-Motors und einer dreistufigen Getriebeübersetzung aus. Das Ausfahrssystem ist separat aufgebaut, um die Redundanz des Systems zu erhöhen.

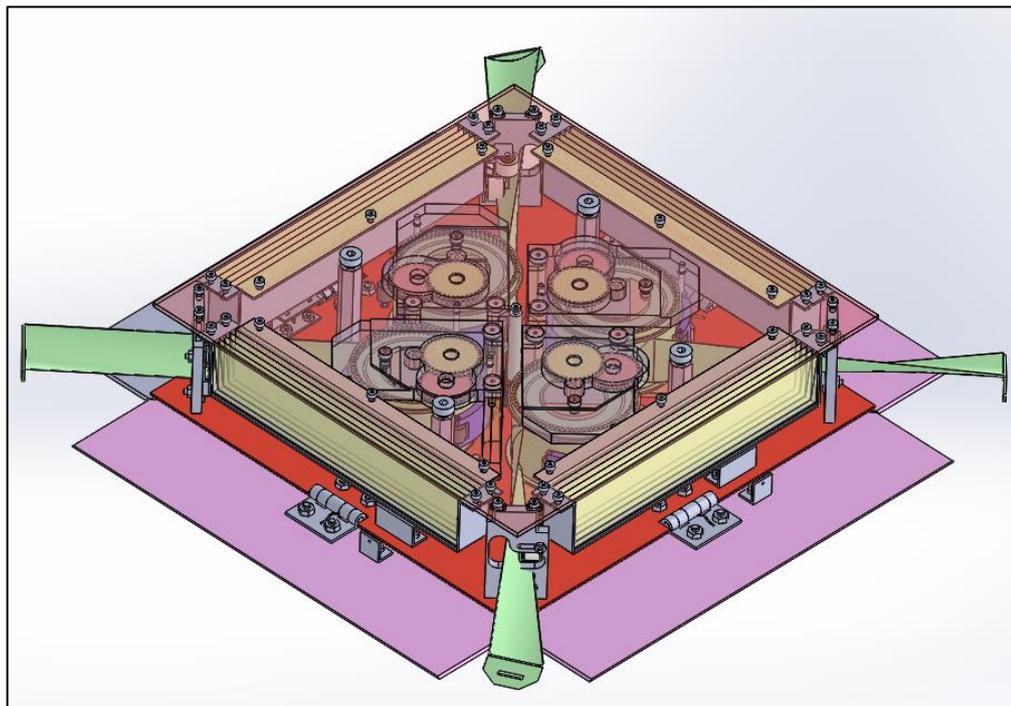


Abbildung 3.7-7: Entwurf III

Aufgrund der ermittelten Problemstellung aus Kapitel 3.4, beinhaltet der Entwurf III des FES ein elektrisch gesteuertes Ausfahrssystem. Der Aufbau ähnelt sehr stark dem vorherigen Entwurf II. Als Grundlage zur Entwicklung wurde die Lösungsvariante LV-PB-02 [Anhang 5] aus Kapitel 3.5 herangezogen. Das System besteht aus vier separaten Ausfahrssystemen, wodurch jedes System selbstständig ausfahren kann.

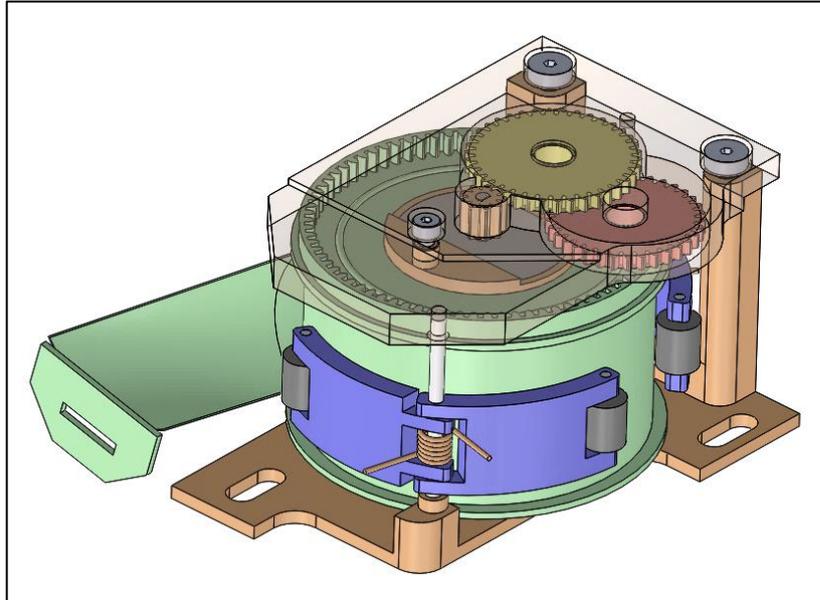


Abbildung 3.7-8: Ausfahrmechanismus

In der Abb. 3.7-8 ist der Ausfahrmechanismus [Anhang 11] abgebildet. Die Halterungsstruktur des Rollbandmaßes wird durch die blaue Spanneinheit [Anhang 12] zusammengehalten, welche insgesamt vier Kraftangriffspunkte auf die Profilbandwicklung ausübt. Die an der Oberseite innenverzahnte Profilbandtrommel wird durch einen DC-Motor über eine dreistufige Getriebeübersetzung in Rotation gebracht. Aufgrund der Gleichstromschaltung des Netzwerks kann die Halterungsstruktur sowohl aus- als auch einfahren, indem die Stromrichtung des Spannungskreises umgekehrt wird. Mit dieser Konstellation eines Spannsystems, der Halterungsstruktur und dem antreibenden DC-Motor, führt das C-Profilbandmaß als Halterungsstruktur eine geradlinige Bewegung aus. Das C-Profilband wird kontrolliert zum Ausfahren gezwungen. Dabei unterstützt die in Drehung versetzte Profilbandtrommel den Entfaltungsdrang des aufgewickelten C-Profilbandes.

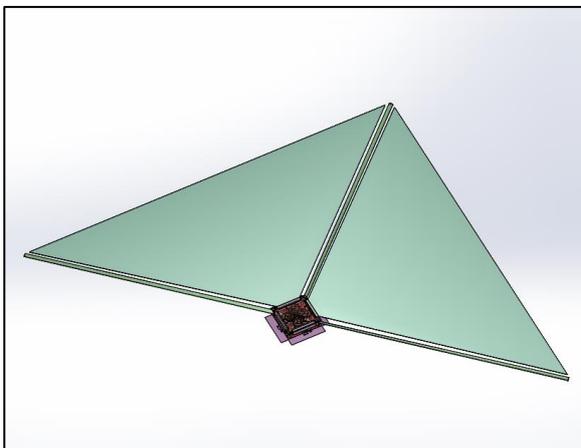


Abbildung 3.7-9: Entwurf III mit einem Ausfall

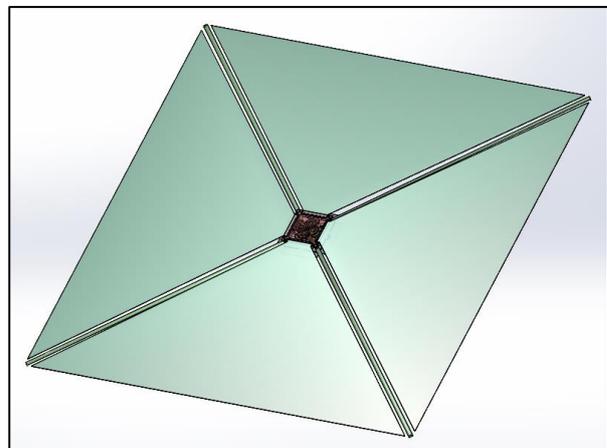


Abbildung 3.7-10: Entwurf III entfaltet

In Anlehnung an die Anforderung 5.3 aus Kapitel 2.5 ist das Ausfahrssystem redundant ausgelegt, so dass das System mit dem Ausfall einer Halterungsstruktur dennoch eine Fläche aufspannen kann, so wie in Abb. 3.7-9 und im Vergleich dazu in Abb. 3.7-10 dargestellt. Daher ist die Redundanz für das Ausfahrssystem erforderlich, da eine interne Blockade bei einer vielgliedrigen Profilbandwicklung, das Ausfahren der restlichen Teilstrukturen verhindern würde.

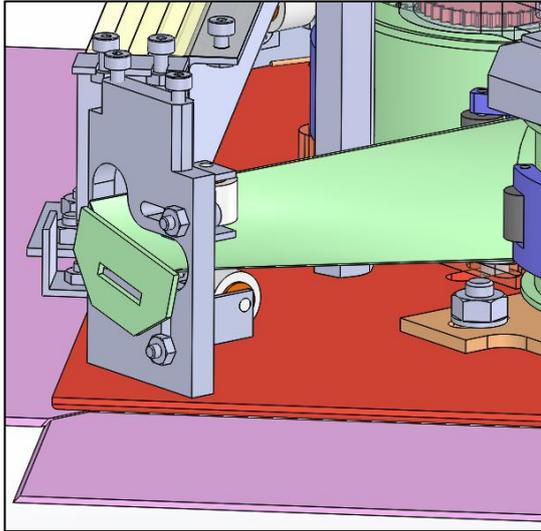


Abbildung 3.7-11: Verdrehung der Halterungsstruktur

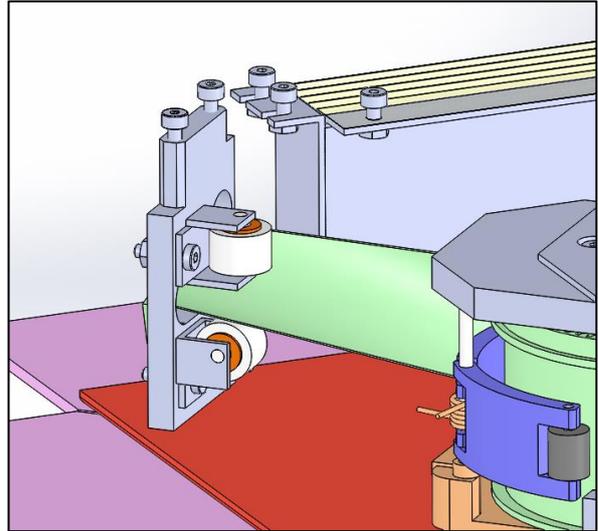


Abbildung 3.7-12: Selbstentwickelte Micro-Führungsrollen

In Abb. 3.7-11 ist das Maßbandende um seine Ausgangslage verdreht, die hierfür notwendigen Micro-Führungsrollen [Anhang 13] wurden eigens dafür angefertigt. Sie bilden zusammen mit dem Stopper [Anhang 26] die Führungseinheit. Die Rollen haben einen Durchmesser von 9 mm und eine Breite von 7 mm, sie stützen die Halterungsstruktur an der Ober- bzw. Unterseite des C-Profils, um das Profilbandmaß in Drehung zu versetzen. Damit das C-Profil wie in Abb. 3.2-2 gezeigt horizontal ausfährt, ist eine Drehung erforderlich.

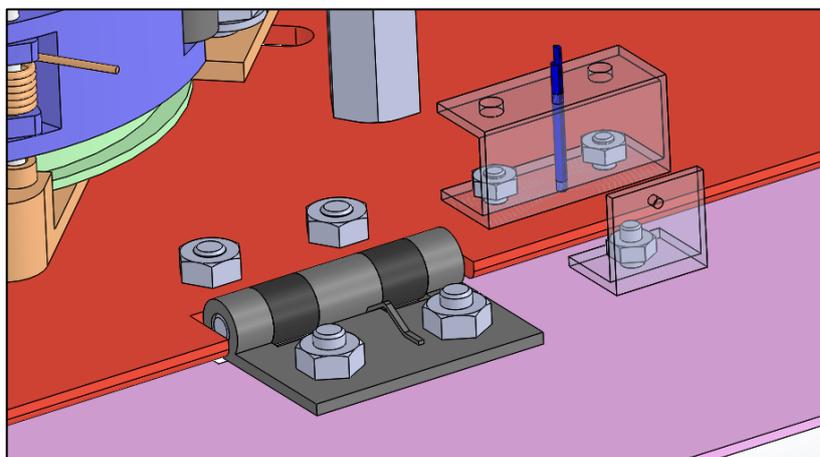


Abbildung 3.7-13: Federscharnier und blauer Splint als Riegel

Das Federscharnier, welches in Abb.3.7-13 abgebildet ist, öffnet die Klappen [Anhang 16] des FES, nachdem der blaue Splint von unten herausgezogen wird.

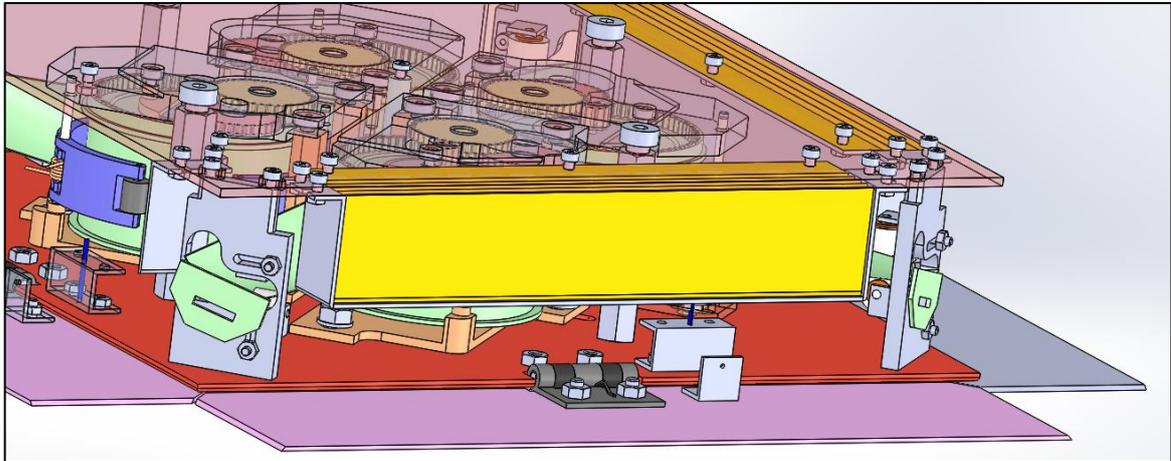


Abbildung 3.7-14: Gefaltetes Siegel (gelb)

Das in gelb abgebildete Siegel [Anhang 19] besteht aus metallisiertem Polyethylenterephthalat oder kurz MPET und ist seitlich und symmetrisch an der oberen Gehäuseplatte angebracht, wie die Abb. 3.7-14 zeigt. Nach dem Öffnen der Klappen können diese aus der Siegelkammer herausgezogen werden und sich entfalten, wenn die Halterungsstrukturen ausfahren.

### 3.8 Fertigstellung des FES

Nachdem alle Kaufteile bestellt wurden und die zu fertigenden Teile aus der Stückliste [Anhang 9] meisterhaft in der Werkstatt am Institut für Luft- und Raumfahrt gefertigt wurden, konnte das FES entsprechend den Technischen Baugruppenzeichnungen im Anhang [Anhang 10 - 32] zusammengesetzt und inspiziert werden. Die gefertigten Bauteile aus der Stückliste wurden einer Maßprüfung unterzogen und weisen nur sehr geringfügige im Toleranzbereich befindliche Maßabweichungen auf. Nach erfolgreichem Zusammenbau und anschließender Begutachtung des Systems wird festgestellt, dass das Flächenentfaltungssystem den erforderlichen Maßen entspricht. Die Abb. 3.8-1 zeigt den fertig Montierten FES-Demonstrator.

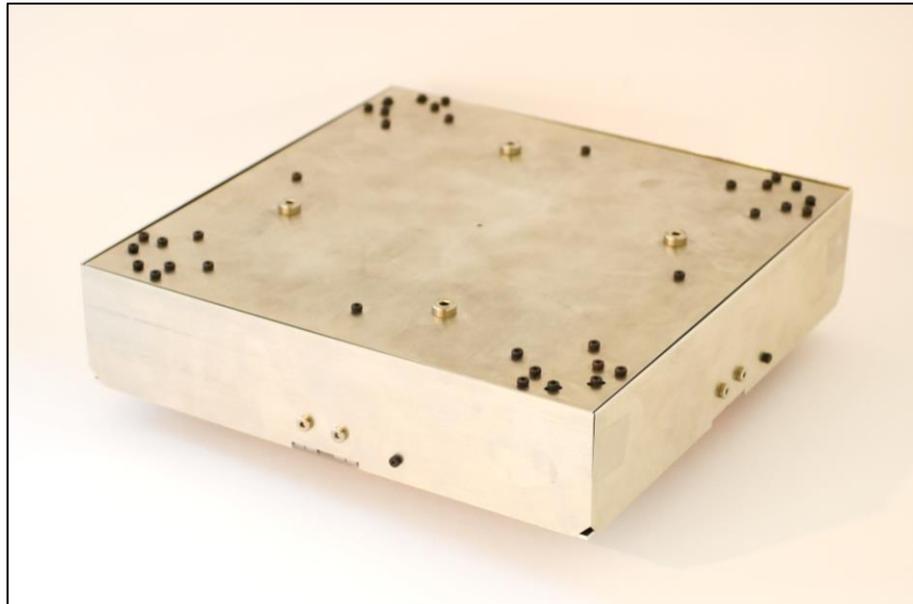


Abbildung 3.8-1: FES

Anschließend konnte das Ein- und Ausfahren der Halterungsstruktur ohne Segel erfolgreich getestet werden. Die Abb. 3.8-2 zeigt eine isometrische Ansicht des FES mit geöffneten Klappen. Die Halterungsstruktur wird durch die Führungseinheit sogar etwas nach oben gebogen, was sich als vorteilhaft herausstellt, da auf diese Weise die Durchbiegung am Ende der Halterungsstruktur kompensiert wird.

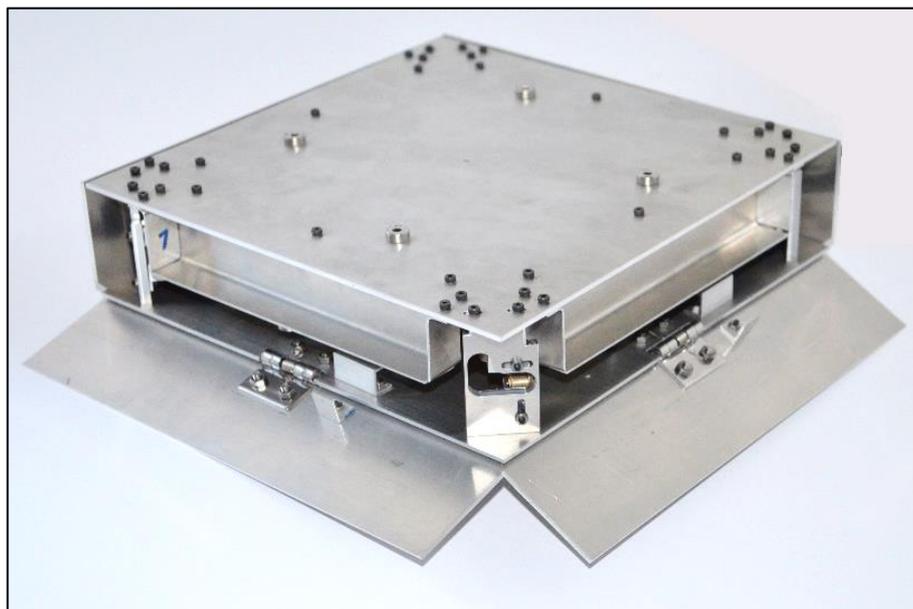


Abbildung 3.8-2: FES isometrisch

### 3.9 Fertigstellung des Segels

Das Zusammenfallen der Folie stellt sich als schwierig heraus, weil sich Luft einschließen beim Falten sammeln und dabei das Volumen der gefalteten MPET-Folie vergrößern. Die Anbringung des Segels in gefalteter Form wird daher im Rahmen dieser Studienarbeit lediglich einmal durchgeführt, da für das Falten der Arbeitsaufwand sehr hoch ist und zudem dies vier Mal geschehen muss. Die rechteckige gekaufte MPET-Folie hat eine Länge von 2,1 m und eine Breite von 1,6 m. Die Folie muss entsprechend der Technischen Zeichnung des entfalteten Segels [Anhang 19] zugeschnitten werden. Aufgrund des rechten Winkels der diagonal ausgerichteten Halterungsstrukturen, wird die Hypotenuse des dreieckigen Segels mit der Länge der MPET-Folie gleichgesetzt [Anhang 34]. Dabei ergibt sich eine maximale Ausfahrlänge von 139,2 cm der Halterungsstruktur. Nach Formel 1 und 2 kann die gesamte Stirnfläche  $A_{stirn}$  der entfalteten Teilstrukturen berechnet werden.

#### Stirnfläche der Teilstrukturen

$$A_{stirn} = 2 \cdot l_{träger}^2 = 2 \cdot (1,392 \text{ m})^2 = 3,88 \text{ m}^2 \quad (31)$$

Zusammen mit der Grundfläche des eingefahrenen FES von  $A_{stirn,ein} = 0,04 \text{ m}^2$  ergibt sich folgende Gesamtstirnfläche des FES im ausgefahrenem Zustand.

#### Gesamtstirnfläche des FES

$$A_{stirn,aus} = A_{stirn} + A_{stirn,ein} = 3,88 \text{ m}^2 + 0,04 \text{ m}^2 = 3,92 \text{ m}^2 \quad (32)$$

Der maximal mögliche Zuschnitt aus den gegebenen Abmessungen [Anhang 19] hat eine Fläche von  $3,8 \text{ m}^2$ , daraus ergibt sich eine Gesamtstirnfläche von  $3,92 \text{ m}^2$ . Gemäß der Anforderung 1.3 aus Kapitel 2.5 wird eine Stirnfläche von  $2 \text{ m}^2$  eingehalten. Weil die Stirnfläche der Teilstrukturen größer ist als die Stirnfläche des Satelliten, ist auch Anforderung 1.2 erfüllt.

## 4 Testphase und Inbetriebnahme

### 4.1 Ausfahrversuch

Das FES wurde nach erfolgreichem Zusammenbau zur Testphase freigegeben. Wie bereits in Kapitel 3.9 erwähnt, ist das maßgenaue Falten der Folie sehr aufwendig, daher wird der Ausfahrversuch vorerst ohne das Segel durchgeführt. Zu Beginn wird die Halterungsstruktur auf eine Länge von 1,4 m ausgefahren, um sie diagonal auszurichten. Das FES wurde diesbezüglich mit Längsbohrungen an den entsprechenden Stellen versehen, um einen Freiraum beim Justieren der Führungseinheit und des Ausfahrsystems zu gewährleisten. Nach erfolgreichem Abschluss der diagonalen Ausrichtung, wird die Führungseinheit und das Ausfahrsystem fest verschraubt. In Abb. 4.1-1 wurden die Strukturen anschließend auf mehr als 1,5 m ausgefahren. Das FES ist über einer Halterung mit einem Abstand von 4 cm zum Fußboden befestigt. Trotz des geringen Abstands zum Boden berührt das Ende der Halterungsstruktur nicht den Fußboden, die Enden verbleiben nahezu waagrecht in der Luft.

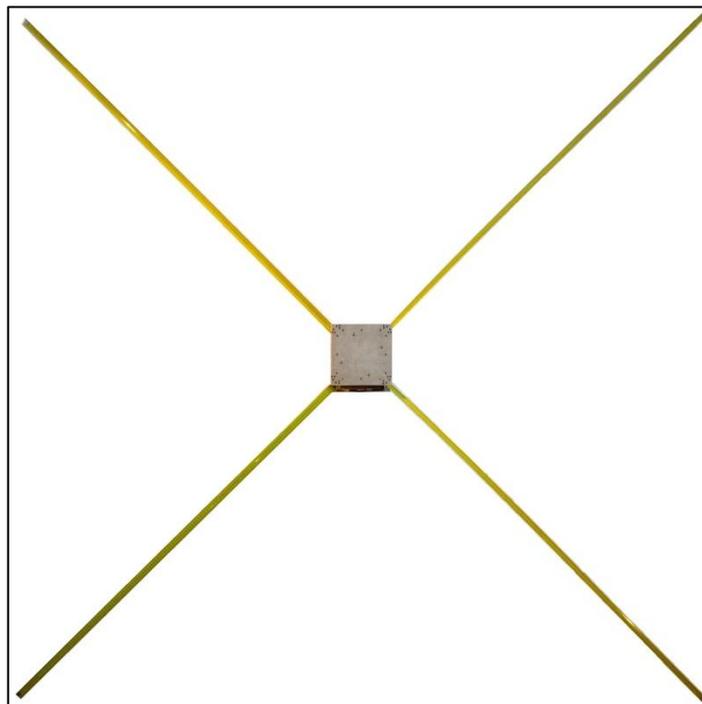


Abbildung 4.1-1: FES - Ausfahrtest

Während der Testversuche wurden unterschiedliche Beobachtungen gemacht. In wenigen Versuchen ist die Halterungsstruktur eines Ausfahrsystems nach ca. 1 m nicht mehr weiter ausgefahren, weil mit steigender Ausfahrlänge die Masse der Halterungsstruktur zunimmt. Zudem beginnt die Halterungsstruktur während des Ausfahrens an zu schwingen. Dabei erhöht sich die Reibung zwischen der Führungseinheit und dem Maßband, sodass der Entfaltungsdrang des Maßbandes nicht mehr ausreicht um die Reibstellen sicher zu durchlaufen. Der Elektromotor treibt jedoch die Profilbandtrommel weiterhin an, sodass sich das Maßband intern weiter abwickelt und eine Blockade herbeiführt. In Abb. 4.1-

1 ist das gelbe Maßband zu erkennen und zugleich die herbeigeführte Blockade, die durch eine Ausfahrhemmung der Halterungsstruktur ausgelöst wird. Die Blockade ist an dem gelben Maßband des Ausfahrsystems IV zu erkennen, welches sich förmlich von der Profilbandtrommel löst und aus dem oberen Absatz der Profilbandtrommel herauspringt.

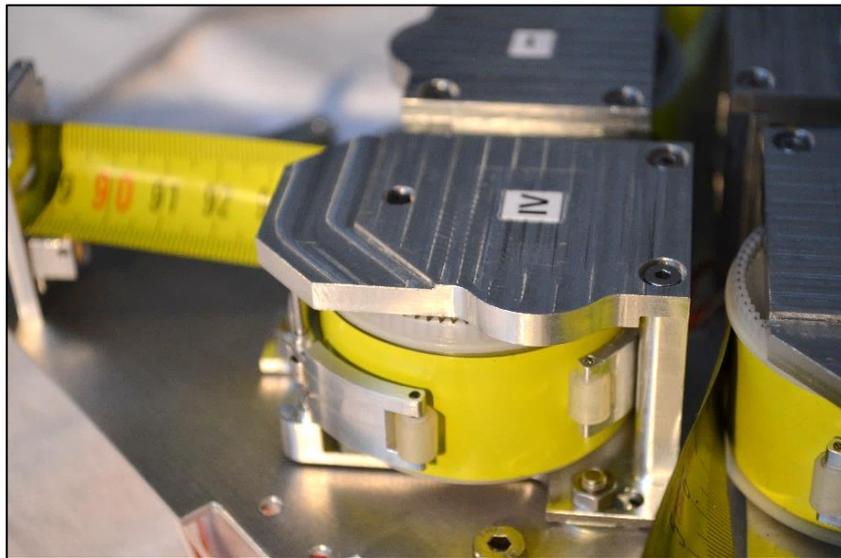


Abbildung 4.1-2: Interne Blockade des Ausfahrsystems IV

Um die soeben geschilderte Problematik zu umgehen, muss das Ausfahren iterativ vorgenommen werden. Das Ausfahren der Halterungsstruktur muss überwacht werden, um ggf. eingreifen zu können. Sobald die Halterungsstruktur nicht mehr ausfährt, muss das Ausfahren gestoppt werden, um die interne Blockade zu lösen. Dies geschieht, indem man die Halterungsstruktur wieder einfährt bis sich die Blockade gelöst hat, um anschließend wieder auszufahren. Sobald die Halterungsstruktur nicht mehr ausfährt, wird die Drehrichtung umgekehrt. Dabei wird das Profilband wieder auf die Profilbandtrommel gewickelt, während die Halterungsstruktur im halbausgefahrenem Zustand bleibt. Wenn die Halterungsstruktur beginnt einzufahren ist die Blockade gelöst und der Ausfahrvorgang kann weiter fortgeführt werden. Hier zeigt sich ein praktischer Vorteil des elektrisch betriebenen Ausfahrsystems, welches sowohl ausfahren als auch einfahren kann. Auch wenn diese Funktionalität nicht bei der Nutzwertanalyse für ein Profilband in Tab. 2.10-1 berücksichtigt wurde, erweist sich die Umstellung auf ein elektrisch betriebenes Ein- und Ausfahrssystem in Kapitel 3.5 als sehr sinnvoll. Desweiteren könnte eine mögliche Blockade durch ein optimiertes Ansteuern der Motoren verhindert werden. So könnte ein weicheres Anfahren durch Anpassung der Drehzahl das Problem beseitigen. Um die Ansteuerung der Motoren zu verbessern wäre eine Erweiterung der Elektronik erforderlich. Eine weitere Möglichkeit die Ausfahrgeschwindigkeit, wie es nach Kapitel 3.6 berechnet wurde, zu verringern, wäre die Erhöhung der Getriebeübersetzung.

## 4.2 Entfaltungsversuch

Nachdem eine geeignete Methode zum Ausfahren der Halterungsstruktur gefunden wurde, erfolgt der letzte Abschnitt der Testphase. In diesem Abschnitt wird das gesamte System auf Funktionstüchtigkeit hinsichtlich der Flächenentfaltung überprüft. Der Entfaltungsversuch soll das Zusammenspiel zwischen Halterungsstruktur und Spanmaterial demonstrieren, sodass im Anschluss ein Abgleich mit der Anforderungsliste durchgeführt werden kann.



Abbildung 4.2-1: Ergebnis des Entfaltungsversuches

Nachdem die Klappen des FES entriegelt wurden, werden die Halterungsstrukturen automatisch ausgefahren. Das jeweilige Segel beginnt dabei sich mit zu entfalten und wird aus der Segelkammer gezogen. Die Halterungsstrukturen wurden in diesem Versuch auf eine Länge von 1,4 m ausgefahren, ohne dass eine interne Blockade eintrat. In Abb. 4.2-1 ist das FES in entfalteter Form dargestellt. Die Halterungsstrukturen sind aufgrund des befestigten Segels stark durchbogen. Wie sich im Anwendungsversuch herausstellt, war die Annahme, dass Gewicht der MPET-Folie zu vernachlässigen ein Fehler. Die zusätzlich wirkende Gewichtskraft des Segels am freien Ende ist der Grund für die Durchbiegung. Dabei ist zu beobachten, dass die MPET-Folie nicht ganz gespannt wird und durchhängt. Dies kann durch ein ungenaues Zuschneiden der MPET-Folie begründet sein oder die Halterungsstruktur hat sich innerhalb der Führungseinheit leicht versetzt. Außerdem fahren nicht alle Halterungsstrukturen gleichzeitig aus, sodass das Ausfahren länger dauerte als ursprünglich angenommen. Gemäß der Anforderung 6.2 beträgt die gemessene Zeit für diesen Entfaltungsversuch 47 Sekunden. Die Überprüfung der Funktionstüchtigkeit des Flächenentfaltungssystems wird als erfolgreich bewertet, da trotz ungleichmäßigen Ausfahrens, die Segel auf Antrieb aufgespannt werden konnten.

### 4.3 Einhaltung der Anforderungen

Nachdem die Funktionalität des FES erfolgreich bestätigt wurde, kommt es zu einer abschließenden Überprüfung der gestellten Anforderungen aus Kapitel 2.5. Die Anforderungsliste wird in diesem Zusammenhang als Prüfungsvorlage verwendet, die nicht geprüften Anforderungen sind entsprechend gekennzeichnet.

Überprüfung der gestellten Anforderungen		
Nr.	Anforderung	Ergebnis
<b>1</b>	<b>Kinematik</b>	[ ✓ - bestanden ]
		[ ✗ - nicht bestanden ]
		[ ⊕ - nicht geprüft ]
1.1	Das FES muss eine zweidimensionale Stirnfläche erzeugen können.	✓
1.2	Die Stirnfläche muss größer sein als die maximale Stirnfläche des Satelliten.	✓
1.3	Das FES muss mindestens eine Stirnfläche von 2 m <sup>2</sup> erzeugen können.	✓
1.4	Der Antrieb für das FES kann elektrisch oder mechanisch erfolgen.	✓
1.5	Der Auslöser für das FES soll elektrisch oder mechanisch erfolgen.	✓
<b>2</b>	<b>Kräfte</b>	
2.1	Das FES muss bei den Bedingungen am Erdboden funktionieren.	✓
2.2	Die erzeugte Stirnfläche muss starr aufgespannt sein.	✗
<b>3</b>	<b>Geometrie</b>	
3.1	Die quadratische Grundfläche des FES soll eine Kantenlänge von 20 cm nicht überschreiten.	✓
3.2	Die Höhe des FES soll 5 cm nicht überschreiten.	✓
<b>4</b>	<b>Umgebung</b>	
4.1	Das FES muss hinsichtlich seiner erzeugten Stirnfläche das Wiedereintreten aus dem LEO innerhalb von 25 Jahren gewährleisten.	⊕
4.2	Die Stirnfläche des FES soll sich nach einmaliger Beschädigung durch ein Teilchen nicht weiter reduzieren.	⊕
<b>5</b>	<b>Qualitätsfaktoren</b>	
5.1	Die Folie des FES soll nicht reißen.	✗
5.2	Das FES muss als ein eigenständiges Modul aufgebaut sein.	✓
5.3	Die Auslösung muss redundant erfolgen.	✓
5.4	Das FES muss formschlüssig mit dem Satellitengehäuse verbunden werden.	✓
5.5	Das FES muss für diverse TU-SAT-Größen adaptierbar sein.	✓
<b>6</b>	<b>Test</b>	
6.1	Für das FES muss ein Testaufbau entwickelt werden.	✓
6.2	Die Zeitspanne zwischen Auslösung und Entfaltung muss ermittelt werden.	✓
6.3	Das FES darf zur Demonstration in Teilstücke unterteilt werden.	✓
6.4	Die Umgebungsbedingung am Erdboden soll das Entfalten nicht unterstützen.	✓

Tabelle 4.3-1: Überprüfung der gestellten Anforderungen

Nach der Kontrollierung, ob alle Anforderungen erfüllt sind, wird festgestellt, dass die Anforderung 2.2 nicht eingehalten wird, da die MPET-Folie leicht durchhängt und nicht starr aufgespannt ist. Zudem ist das Segelmaterial aufgrund seiner Materialstärke von 12  $\mu\text{m}$  nicht besonders reißfest. Somit wäre noch zu prüfen, wie sich die Folie bei einer Beschädigung nach Anforderung 4.2 verhält. Zusätzlich müsste das Teilchen, welches die Beschädigung verursacht, genauer definiert werden, damit die Anforderung mit einem Test verifiziert werden kann. Aus dem gleichen Grund wird Anforderung 5.1 ebenfalls als nicht erfüllt angesehen. Desweiteren konnte Anforderung 4.1 in Anlehnung an die IADC-Richtlinie nicht überprüft werden. Allerdings könnte die zu erwartende Verweildauer des FES mit der gegebenen Masse und Stirnfläche in beliebigen Orbits durch entsprechende Berechnungsprogramme simuliert werden. Mit der Einhaltung der wesentlichen Punkte der Anforderungsliste ist die Testphase des Flächenentfaltungssystems abgeschlossen. In der Testphase konnte nachgewiesen werden, dass die Hauptfunktionen durch das Entfalten des FES erfüllt sind. Für die weiterführende Produktentwicklung müssen aufbauend auf das Ergebnis der Anforderungsüberprüfung weitere Optimierungsansätze für die Ausrichtung der Halterungsstrukturen und für das Aufspannen eines reißfesten Segels gefunden werden.

## 5 Zusammenfassung und Ausblick

### 5.1 Zusammenfassung

Nach Fertigstellung des FES und erfolgreicher Testdurchführung des Systems ist die Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems für TU-Kleinsatelliten erfolgreich abgeschlossen. Das entwickelte Flächenentfaltungssystem konnte bis auf die Anforderungen 2.2, 4.1, 4.2 und 5.1 entsprechend den restlichen Anforderungen erstellt und getestet werden. Rückblickend war die Entwicklungsphase mit dem Neuentwurf in Kapitel 3.5 eine sehr arbeitsintensive Aufgabe. Vor allem die Entwicklungs- und Konstruktionsphase stellten eine große Herausforderung dar, daher blieben keine Optimierungsmöglichkeiten für die Ausrichtung der Halterungsstruktur und der Segel. Durch die erbrachten Erkenntnisse aus der Marktrecherche und der Ermittlung der Halterungsstruktur wurden drei Entwürfe erstellt, die zu einem FES-Demonstrator weiterentwickelt wurden. Die Fertigung erfolgte bis auf wenige Nachbesserungen problemlos. Das FES wurde mit einer variablen Ausrichtungsmöglichkeit entworfen, sodass die Halterungsstruktur in verschiedene Richtungen ausgelegt werden kann. Während der Testphase in Kapitel 4 konnten vereinzelt die Halterungsstrukturen auf eine Länge von 2,3 m ausgefahren werden. Die Testphase konnte hinsichtlich der maximal erzeugbaren Stirnfläche im Rahmen dieser Studienarbeit nicht weiter vertieft werden. Der theoretisch mögliche Entfaltungsversuch mit einer Ausfahrlänge von 2,3 m konnte nicht durchgeführt werden, da hierfür keine Folie in den erforderlichen Maßen beschaffen werden konnte. Nachdem der Teststand aufgebaut wurde, konnte alternativ jedoch die Entfaltung bis zu einer Ausfahrlänge von 1,4 m demonstriert werden. Der Nachweis zur Funktionalität wurde damit erfolgreich erbracht.

Das FES ist in der Lage eine Stirnfläche von 3,92 m<sup>2</sup> aufzuspannen und ist somit mit dem System AEOLDOS aus der Marktrecherche in Tab. 2.2-1 vergleichbar [Anhang 35]. Die hohe Gesamtmasse des FES von 2,05 kg ist vorerst für ein erstes Demonstrationsmodell tolerierbar. In einem weiteren Entwicklungsmodell wäre erhebliches Potential zur Gewichtsoptimierung vorhanden. Die quadratische Grundfläche des AEOLDOS hat eine Kantenlänge von 10 cm und eine Höhe von 4 cm. Dies entspricht fast der Hälfte der Außenabmessungen des FES. Jedoch könnte das FES mit einer entsprechend großen Folie und mit einer Ausfahrlänge von 2,3 m, eine Gesamtstirnfläche von 10,62 m<sup>2</sup> erzeugen. Im Gegensatz dazu hat das AEOLDOS eine Stirnfläche von 3 m<sup>2</sup>. Der Vergleich mit dem AEOLDOS zeigt die Konkurrenzfähigkeit des entwickelten FES in Bezug auf seine Systemdaten.

Im Rahmen der weiteren Entwicklung kann das gesamte System des FES weltraumtauglich gemacht werden. Die Werkstoffe sämtlicher Bauteile müssen ermittelt und ggf. durch weltraumqualifizierte Materialien ersetzt werden. Außerdem muss eine Halterungsstruktur gefunden werden, die in alle drei Raumrichtungen ausgerichtet werden kann ohne abzuknicken. Des Weiteren muss das gesamte FES im Anschluss als funktionierendes System für den Weltalleinsatz nach ECSS verifiziert werden.

## 5.2 Ausblick

Das Ziel für die Entwicklung eines Flächenentfaltungssystems verbarg eine große technische Herausforderung, angefangen von der Untersuchung bestehender Systeme bis hin zur Entfaltung der filigranen Halterungsstruktur. Dabei wurden nicht alle Anforderungen eingehalten oder es wurden technische Probleme festgestellt, die bei einer Weiterentwicklung optimiert werden können. Im Folgendem werden diese Optimierungsmöglichkeiten aufgelistet:

### **Halterungsstruktur:**

Wie sich herausgestellt hat, ist die Auswahl einer geeigneten Halterungsstruktur grundlegend für eine erfolgreiche Entwicklung. Für die Weiterentwicklung der Halterungsstruktur muss eine Methode zur Herstellung des Y-Profils, X-Profils oder  $\diamond$ -Profils gefunden werden, weil diese Profilstrukturen in jeder Raumrichtung gelagert werden können ohne abzuknicken. Da es sich bei diesen Profilen um einrollbare Profile handelt, kann jedes Profil problemlos in gestauchter Form in das entwickelte Ausfahrssystem integriert werden. Außerdem müssen Messungen zur idealen Ausrichtung der Halterungsstrukturen durchgeführt werden.

### **Interne Blockade:**

Die interne Blockade, die beim Ausfahren der Halterungsstruktur auftreten kann, hat verschiedene Ursachen. Zum einen könnte die Torsionsfeder [Anhang 12] vergrößert werden, sodass sich die Kräfte an den Angriffspunkten für das geführte Profilband verstärken. Des Weiteren könnte das Übersetzungsverhältnis des Getriebes erhöht werden, um die Ausfahrgeschwindigkeit noch weiter zu senken. Eine Ansteuerelektronik könnte entwickelt werden, um ein weicheres Anfahren der Motoren und ein stoßfreies Ausfahren zu gewährleisten. Zudem könnte durch die Verdrehung der Halterungsstrukturen eine verstärkt eintretende Reibung zwischen Halterungsstruktur und Führungseinheit die Ursache für die Blockade sein. Daher muss im weiteren Verlauf ein größerer Testaufbau entwickelt werden, der es ermöglicht, die diagonal ausgerichtete Halterungsstruktur, vor und nach einem Entfaltungsversuch zu messen.

### **Segel:**

Im weiteren Verlauf der Versuchsdurchführungen ist es empfehlenswert, das Segel im gefalteten Zustand mit breiten Klemmen an den Steg des Z-Winkels zu pressen, anschließend könnten die Lufteinschlüsse in einer Vakuumkammer verschwinden, sodass die Folie in der Segelkammer leichter zu verstauen ist. Desweiteren sollte eine Produktrecherche zu MPET-Folien mit größeren Abmessungen fortgesetzt werden, um die maximal entfaltbare Stirnfläche des FES bestimmen zu können. Dazu müssten verschiedene Segelformen zugschnitten werden, um die Messung zur maximal erzeugbaren Stirnfläche zu erweitern. Ein Testszenario zur Überprüfung des Verhaltens der Folie bei einem Einschlag von Trümmerteilen sollte ebenfalls entwickelt werden.

### 5.3 Systemdaten des FES

Das endgültig entwickelte Flächenentfaltungssystem kann mit den folgenden Systemdaten in der nachstehenden Tab. 5.3-1 zusammengefasst werden.

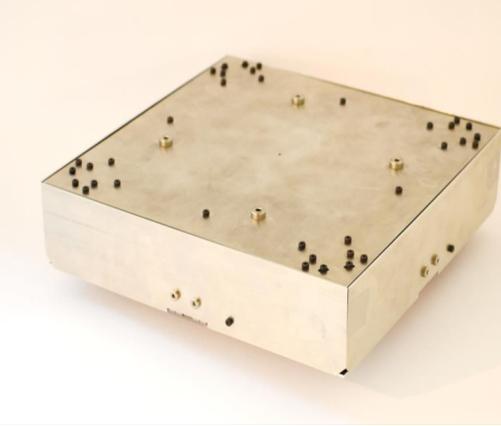
Systemdaten des FES			
System			FES
Abbildung			
Nr.	Kat.	Funktion	
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional
N2		Spannwerkstoff	MPET
N3		Faltmechanismus	Doppel-Z-Faltung
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	3,92
N5		Gesamtmasse [kg]	2,05
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	201
N7		Packungsschema	einzel verstaute
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Batterie
E2		Energiespeicher	Akkumulator
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor
E4		Getriebe	Zahnrad
E5		Sicherung/Auslöser	per Hand
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck
G1	Geometrie	Breite [cm]	20
G2		Länge [cm]	20
G3		Höhe [cm]	5
H1	Haltestruktur	Haltestruktur	engerollt
H2		Anzahl Teilstruktur	4
H3		Querschnittsform	C-förmig
H4		Material	Edelstahl

Tabelle 5.3-1: Systemdaten des FES

## VI. Literaturverzeichnis

- [ 1 ] Pelton, Joseph N. (2013): Space Debris and Other Threats from Outer Space; New York, Heidelberg, Dordrecht, London: Springer Vieweg. Seite 6 ff.
- [ 2 ] Ley, Wilfried; Wittmann, Klaus; Hallmann, Willi (Hrsg.) (2008): Handbuch der Raumfahrt-technik: 3. Aufl.; München: Carls Hanser Verlag. (Seite 44 - 54)
- [ 3 ] DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.; (2015), leicht modifiziert; Weltraumschrott; unter URL: [http://www.dlr.de/dlr/Portaldata/1/Resources/bilder/portal/portal\\_2013\\_2/SpaceDebris\\_sn.jpg](http://www.dlr.de/dlr/Portaldata/1/Resources/bilder/portal/portal_2013_2/SpaceDebris_sn.jpg) (Stand: 24.09.2016)
- [ 4 ] Ley, Wilfried; Wittmann, Klaus; Hallmann, Willi (Hrsg.) (2008): Handbuch der Raumfahrt-technik: 3. Aufl.; München: Carls Hanser Verlag. (Seite 128 - 134)
- [ 5 ] Metz, Manuel (2006): Weltraummüll-Forschung; unter URL: [http://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2265/3376\\_read-5091/](http://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2265/3376_read-5091/) (Stand: 29.04.2016)
- [ 6 ] Metz, Manuel (2006): Weltraummüll-Forschung; unter URL: [http://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2265/3376\\_read-5091/](http://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2265/3376_read-5091/) (Stand: 29.04.2016)
- [ 7 ] IADC o.V.; (2007): IADC Space Debris Mitigation Guidelines; unter URL: [http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs\\_pub](http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub) (Stand: 07.05.2016)
- [ 8 ] Naefe, Paul (2012): Einführung in das Methodische Konstruieren: 2. Aufl.; Wiesbaden: Springer Vieweg. Seite 10 ff.
- [ 9 ] Gilster, Paul (2010): Solar Sailing's 'Gossamer Road'; unter URL: <http://www.centauri-dreams.org/?p=13555> (Stand: 12.09.2016)
- [ 10 ] Herholz, Jürgen (2014): 16 Jahre Mars Society Deutschland und Archimedes; unter URL: [http://marsociety.de/wp-content/uploads/2013/10/2014-08-Newsletter\\_2.compressed.pdf](http://marsociety.de/wp-content/uploads/2013/10/2014-08-Newsletter_2.compressed.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 11 ] Lappas, Vaios (2014): Gossamer Systems for Satellite Deorbiting: The Cubesail and Deorbisail Missions; unter URL: [https://www.surrey.ac.uk/ssc/research/space\\_vehicle\\_control/deorbisail/files/gsf\\_keynote\\_2012.pdf](https://www.surrey.ac.uk/ssc/research/space_vehicle_control/deorbisail/files/gsf_keynote_2012.pdf) (Stand: 20.04.2016)
- [ 12 ] McRobb, Malcolm (2014): AEOLDOS - Areodynamic End Of Life DeOrbit System; unter URL: [www.gla.ac.uk/media/media\\_375000\\_en.ppt](http://www.gla.ac.uk/media/media_375000_en.ppt) (Stand : 12.09.2016)
- [ 13 ] Kramer, Herbert J. (2014): CanX-7 (Canadian Advanced Nanospace eXperiment-7); unter URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-7> (Stand: 12.09.2016)
- [ 14 ] Friedman, Louis (2015): Flight by Lights for CubeSats; unter URL: <http://sail.planetary.org/story-part-3.html> (Stand: 12.09.2016)
- [ 15 ] Alhorn, Dean C. et al. (2011): NanoSail-D: The Small Satellite That Could!; unter URL: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1133&context=smallsat> (Stand: 07.05.2016)
- [ 16 ] Kayser, Rainer (2005): Segel setzen zu den Sternen; unter URL: <http://www.astro-news.com/news/artikel/2005/06/0506-015.shtml> (Stand: 07.05.2016)
- [ 17 ] Palla, Chiara et al. (2016) Drag augmentation systems on micro satellites for space debris mitigation; unter URL: [http://www.southampton.ac.uk/~sjiw/presentations/02\\_Wednesday/05\\_Palla\\_Chiaira.pdf](http://www.southampton.ac.uk/~sjiw/presentations/02_Wednesday/05_Palla_Chiaira.pdf) (Stand: 07.05.2016)

- [ 18 ] Onishi, Shunsuke; Funakoshi, Kunihiro; Nakajima, Shoji (2011): Orbital Decay Accelerator: A case of QSAT-EOS; unter URL: [http://www.nanosat.jp/3rd/sozai\\_report/Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_Kyushu\\_University/NSS-03-Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_fin.pdf](http://www.nanosat.jp/3rd/sozai_report/Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_Kyushu_University/NSS-03-Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_fin.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 19 ] Lübbert, Daniel et al. (2009): Weltraummüll; unter URL: <https://www.bundestag.de/blob/190570/4f53c3a55166ae613bb2206b28b58a04/weltraummuell-data.pdf> (Stand: 12.09.2016)
- [ 20 ] Onishi, Shunsuke; Funakoshi, Kunihiro; Nakajima, Shoji (2011): Orbital Decay Accelerator: A case of QSAT-EOS; unter URL: [http://www.nanosat.jp/3rd/sozai\\_report/Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_Kyushu\\_University/NSS-03-Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_fin.pdf](http://www.nanosat.jp/3rd/sozai_report/Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_Kyushu_University/NSS-03-Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_fin.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 21 ] Onishi, Shunsuke; Funakoshi, Kunihiro; Nakajima, Shoji (2011): Orbital Decay Accelerator: A case of QSAT-EOS; unter URL: [http://www.nanosat.jp/3rd/sozai\\_report/Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_Kyushu\\_University/NSS-03-Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_fin.pdf](http://www.nanosat.jp/3rd/sozai_report/Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_Kyushu_University/NSS-03-Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_fin.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 22 ] NASA (Hrsg.) (2015): Echo, NASA's First Communications Satellite; unter URL: [https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image\\_feature\\_559.html](https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_559.html) (Stand: 12.09.2016)
- [ 23 ] Herholz, Jürgen (2014): 16 Jahre Mars Society Deutschland und Archimedes; unter URL: [http://marsociety.de/wp-content/uploads/2013/10/2014-08-Newsletter\\_2.compressed.pdf](http://marsociety.de/wp-content/uploads/2013/10/2014-08-Newsletter_2.compressed.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 24 ] Onishi, Shunsuke; Funakoshi, Kunihiro; Nakajima, Shoji (2011): Orbital Decay Accelerator: A case of QSAT-EOS; unter URL: [http://www.nanosat.jp/3rd/sozai\\_report/Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_Kyushu\\_University/NSS-03-Day\\_1\\_0306\\_Shunsuke\\_Onishi\\_fin.pdf](http://www.nanosat.jp/3rd/sozai_report/Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_Kyushu_University/NSS-03-Day_1_0306_Shunsuke_Onishi_fin.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 25 ] Alhorn, Dean C. et al. (2011): NanoSail-D: The Small Satellite That Could!; unter URL: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1133&context=smallsat> (Stand: 07.05.2016)
- [ 26 ] Leitenberger, Bernd (2012): Vor den geostationären Satelliten; unter URL: <http://www.bernd-leitenberger.de/fruehe-kommunikationssatelliten.shtml> (Stand: 20.04.2016)
- [ 27 ] Feldhusen, J.; Grote K. H. (Hrsg.): Pahl/Beitz Konstruktionslehre: Methoden Und Anwendung Erfolgreicher Produktentwicklung: 8. Aufl.; Berlin, Heidelberg, New York: Springer Vieweg.
- [ 28 ] Naefe, Paul (2012): Einführung in das Methodische Konstruieren: 2. Aufl.; Wiesbaden: Springer Vieweg. (Seiten 53 - 59)
- [ 29 ] Naefe, Paul (2012): Einführung in das Methodische Konstruieren: 2. Aufl.; Wiesbaden: Springer Vieweg. (Seiten 76 - 97)
- [ 30 ] Pieperconcept GmbH & Co.KG (Hrsg.): FLEXXO - Scherenarm; unter URL: <http://www.pieperconcept.de/de/kollektion/garde-roben.html?cuid=38&ciuid=1291&cHash=8bd5bc79b47ddec9bd3da65322286331> (Stand: 12.09.2016)
- [ 31 ] Wer liefert was? GmbH (Hrsg.): Rollbandmaß; unter URL: <https://www.wlw.de/de/firmen/rollbandmasse> (Stand: 12.09.2016)

- [ 32 ] Amazon Europe Core S.à r.l. (Hrsg.): Teleskoparm; unter URL: <https://www.amazon.de/Er-satz-Abschnitte-Teleskopantenne-Antenne-Radio/dp/B016FCK6J6> (Stand: 12.09.2016)
- [ 33 ] Pieperconcept GmbH & Co.KG (2013): FLEXXO - Murken Hansen; unter URL: <http://www.pieperconcept.de/de/kollektion/garde-roben.html?cuid=38&ciuid=1291&cHash=8bd5bc79b47ddec9bd3da65322286331> (Stand: 12.09.2016)
- [ 34 ] Pieperconcept GmbH & Co.KG (2013): FLEXXO - Murken Hansen; unter URL: <http://www.pieperconcept.de/de/kollektion/garde-roben.html?cuid=38&ciuid=1291&cHash=8bd5bc79b47ddec9bd3da65322286331> (Stand: 12.09.2016)
- [ 35 ] Fernandez, J. M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 36 ] Fernandez, J. M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 37 ] Fernandez, J. M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 38 ] Fernandez, J. M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 39 ] Alhorn, Dean C. et al. (2011): NanoSail-D: The Small Satellite That Could!; unter URL: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1133&context=smallsat> (Stand: 07.05.2016)
- [ 40 ] Fernandez, J. M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 41 ] Herbeck, L. et al. (2004): Development and Test of Deployable Ultralightweight CFRP-Booms for a Solar Sail; unter URL: [http://www.dlr.de/fa/PortalData/17/Resources/dokumente/institut/2000/2000\\_01.pdf](http://www.dlr.de/fa/PortalData/17/Resources/dokumente/institut/2000/2000_01.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 42 ] Herbeck, L. et al. (2004): Development and Test of Deployable Ultralightweight CFRP-Booms for a Solar Sail; unter URL: [http://www.dlr.de/fa/PortalData/17/Resources/dokumente/institut/2000/2000\\_01.pdf](http://www.dlr.de/fa/PortalData/17/Resources/dokumente/institut/2000/2000_01.pdf) (Stand: 12.09.2016)
- [ 43 ] Radioantenne; unter URL: [https://www.amazon.de/dp/B003H4N1O8/ref=olp\\_product\\_details?\\_encoding=UTF8&me](https://www.amazon.de/dp/B003H4N1O8/ref=olp_product_details?_encoding=UTF8&me) (Stand: 12.09.2016)
- [ 44 ] Mercedes-Benz-Passion; (2011): Alles Pirelli!; unter URL: <http://5komma6.mercedes-benz-passion.com/alles-pirelli/> (Stand: 16.05.2016)
- [ 45 ] Gomeringer, R. et al. (2014): Tabellenbuch Metall: 46. Aufl.; Haan-Gruiten: Verlag Europa Lehrmittel, Nourney, Vollmer GmbH & Co. KG. Seite 138
- [ 46 ] Festeingespannter Balken; (stark modifiziert): unter URL: <http://mb-s1.upb.de/home/Faculties.IV.IPW.LTM.Projekte.E-MechLAB/Wiki-Areal/Bilder/Differentialgleichung2.jpg> (Stand: 16.08.2016)

- [ 47 ] Gross, Dietmar et al. (2014): Technische Mechanik 2 - Elastostatik: 12. Aufl.; Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg. Seite 120 ff.
- [ 48 ] Müller, Wolfgang H.; Ferber, Ferdinand (2012): Technische Mechanik für Ingenieure: 4. Aufl.; München: Carl Hanser Verlag. (Seiten 126 - 129)
- [ 49 ] BMI-Rollbandmaß; unter URL: [https://www.efiliale.de/MEDIA/PROD\\_ProductCatalog/efim170101\\_Z\\_1\\_139919162\\_BMI\\_Massband\\_Quicky\\_Pro\\_2m\\_rot\\_800x600.jpg](https://www.efiliale.de/MEDIA/PROD_ProductCatalog/efim170101_Z_1_139919162_BMI_Massband_Quicky_Pro_2m_rot_800x600.jpg) (Stand: 12.09.2016)
- [ 50 ] Wittel, Herbert et al. (2015): Roloff/Matek Maschinenelemente: Normen - Berechnung - Gestaltung: 22. Aufl.; Wiesbaden: Springer Vieweg.

## VII. Anhang

### Inhaltsverzeichnis zum Anhang

<b>Anhang</b>	<b>Überschrift</b>	<b>Seite</b>
Anhang 1	Lösungsvarianten LV-PB	80
Anhang 2	Lösungsvarianten LV-TA	81
Anhang 3	Lösungsvariante LV-PB-01	82
Anhang 4	Lösungsvariante LV-TA-01	83
Anhang 5	Lösungsvariante LV-PB-02	84
Anhang 6	Cube Sail interne Blockade	85
Anhang 7	Explosionsansicht des Flächenentfaltungssystems (FES)	86
Anhang 8	Explosionsansicht des Ausfahrsystems	87
Anhang 9	Stückliste	88
Anhang 10	Flächenentfaltungssystem (FES) – Gesamtbaugruppe	89
Anhang 11	Ausfahrmechanismus - Baugruppe	90
Anhang 12	Spanneinheit - Baugruppe	91
Anhang 13	Rolleinheit - Baugruppe	92
Anhang 14	Grundplatte	93
Anhang 15	Deckplatte	94
Anhang 16	Klappe	95
Anhang 17	L-Winkel	96
Anhang 18	Z-Winkel	97
Anhang 19	Segel	98
Anhang 20	Rahmen	99
Anhang 21	Getriebedeckel	100
Anhang 22	Spanner	101
Anhang 23	Spanner	102
Anhang 24	Stift-Feder	103
Anhang 25	Stift-Gummirad	104
Anhang 26	Stopper	105
Anhang 27	Radhalter	106
Anhang 28	Welle	107
Anhang 29	Messingrohr	108
Anhang 30	U-Profil	109
Anhang 31	Winkelwand (links)	110
Anhang 32	Winkelwand (rechts)	111
Anhang 33	Inspektion der gefertigten Bauteile	112
Anhang 34	Zuschnitt und Falten des Segels	118
Anhang 35	Vergleich FES und AEOLDOS	120
Anhang 36	CD-Übersicht	121

## Anhang 1: Lösungsvarianten LV-PB

Nr.	Kat.	Lösungsvariante					
		Funktion	LV-PB-01	LV-PB-02	LV-PB-03	LV-PB-04	LV-PB-05
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional
N2		Spannwerkstoff	MPET	MPET	MPET	MPET	MPET
N3		Faltmechanismus	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	< 5	10 - 20	< 5	10 - 20
N5		Gesamtmasse [kg]	5 - 10	5 - 10	5 - 10	5 - 10	5 - 10
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst
N7		Packungsschema	einzeln verstaut	einzeln verstaut	einzeln verstaut	einzeln verstaut	einzeln verstaut
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug	<b>Batterie</b>	Handaufzug	Handaufzug	Handaufzug
E2		Energiespeicher	Feder	<b>Akkumulator</b>	Feder	Feder	Feder
E3		Entfaltungsantrieb	Federsystem	<b>DC-Motor</b>	Federsystem	Federsystem	Federsystem
E4		Getriebe	kein Getriebe	<b>Zahnrad</b>	kein Getriebe	kein Getriebe	kein Getriebe
E5		Sicherung/Auslöser	Pin (elektr.)	Pin (elektr.)	<b>per Hand</b>	Pin (elektr.)	Pin (elektr.)
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend	abrollend	abrollend	<b>abwickelnd</b>	abrollend
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck	Dreieck	Dreieck	Dreieck	Dreieck
S1	Satellit	TU-Satelliten	S-NET	S-NET	S-NET	S-NET	S-NET
S2		Abmessungen [cm]	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24
S3		Masse [kg]	8	8	8	8	8
H1	Haltestruktur	Haltestruktur	engerollt	engerollt	engerollt	engerollt	engerollt
H2		Anzahl Teilstruktur	4	4	4	4	4
H3		Querschnittsform	Y-förmig	<b>C-förmig</b>	Y-förmig	Y-förmig	<b>X-förmig</b>
H4		Material	Edelstahl	Edelstahl	Edelstahl	Edelstahl	Edelstahl

## Anhang 2: Lösungsvarianten LV-TA

Nr.	Kat.	Lösungsvariante					
		Funktion	LV-TA-01	LV-TA-02	LV-TA-03	LV-TA-04	LV-TA-05
N1	Nutzstruktur	Dimension	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional	zweidimensional
N2		Spannwerkstoff	MPET	MPET	MPET	MPET	MPET
N3		Faltmechanismus	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	< 5	< 5	< 5	< 5
N5		Gesamtmasse [kg]	5 - 10	5 - 10	5 - 10	5 - 10	5 - 10
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst	angepasst
N7		Packungsschema	einzelverstaut	einzelverstaut	einzelverstaut	einzelverstaut	einzelverstaut
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Netzspannung	<b>Batterie</b>	Netzspannung	Netzspannung	Netzspannung
E2		Energiespeicher	kein Speicher	<b>Akkumulator</b>	kein Speicher	kein Speicher	kein Speicher
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor	DC-Motor	DC-Motor	DC-Motor	DC-Motor
E4		Getriebe	Zahnrad	Zahnrad	Zahnrad	Zahnrad	Zahnrad
E5		Sicherung/Auslöser	Pin (elektr.)	Pin (elektr.)	<b>per Hand</b>	Pin (elektr.)	Pin (elektr.)
E6		Entfaltungsmechanismus	teleskopartig	teleskopartig	teleskopartig	teleskopartig	teleskopartig
E7		Art der Teilstruktur	Dreieck	Dreieck	Dreieck	Dreieck	Dreieck
S1	Satellit	TU-Satelliten	S-NET	S-NET	S-NET	S-NET	S-NET
S2		Abmessungen [cm]	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24	24 x 24 x 24
S3		Masse [kg]	8	8	8	8	8
H1	Haltestruktur	Haltestruktur	gestaucht	gestaucht	gestaucht	gestaucht	gestaucht
H2		Anzahl Teilstruktur	4	4	4	4	4
H3		Querschnittsform	O-förmig	O-förmig	O-förmig	<b>O-förmig</b>	O-förmig
H4		Material	Edelstahl	Edelstahl	Edelstahl	Edelstahl	<b>CFK</b>

### Anhang 3: Lösungsvariante LV-PB-01

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	<i>zweidimensional</i>							
N2		Spannwerkstoff	<i>MPET</i>							
N3		Faltmechanismus	<i>angepasst</i>							
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10			10 - 20			
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5			<b>5 - 10</b>			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	<i>angepasst</i>							
N7		Packungsschema	zusammen verstaut				<i>einzel</i> verstaut			
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	<i>Handaufzug</i>				Netzspannung			
E2		Energiespeicher	<i>Feder</i>		kein Speicher		Akkumulator			
E3		Entfaltungsantrieb	DC-Motor			<i>Federsystem</i>				
E4		Getriebe	Zahnrad	Ketten		<i>kein Getriebe</i>		Schnecken		
E5		Sicherung/Auslöser	<i>per Hand</i>	Pin (elektr.)		Draht (burn cut)		Sicherungsbügel		
E6		Entfaltungsmechanismus	<i>abrollend</i>			abwickelnd		teleskopartig		
E7		Art der Teilstruktur	<i>Dreieck</i>							
S1	Satellit	TU-Satelliten	<i>S-NET</i>							
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	<b>240 x 240 x 240</b>							
S3		Masse [kg]	<b>8</b>							
H1	Halteungsstruktur	Halteungsstruktur	<i>ausfahrend</i>				abrollend			
H2		Anzahl Teilstruktur	<b>4</b>							
H3		Querschnittsform	C-förmig	O-förmig	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	<i>Y-förmig</i>	◇-förmig
H4		Material	CFK	GFK		Aluminium	Stahl (unlegiert)		Stahl (legiert)	<i>Edelstahl</i>

#### Anhang 4: Lösungsvariante LV-TA-01

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	<i>zweidimensional</i>							
N2		Spannwerkstoff	<i>MPET</i>							
N3		Faltmechanismus	<i>angepasst</i>							
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10			10 - 20			
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5			<i>5 - 10</i>			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	<i>angepasst</i>							
N7		Packungsschema	zusammen verstaut			<i>einzel</i> n verstaut				
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug		Netzspannung		Batterie			
E2		Energiespeicher	Feder			<i>kein Speicher</i>				
E3		Entfaltungsantrieb	<i>DC-Motor</i>			Federsystem				
E4		Getriebe	<i>Zahnrad</i>	Ketten		kein Getriebe		Schnecken		
E5		Sicherung/Auslöser	<i>per Hand</i>	Pin (elektr.)		Draht (burn cut)		Sicherungsbügel		
E6		Entfaltungsmechanismus	abrollend		abwickelnd		<i>teleskopartig</i>			
E7		Art der Teilstruktur	<i>Dreieck</i>							
S1	Satellit	TU-Satelliten	<i>S-NET</i>							
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	<i>240 x 240 x 240</i>							
S3		Masse [kg]	<i>8</i>							
H1	Halterungsstruktur	Halterungsstruktur	<i>ausfahrend</i>			abrollend				
H2		Anzahl Teilstruktur	<i>4</i>							
H3		Querschnittsform	C-förmig	<i>O-förmig</i>	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	Y-förmig	◇-förmig
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium	Stahl (unlegiert)	Stahl (legiert)	<i>Edelstahl</i>		

## Anhang 5: Lösungsvariante LV-PB-02

Nr.	Kat.	Funktion	Ausprägungsmerkmal							
N1	Nutzstruktur	Dimension	<i>zweidimensional</i>							
N2		Spannwerkstoff	<i>MPET</i>							
N3		Faltmechanismus	<i>angepasst</i>							
N4		Flächengröße [m <sup>2</sup> ]	< 5	5 - 10			10 - 20			
N5		Gesamtmasse [kg]	< 3	3 - 5			<b>5 - 10</b>			
N6		Packungsvolumen [cm <sup>3</sup> ]	<i>angepasst</i>							
N7		Packungsschema	zusammen verstaut				<i>einzel</i> verstaut			
E1	Entfaltungsstruktur	Energiequelle	Handaufzug		Netzspannung		<b>Batterie</b>			
E2		Energiespeicher	<b>Akkumulator</b>				kein Speicher			
E3		Entfaltungsantrieb	<b>DC-Motor</b>				Federsystem			
E4		Getriebe	<b>Zahnrad</b>	Ketten		kein Getriebe		Schnecken		
E5		Sicherung/Auslöser	<b>per Hand</b>	Pin (elektr.)		Draht (burn cut)		Sicherungsbügel		
E6		Entfaltungsmechanismus	<b>abrollend</b>			abwickelnd		teleskopartig		
E7		Art der Teilstruktur	<b>Dreieck</b>							
S1	Satellit	TU-Satelliten	<b>S-NET</b>							
S2		Abmessungen [cm <sup>3</sup> ]	<b>240 x 240 x 240</b>							
S3		Masse [kg]	<b>8</b>							
H1	Halte- rungs-	Halterungsstruktur	<b>ausfahrend</b>				abrollend			
H2		Anzahl Teilstruktur	<b>4</b>							
H3		Querschnittsform	<b>C-förmig</b>	O-förmig	X-förmig	Y-förmig	T-förmig	I-förmig	Y-förmig	∅-förmig
H4		Material	CFK	GFK	Aluminium	Stahl (unlegiert)	Stahl (legiert)	<b>Edelstahl</b>		

## Anhang 6: Cube Sail interne Blockade

In der Abb. A1-1 ist das Cube Sail - System aus der Marktrecherche in Kapitel 2.2 zu sehen. Bei diesem Demonstrator fehlen die von außen angebrachten Führungskräfte, daher wickelt sich das  $\diamond$ -Profilband intern ab und blockiert das Ausfahren.

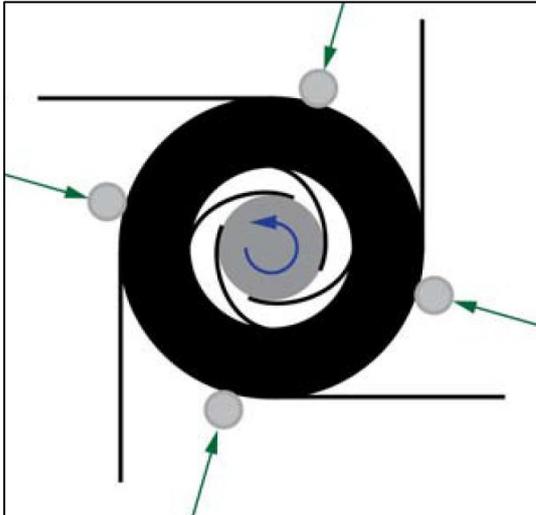


Abb. A1-1: Profilbandführung [ 1 ]

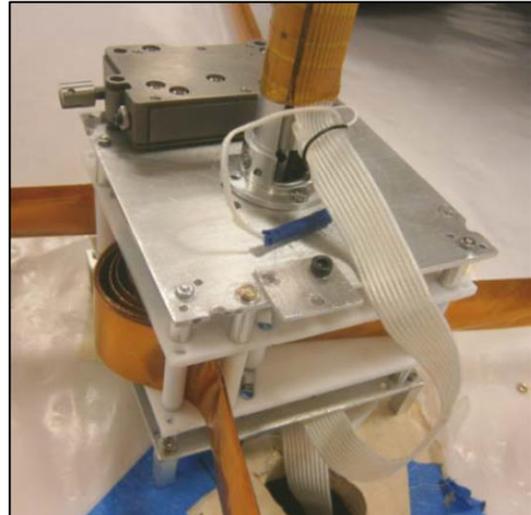
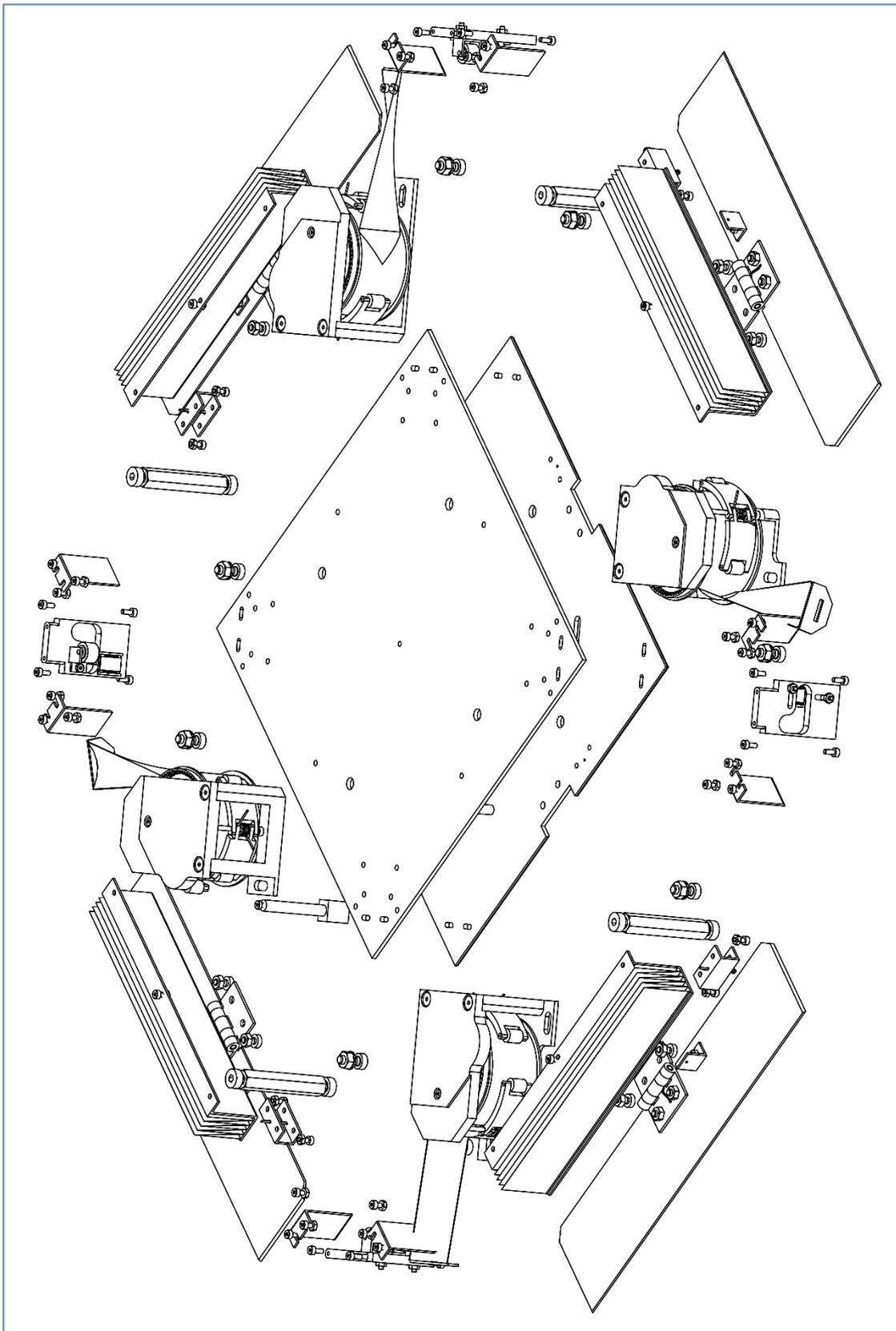


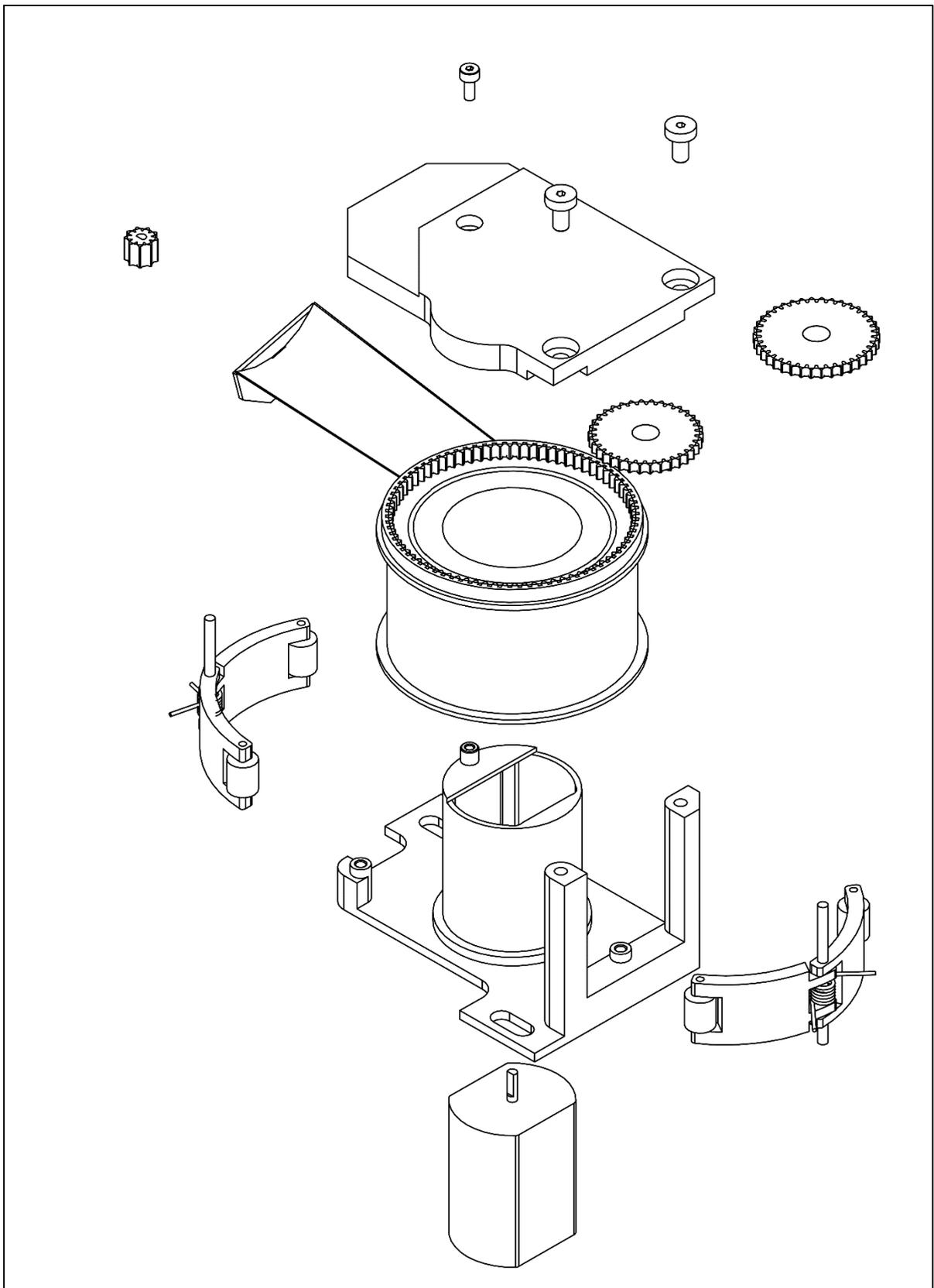
Abb. A1-2: Cube Sail ohne Profilbandführung [ 2 ]

- 
- [ 1 ] Fernandez, J.M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)
- [ 2 ] Fernandez, J.M. et al. (2013): Deployment Mechanismus of a gossamer Satellite Deorbiter; unter URL: <http://esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2013/fernandez.pdf> (Stand: 20.04.2016)

## Anhang 7: Explosionsansicht des Flächenentfaltungssystems (FES)



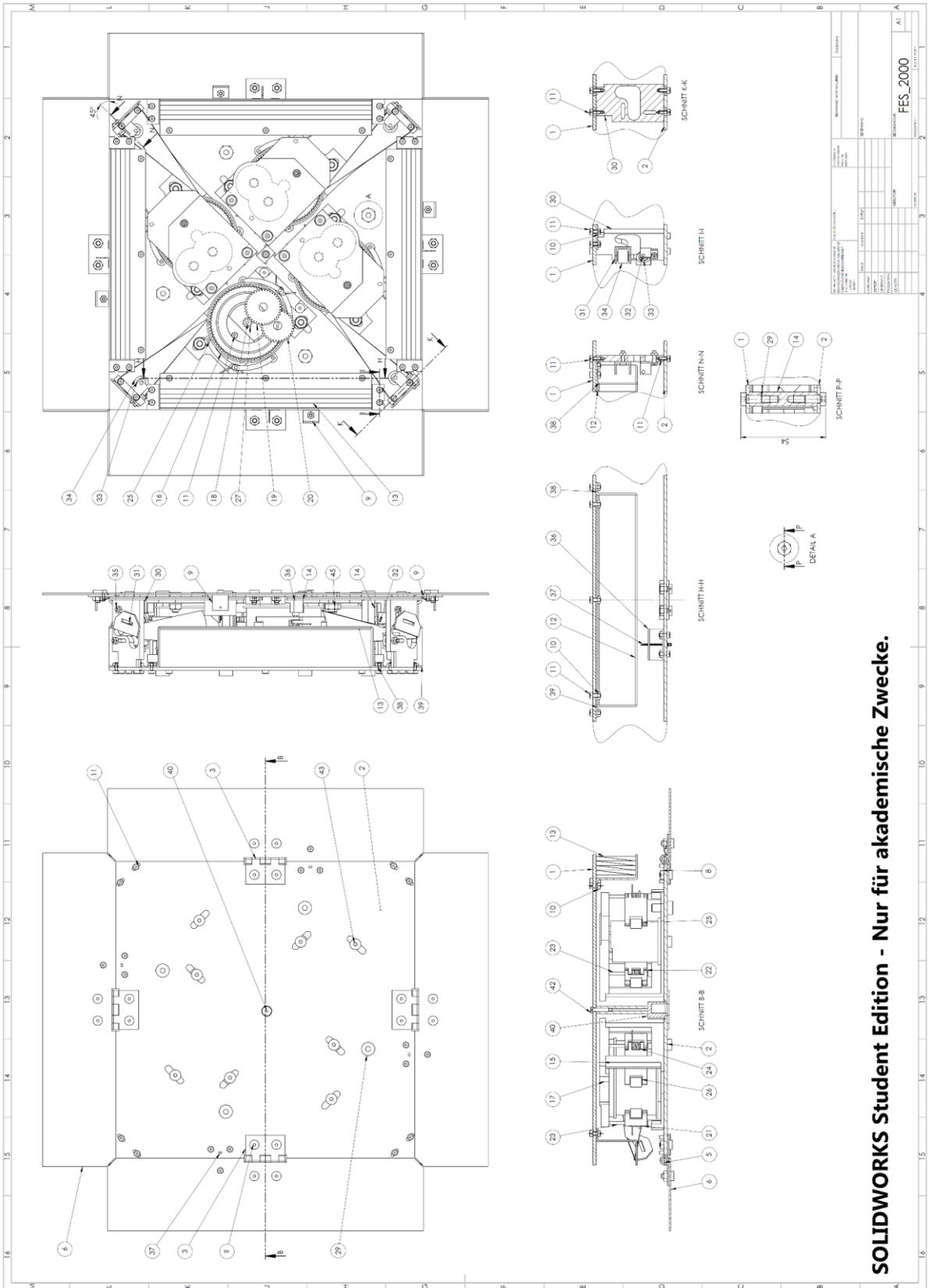
## Anhang 8: Explosionsansicht des Ausfahrsystems



## Anhang 9: Stückliste

POS-NR.	BENENNUNG	BESCHREIBUNG I	BESCHREIBUNG II	MENGE
1	Grundplatte		Fertigung	1
2	Deckplatte		Fertigung	1
3	HHSP25-LEAF1	Federscharnier A	Beschaffung	4
4	HHSP25-LEAF2	Federscharnier B	Beschaffung	4
5	HHSP25-PIN	Federscharnier C	Beschaffung	4
6	Klappe		Fertigung	4
7	Innensechskant	M3x6	Beschaffung	24
8	Mutter	M3	Beschaffung	16
9	L-Winkel	10 x 10	Fertigung	4
10	Mutter	M2	Beschaffung	48
11	Innensechskant	M2x5	Beschaffung	63
12	Z-Winkel	7 x 24 x 15	Fertigung	4
13	Segel	MPET 2100 x 1600	Beschaffung	4
14	Abstandsstift	M5x40	Beschaffung	4
15	Rahmen		Fertigung	4
16	Profilbandtrommel		Beschaffung	4
17	Getriebedeckel		Fertigung	4
18	E-Motor		Beschaffung	4
19	Zahnrad 2/3		Beschaffung	4
20	Zahnrad 4/5		Beschaffung	4
21	Spanner	(rechts)	Fertigung	8
22	Spanner	(links)	Fertigung	8
23	Stift	(Feder)	Fertigung	8
24	Torsionsfeder		Beschaffung	8
25	Stift	(Gummirad)	Beschaffung	16
26	Gummirad	(Spanneinheit)	Beschaffung	16
27	Zahnrad 1	(Antrieb)	Beschaffung	4
28	Passschablone		Fertigung	4
29	Innensechskant	M5x10	Beschaffung	8
30	Stopper		Fertigung	4
31	Radhalter		Fertigung	8
32	Welle		Fertigung	8
33	Messingrohr		Fertigung	8
34	PVC-Schlauch		Beschaffung	8
35	Innensechskant	M2x8	Beschaffung	8
36	U-Profil		Fertigung	4
37	Splint	DIN 94 A2 1 x 16	Beschaffung	4
38	Winkelwand	(links)	Fertigung	4
39	Winkelwand	(rechts)	Fertigung	4
40	Netzteil	4,8 - 6 V	Beschaffung	1
41	Abstandszyylinder	M2x30	Beschaffung	1
42	Innensechskant	M2x10	Beschaffung	1
43	Innensechskant	M4x10	Beschaffung	8
44	Unterlegscheibe	M4	Beschaffung	24
45	Sechskantmutter	M4	Beschaffung	8

# Anhang 10: Flächenentfaltungssystem (FES) - Gesamtbaugruppe



SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.



# Anhang 12: Spanneinheit - Baugruppe

POS-NR.	BENENNUNG	MENGE
1	Spanner_rechts1	1
2	Spanner_links1	1
3	Stift_Feder	1
4	Torsionsfeder	1
5	Stift_Gummirad	2
6	Spanner_Gummirad	2

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: ABMESSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:	ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN	ÄNDERUNG
NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:			
GEZEICHNET						
GEPRÜFT						
GENEHMIGT						
PRODUKTION						
QUALIF.						
GEWICHT:			MASSSTAB:1:1		BLATT 1 VON 1	

**SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.**

**Spanneinheit**

A4

# Anhang 13: Rolleinheit - Baugruppe

POS-NR.	BENENNUNG	MENGE
1	Radhalter	1
2	Welle	1
3	Messingrohr_222379-62_(Conrad)	1
4	PVC-Schlauch_3893354_(Hornbach)	1

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRÄTEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
NAME	SIGNATUR	DATUM		BENENNUNG:					
GEZEICHNET									
GEPRÜFT									
GENEHMIGT									
PRODUKTION									
QUA				SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.				A4	
				Gewicht:		MASSSTAB: 5:1		BLATT 1 VON 1	

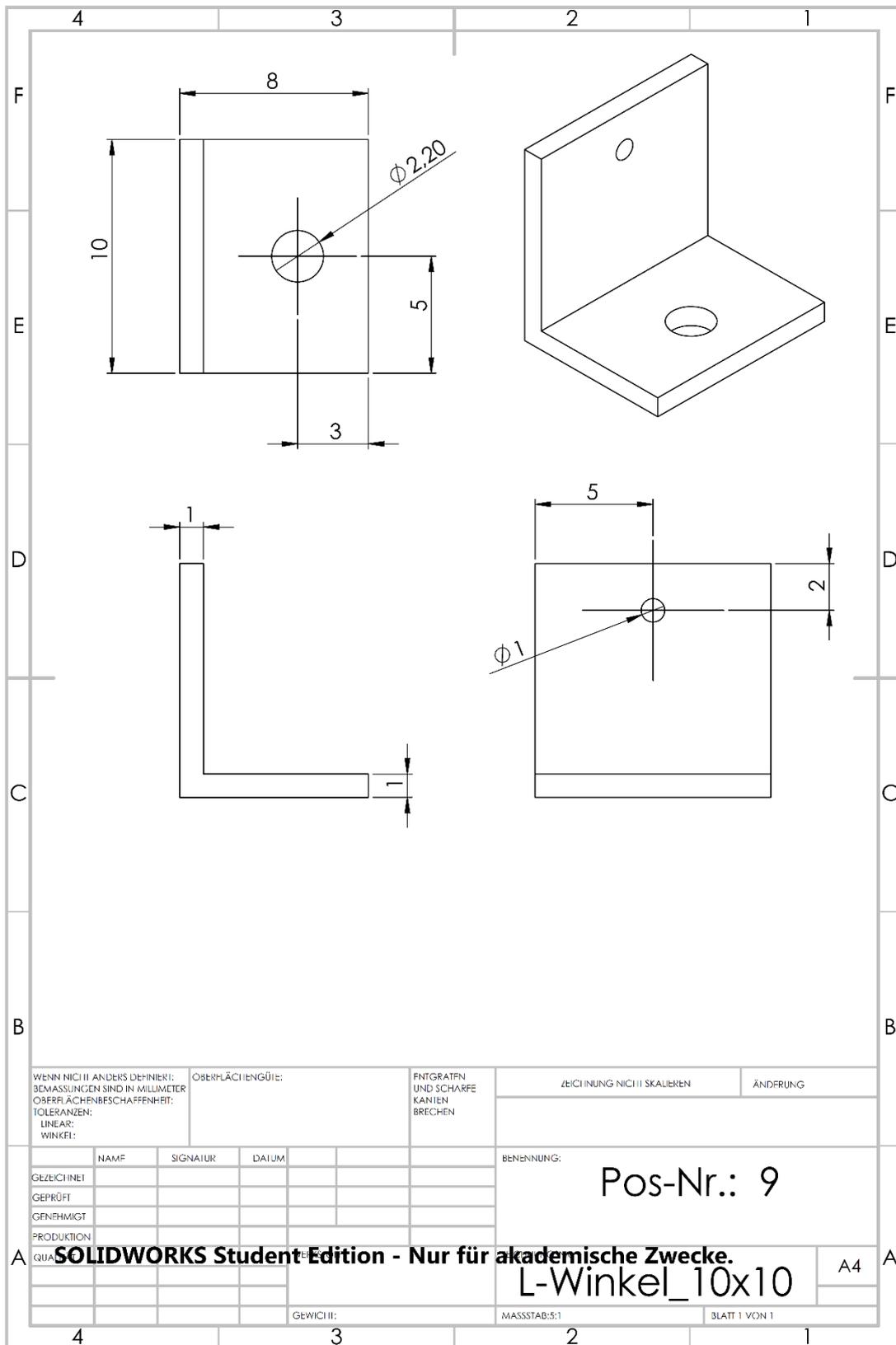
Rolleneinheit



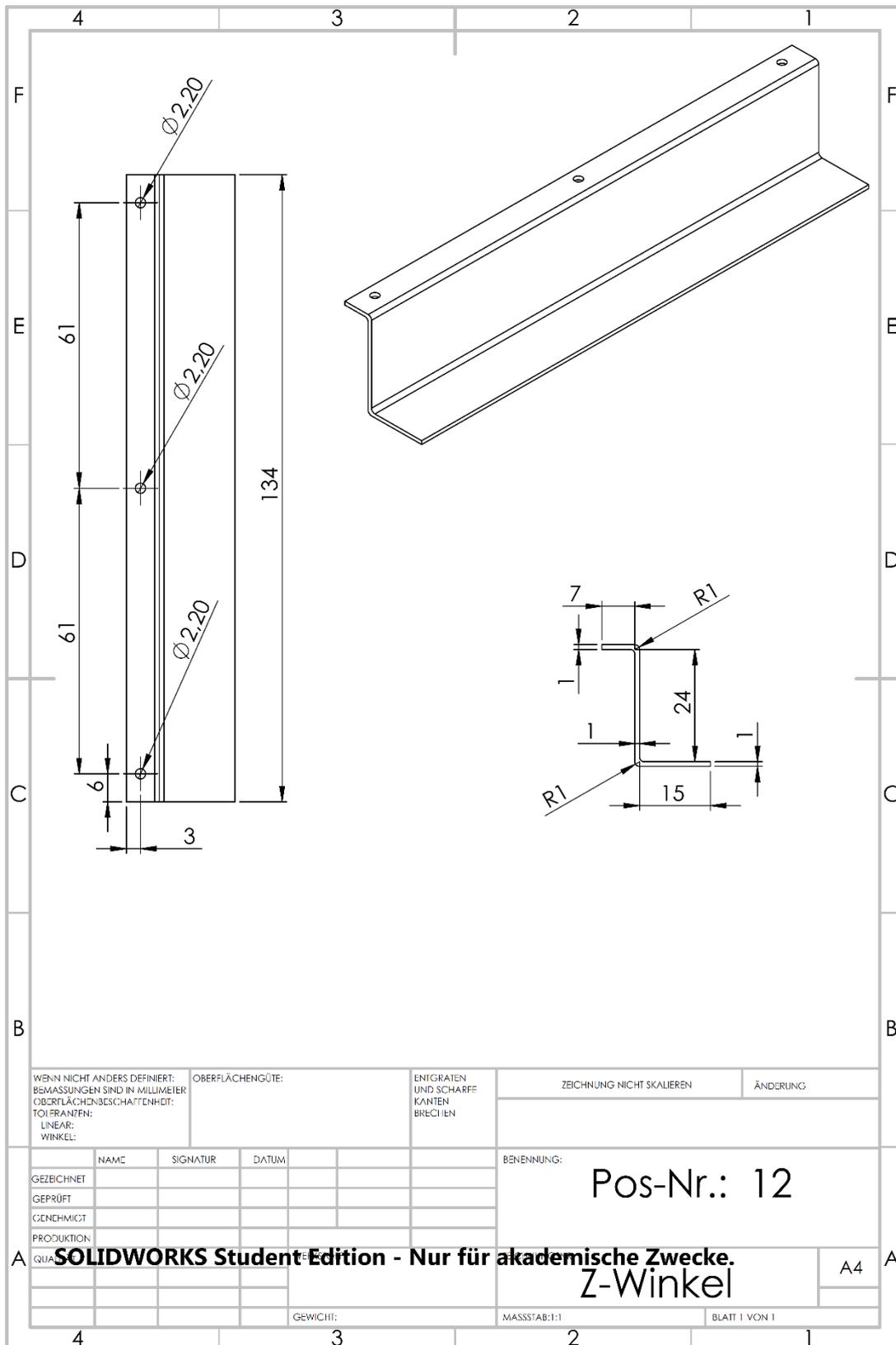




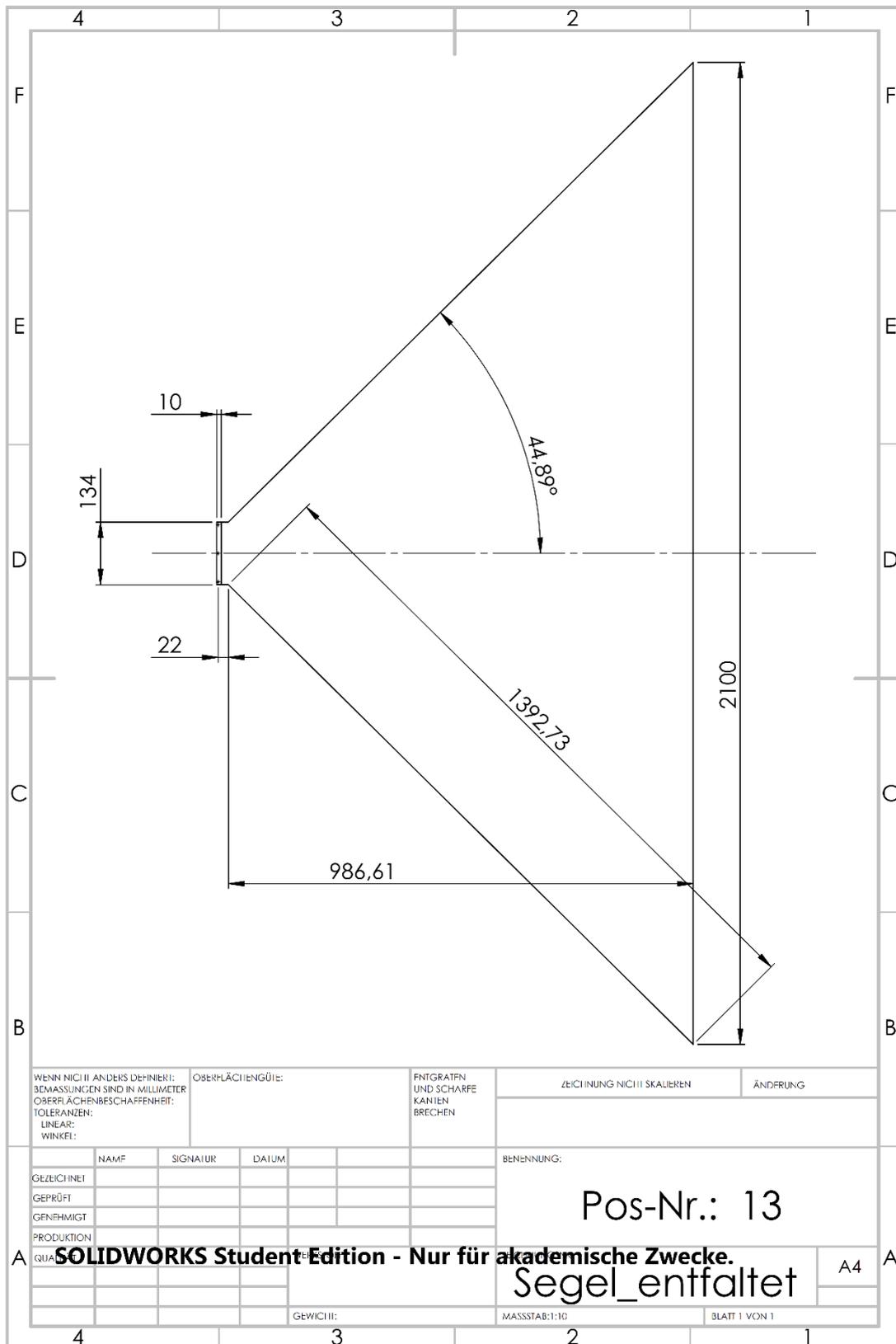
# Anhang 17: L-Winkel



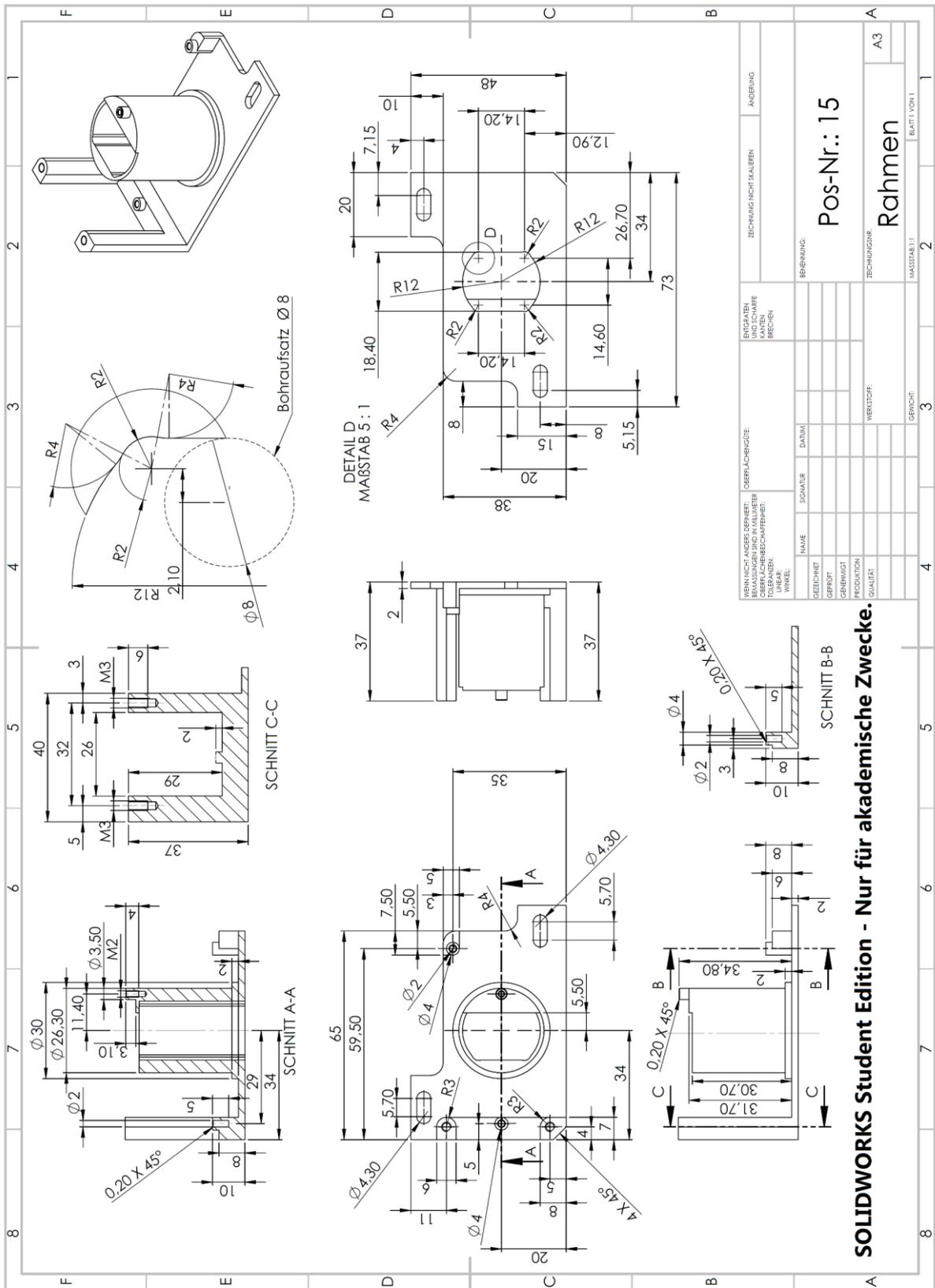
# Anhang 18: Z-Winkel



# Anhang 19: Segel (entfaltet)

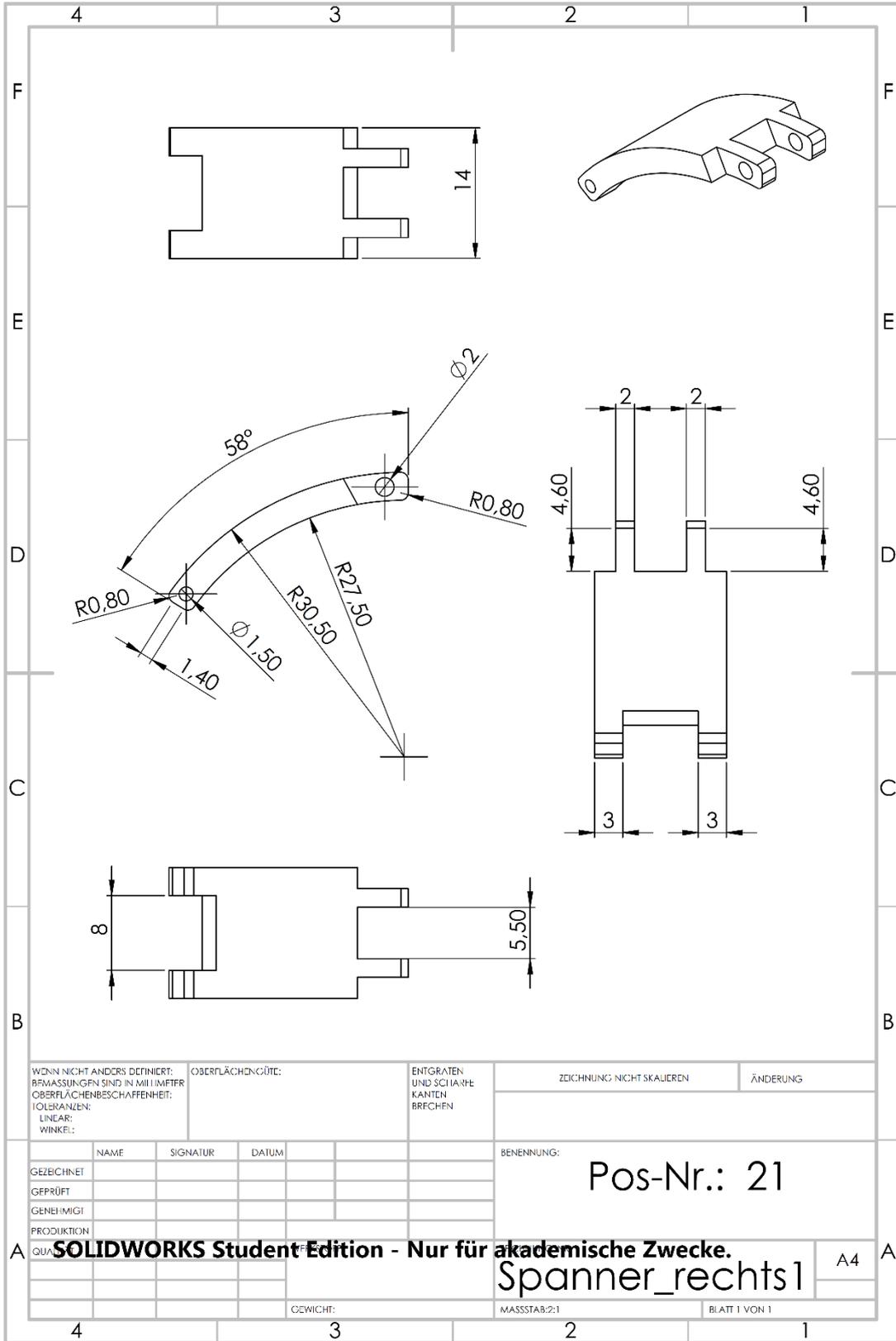


# Anhang 20: Rahmen



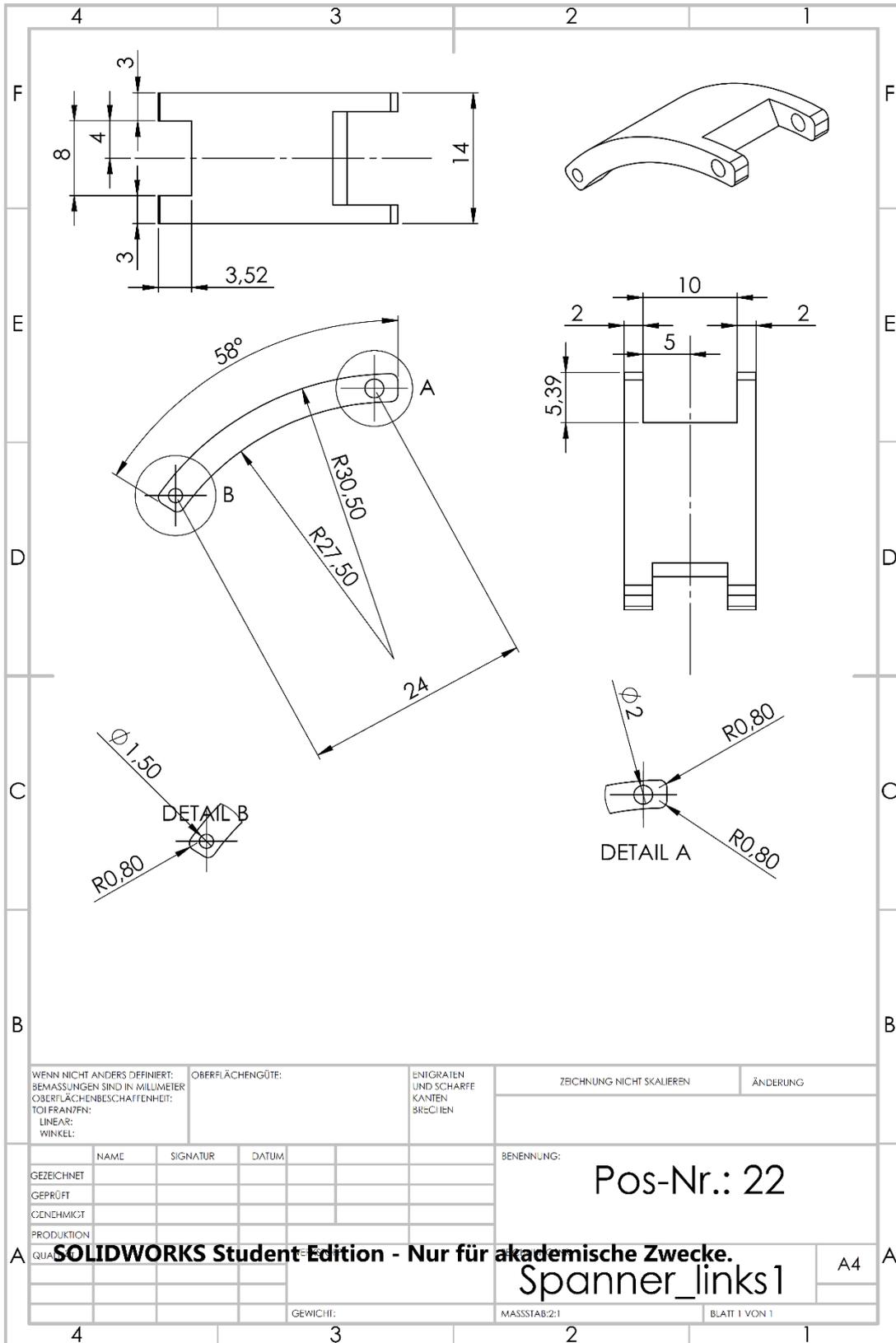


# Anhang 22: Spanner (rechts)



SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke. Spanner\_rechts1 A4

# Anhang 23: Spanner (links)



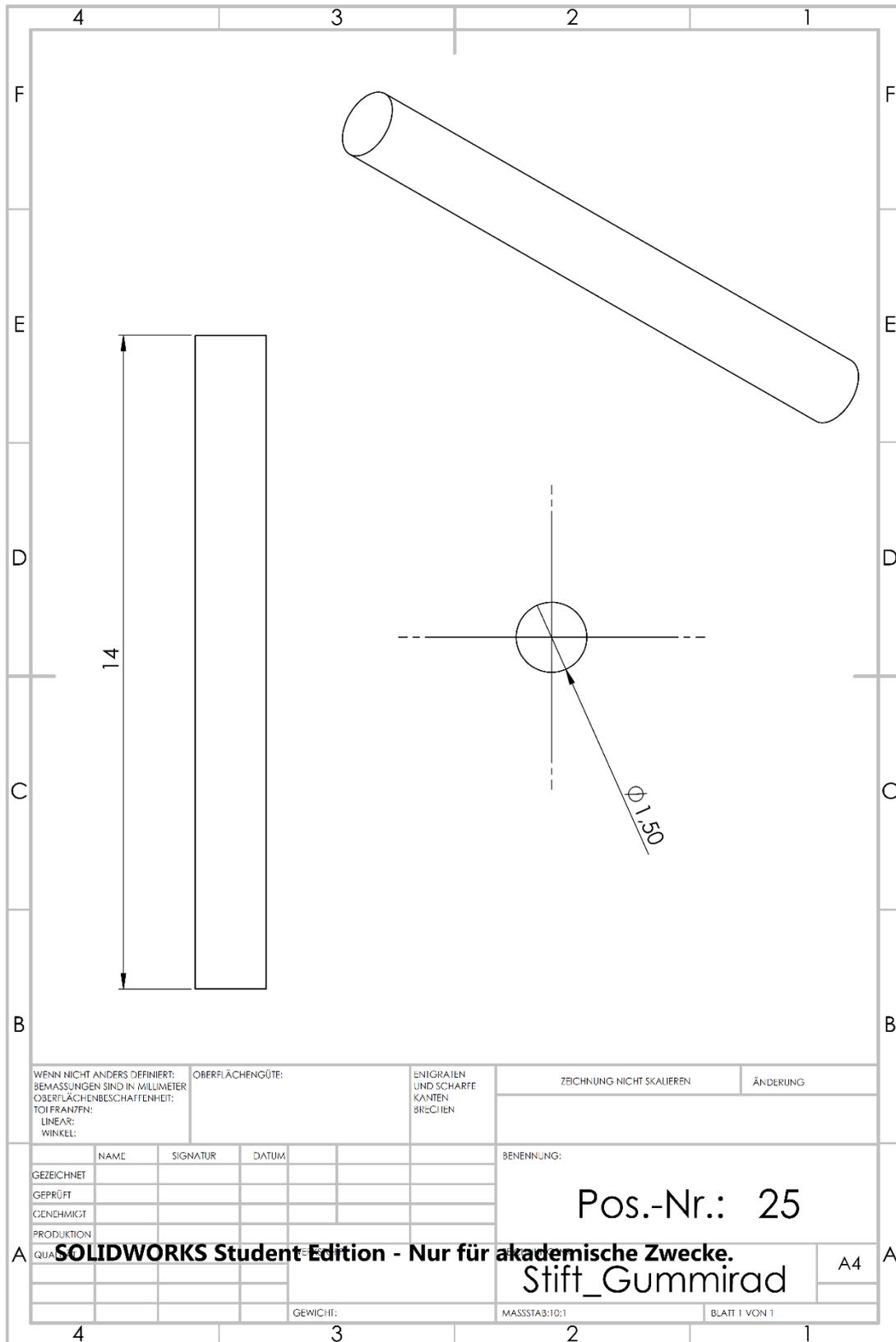
# Anhang 24: Stift-Feder

The drawing shows a ballpoint pen nib. The left view is a side profile with a vertical dimension line indicating a length of 32. The right view is an end view showing a circular tip with a diameter dimensioned as  $\varnothing 2$ . The drawing is set within a grid with columns labeled 1, 2, 3, 4 and rows labeled A, B, C, D, E, F.

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENIGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN	ÄNDERUNG
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG: <h2 style="margin: 0;">Pos-Nr.: 23</h2>			
GEPRÜFT							
GENEHMIGT							
PRODUKTION							
QUALITÄT:				GEWICHT:		MASSSTAB: 5:1	BLATT 1 VON 1

Stift\_Feder

# Anhang 25: Stift-Gummirad

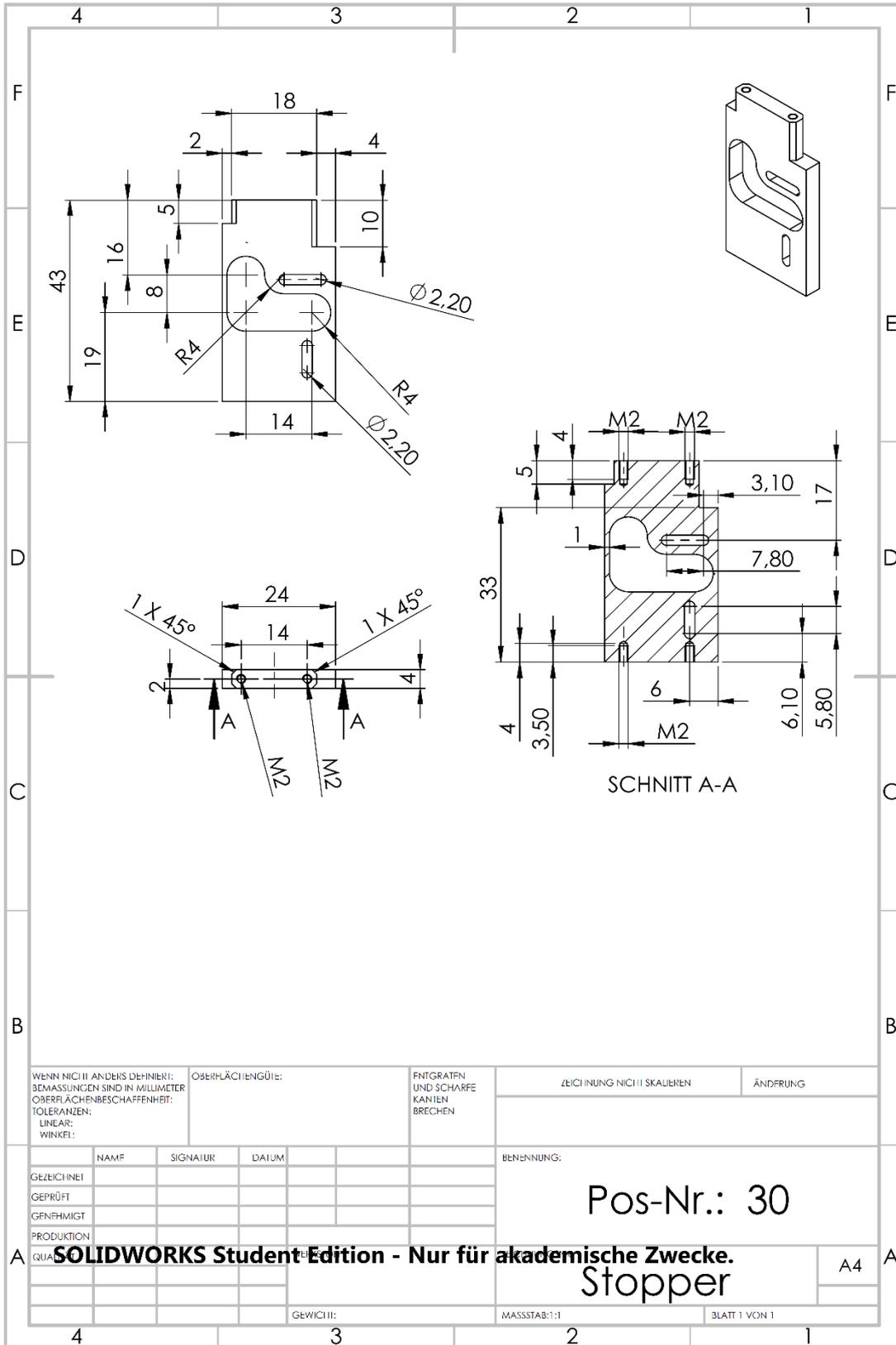


WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFENHEIT: TOIFRÄNZFN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENIGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
NAME		SIGNATUR		DATUM		BENENNUNG:			
GEZEICHNET		GEPRÜFT		GENEHMIGT		Pos.-Nr.: 25 Stift_Gummirad			
PRODUKTION		QUALITÄT		GEWICHT:					

**SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.**

A4

# Anhang 26: Stopper



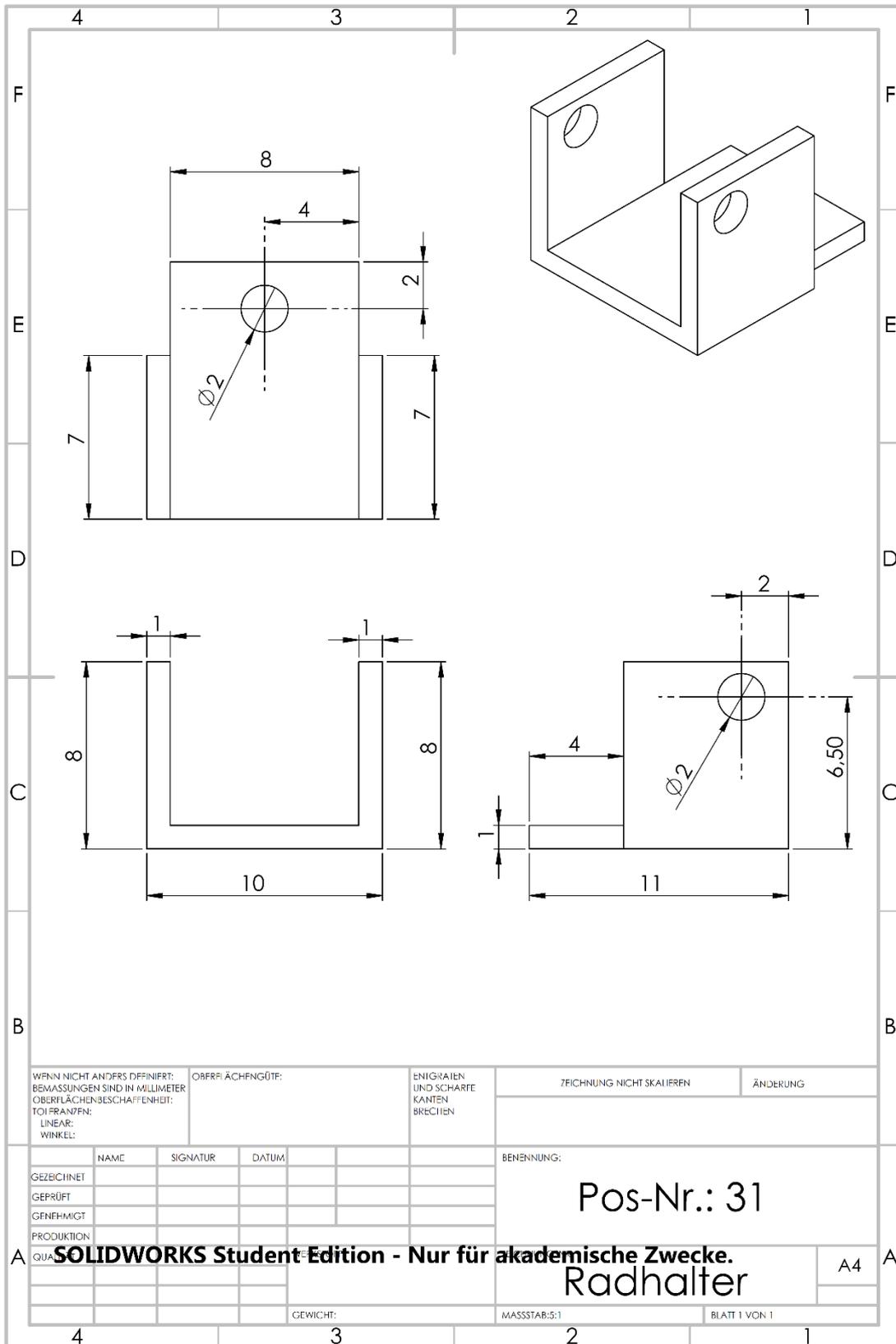
WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:	OBERFLÄCHENGÜTE:	FMTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN	ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN	ÄNDERUNG
-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	------------------	-----------------------------------------------	---------------------------	----------

GEZEICHNET	NAMF	SIGNATUR	DA TUM	BENENNUNG:
GEPRÜFT				Pos-Nr.: 30
GENEHMIGT				
PRODUKTION				

**SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.**  
**Stopper**

GEWICHT:	MASSSTAB:1:1	BLATT 1 VON 1
----------	--------------	---------------

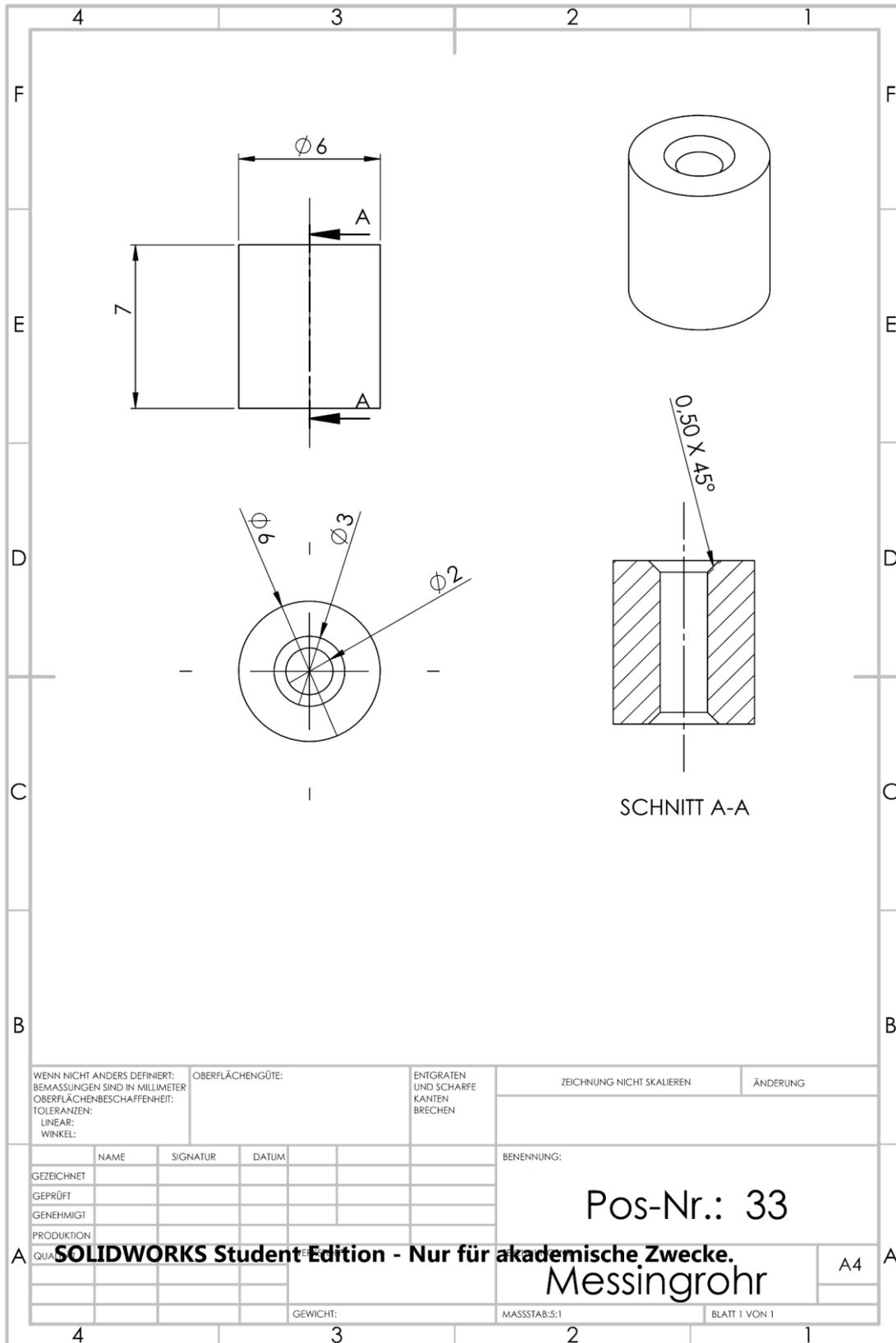
# Anhang 27: Radhalter



# Anhang 28: Welle

4	3	2	1
F			F
E			E
D			D
C			C
B			B
WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:	ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN
		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN	ÄNDERUNG
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM
GEPRÜFT			
GENEHMIGT			
PRODUKTION			
QUALITÄT:		BENENNUNG:  <h2 style="margin: 0;">Pos-Nr.: 32</h2> <h2 style="margin: 0;">Welle</h2>	
QUANTITÄT:		MASSSTAB: 10:1	BLATT 1 VON 1
4	3	2	1
A			A

# Anhang 29: Messingrohr

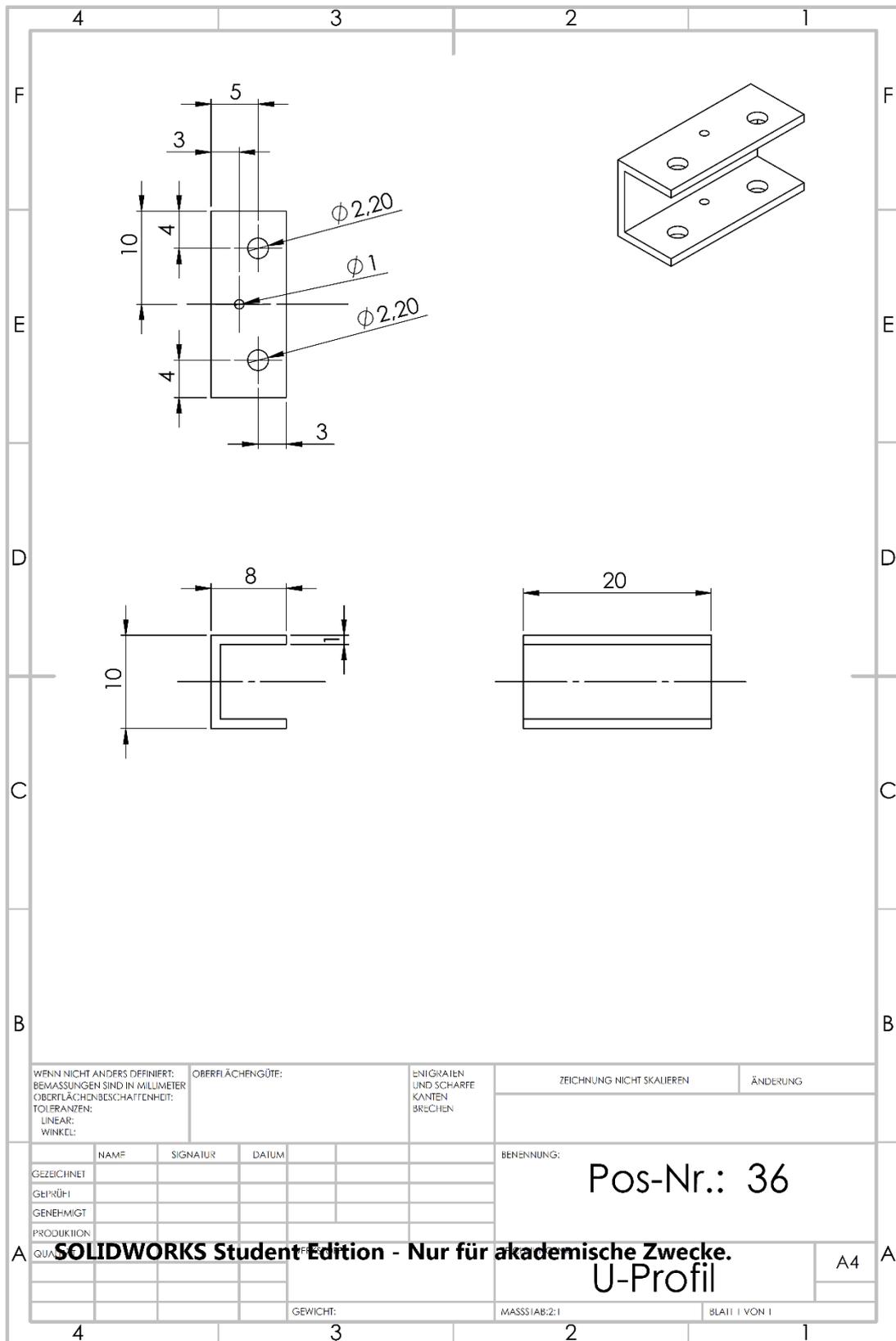


WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM			BENENNUNG:			
GEPRÜFT						Pos-Nr.: 33			
GENEHMIGT									
PRODUKTION						Messingrohr			
QUALITÄT									
GEWICHT:					MASSSTAB: 5:1		BLATT 1 VON 1		

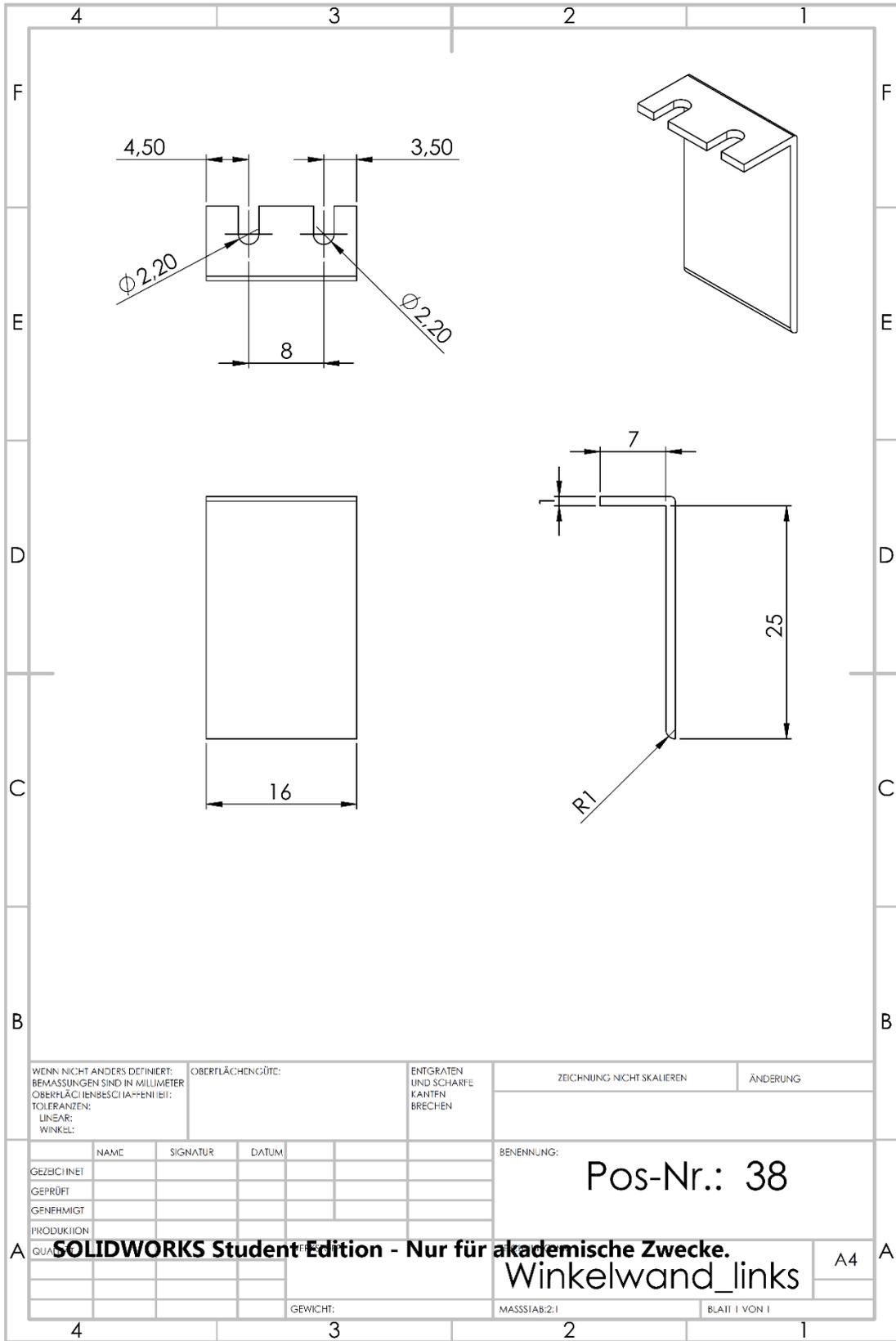
SOLIDWORKS Student Edition - Nur für akademische Zwecke.

A4

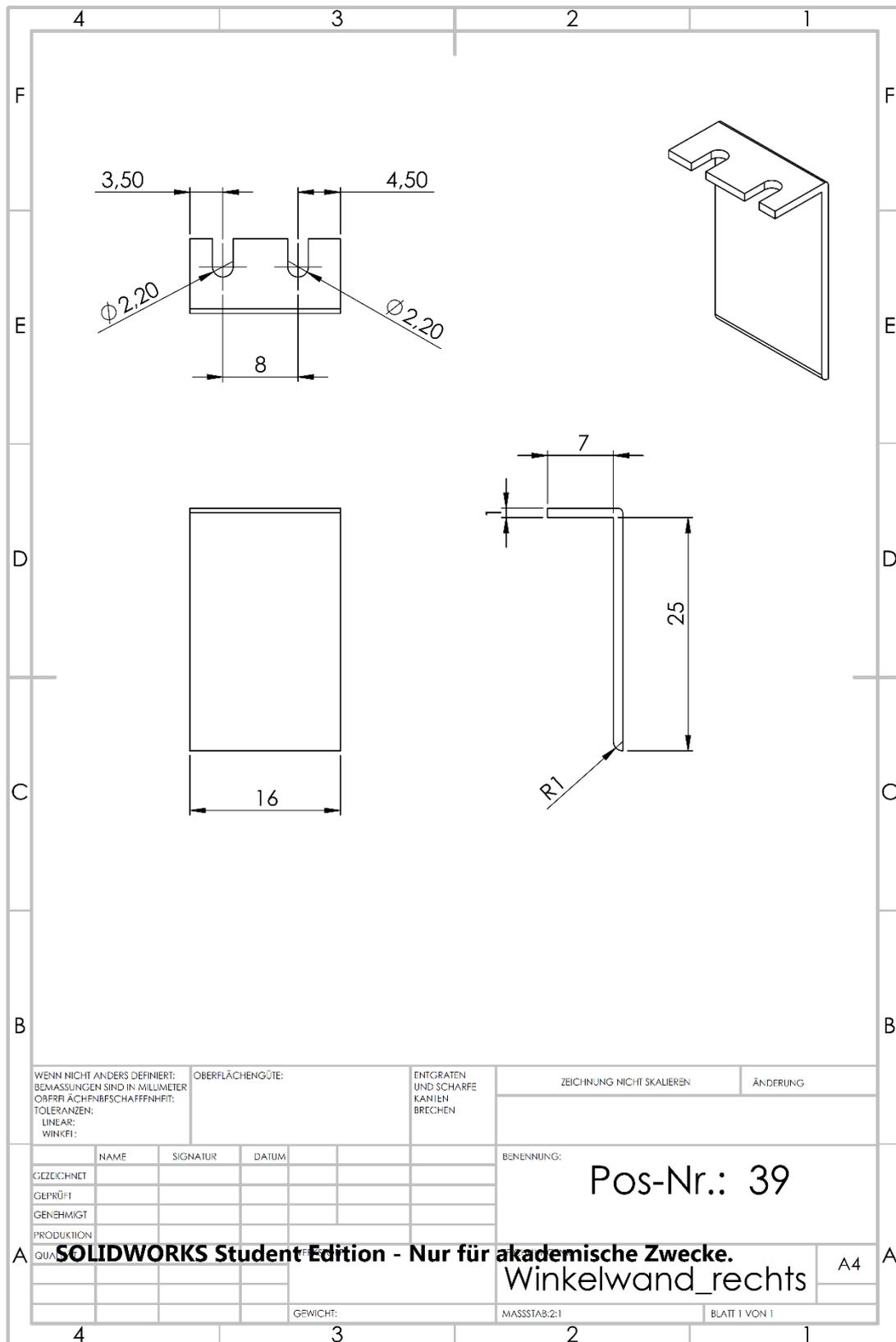
# Anhang 30: U-Profil



# Anhang 31: Winkelwand (links)

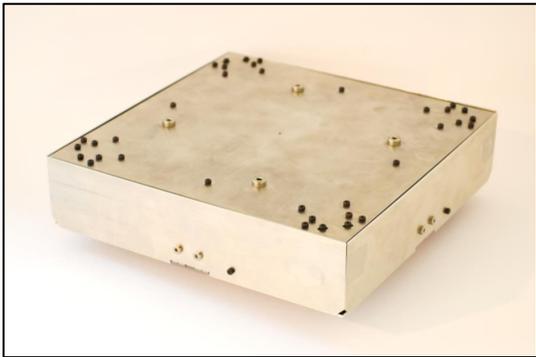
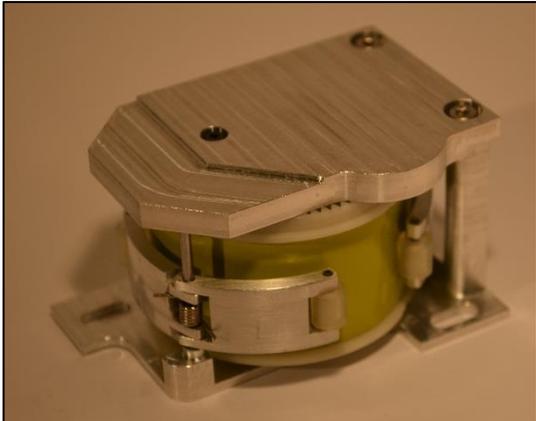


## Anhang 32: Winkelwand (rechts)

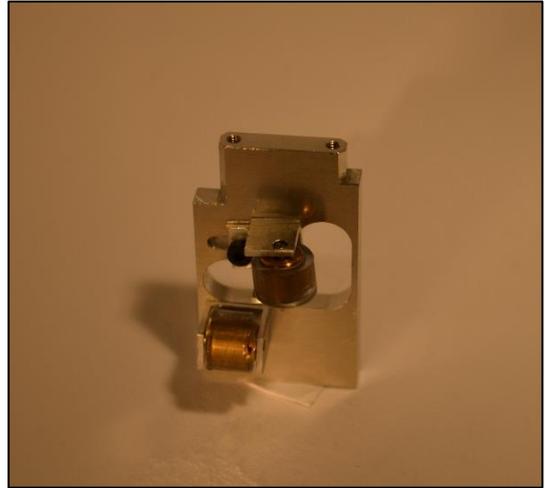


## Anhang 33: Inspektion der gefertigten Bauteile

Folgende Abbildungen zeigen die an der TU-Berlin ILR-Werkstatt gefertigten Bauteile. Die Bauteile wurden vermessen und mit den Technischen Zeichnungen aus den Anhängen 14 bis 32 abgeglichen. Es wurde festgestellt, dass sie den Maßen entsprechen. Anschließend wurden die gefertigten Bauteile und das Gesamtsystem gewogen.

<b>Anhang</b>	<b>Bezeichnung (<i>Position, Gewicht</i>)</b>	<b>Abbildung</b>
<b>Anhang 10</b>	<i>FES</i>  <i>Gesamtbaugruppe</i>  <i>Gesamtgewicht: 2,05 kg</i>	
<b>Anhang 11</b>	<i>Ausfahrssystem</i>  <i>Baugruppe</i>  <i>Gewicht: 338,5 g</i>	
<b>Anhang 12</b>	<i>Spanneinheit</i>  <i>Baugruppe</i>  <i>Gewicht: 6,8 g</i>	

**Anhang 13**      *Führungseinheit*  
*Baugruppe*  
*Gewicht: 13,5 g*



**Anhang 14**      *Grundplatte*  
*Pos.-Nr.: 1*  
*Gewicht: 198,8 g*



**Anhang 15**      *Deckplatte*  
*Pos.-Nr.: 2*  
*Gewicht: 187,4 g*



**Anhang 16**      *Klappe*  
*Pos.-Nr.: 6*  
*Gewicht: 25,8 g*



**Anhang 17**

*L-Winkel*

*Pos.-Nr.: 9*

*Gewicht: 0,5 g*



**Anhang 18**

*Z-Winkel*

*Pos.-Nr.: 12*

*Gewicht: 15,7 g*



**Anhang 19**

*Segel*

*Pos.-Nr.: 13*

*Gewicht: 19,2 g*

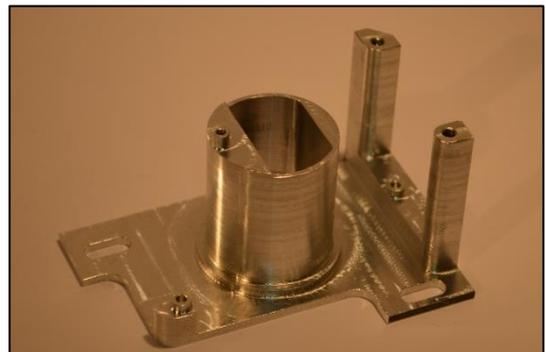


**Anhang 20**

*Getriebedeckel*

*Pos.-Nr.: 15*

*Gewicht: 31,7 g*

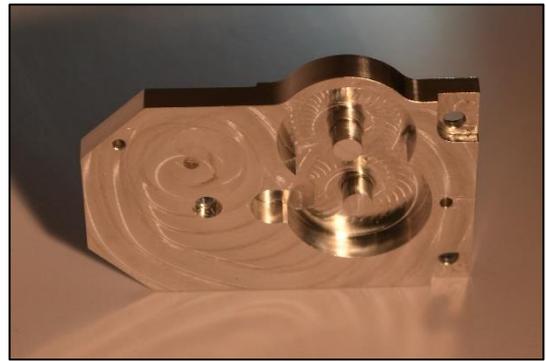


**Anhang 21**

*Rahmen*

*Pos.-Nr.: 17*

*Gewicht: 345 g*



**Anhang 22**

*Spanner rechts*

*Pos.-Nr.: 21*

*Gewicht: 2,4 g*



**Anhang 23**

*Spanner links*

*Pos.-Nr.: 22*

*Gewicht: 2,4 g*



**Anhang 24**

*Stift-Feder*

*Pos.-Nr.: 23*

*Gewicht: 0,8 g*



**Anhang 25**      *Stift-Gummirad*

*Pos.-Nr.: 25*

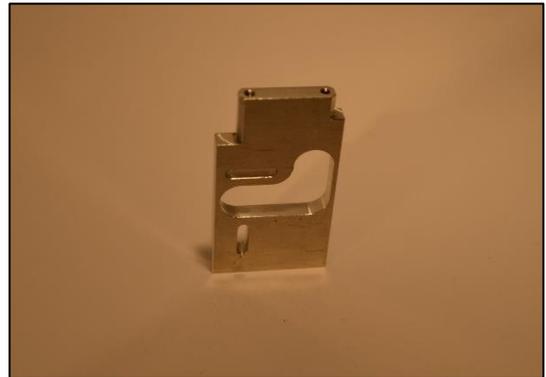
*Gewicht: 0,2 g*



**Anhang 26**      *Stopper*

*Pos.-Nr.: 30*

*Gewicht: 7,8 g*



**Anhang 27**      *Radhalter*

*Pos.-Nr.: 31*

*Gewicht: 0,6 g*



**Anhang 28**      *Welle*

*Pos.-Nr.: 32*

*Gewicht: 0,2 g*

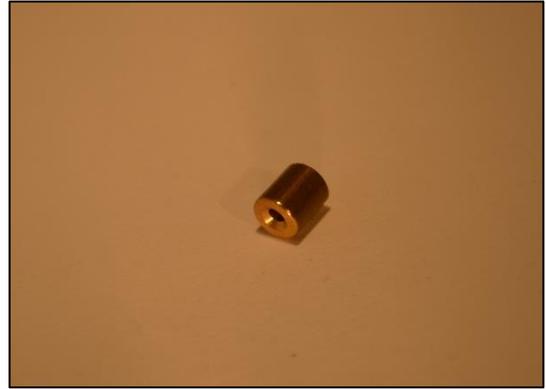


**Anhang 29**

*Messingrohr*

*Pos.-Nr.: 33*

*Gewicht: 1,4 g*

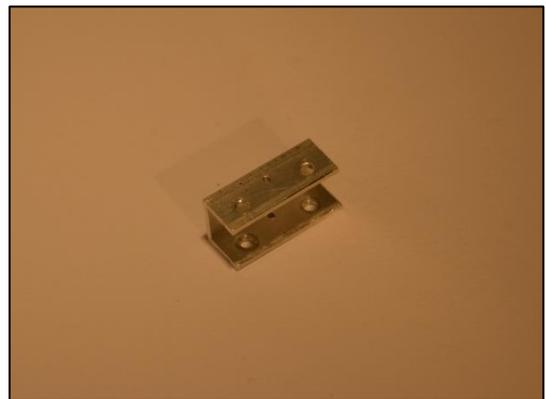


**Anhang 30**

*U-Profil*

*Pos.-Nr.: 36*

*Gewicht: 1,3 g*



**Anhang 31**

*Winkelwand links*

*Pos.-Nr.: 38*

*Gewicht: 1,2 g*

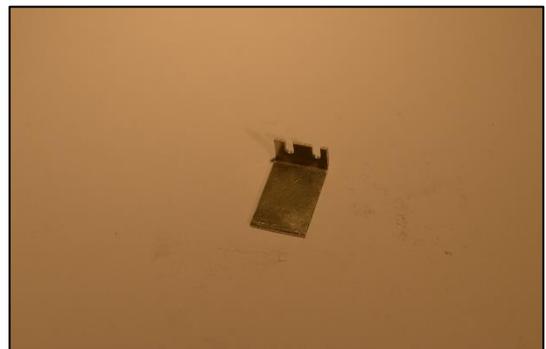


**Anhang 32**

*Winkelwand rechts*

*Pos.-Nr.: 39*

*Gewicht: 1,2 g*

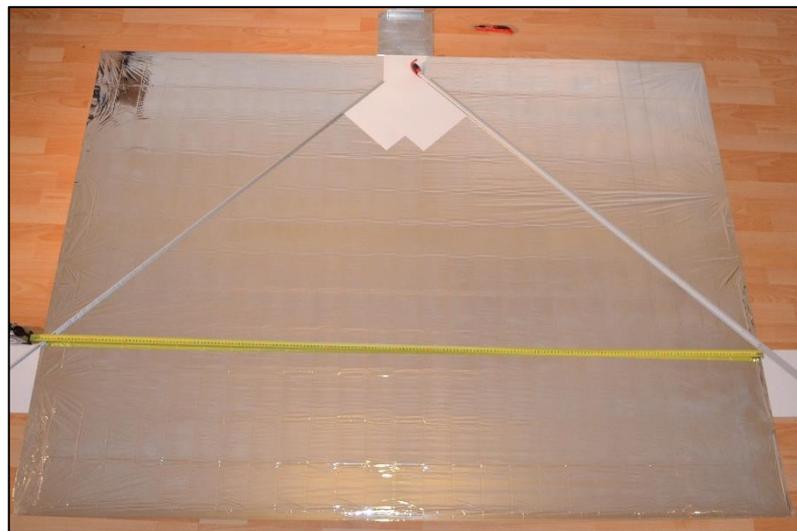


## Anhang 34: Zuschnitt und Falten des Segels

Wie bereits erwähnt ist das Arbeiten mit der MPET-Folie sehr arbeitsintensiv, weil die 12 µm dicke Folie sehr leicht und kaum fühlbar ist. Als MPET-Folie werden vier sog. Rettungsdecken erworben und zu geschnitten. Zu Beginn werden alle vier Folien gleichmäßig übereinandergelegt und an allen vier Ecken fest mit dem Boden verklebt, sodass die Folien gespannt sind.



Anschließend wird das Muster festgelegt und mit einer Metallschiene, die als Führung verwendet wird, geschnitten.

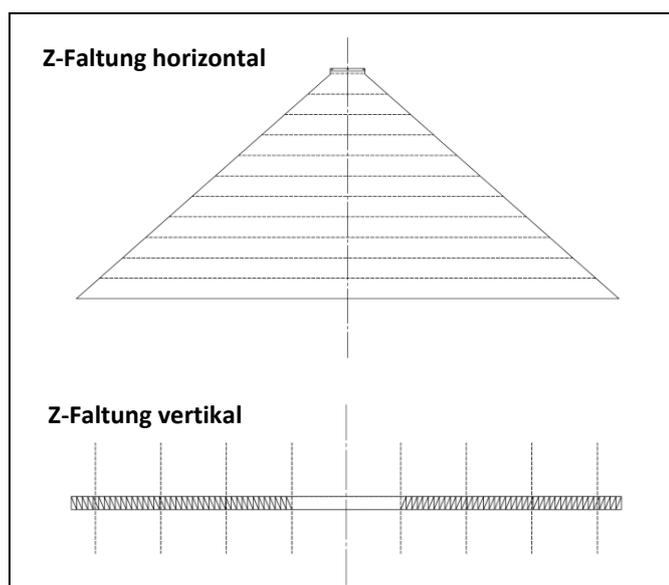


Dabei werden alle vier Lagen gleichzeitig geschnitten, sodass jedes Segel nach Fertigstellung identisch ist.



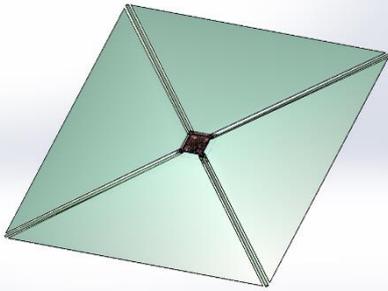
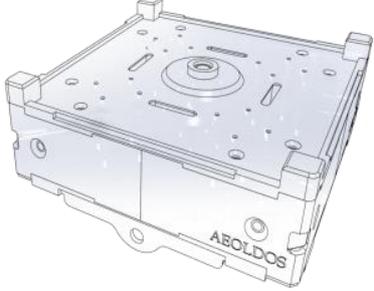
Anschließend wird das dreiecksförmige Segel einer Doppel-Z-Faltung, wie in folgender Abbildung abgebildet, unterzogen.

**Doppel-Z-Faltung:**



## Anhang 35: Vergleich FES und AEOLDOS

In der folgenden Tabelle werden das FES und das AEOLDOS einander gegenübergestellt, beide Systeme ähneln sich in ihren Systemdaten.

Vergleich FES und AEOLDOS		
System	FES	AEOLDOS [ 1 ]
Abbildung		
Hersteller	Technische Universität Berlin	University of Glasgow
Sitz des Herstellers	Deutschland	Großbritannien
Anwendung	Wiedereintritt	Sonnensegel
Dimension	2D	2D
Abmessungen [cm]	20x20x5	10x10x4
Stirnfläche [m <sup>2</sup> ]	3,92	3
Masse [kg]	2,05	0,372
Faltungsstruktur	Profilband	Profilband
Anzahl der Träger	4	4
Antrieb	DC-Motor	Federsystem

[ 1 ] McRobb, Malcolm (2014): AEOLDOS - Areodynamic End Of Life DeOrbit System; unter URL: [www.gla.ac.uk/media/media\\_375000\\_en.ppt](http://www.gla.ac.uk/media/media_375000_en.ppt) (Stand: 12.09.2016)

## Anhang 36: CD-Übersicht

Die Ordner auf der beiliegenden CD sind folgender Maßen geordnet:

