



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

## **Masterarbeit**

Efe Kolcak

# **Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie Erprobung eines Demonstrators für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau**

*Fakultät Technik und Informatik  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science  
Department of Automotive and  
Aeronautical Engineering*

**Efe Kolcak**

**Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie  
Erprobung eines Demonstrators für  
Kabinenmodule/-monumente im  
Flugzeugbau**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau  
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
der Fakultät Technik und Informatik  
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer/in: Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast  
Zweitprüfer/in : Prof. Dr.-Ing. Gordon Konieczny

Abgabedatum: 01.01.2022

# **Zusammenfassung**

**Efe Kolcak**

## **Thema der Masterthesis**

Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie Erprobung eines Demonstrators für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau

## **Stichworte**

Entwurf, Fertigung, Aufbau, Erprobung, Demonstrator, Luftfahrt, Flugzeug, Flugzeugkabine, Kabinenmodule, Kabinenbauteile, Kabinenmonumente, Zertifizierung, Ermüdungsversuch, Statischer Versuch, Festigkeitsnachweis, 3D-Druck, Sandwich

## **Kurzzusammenfassung**

Diese Arbeit umfasst den Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie die Erprobung eines Demonstrators für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau. Dazu werden Flugzeugbordküchen analysiert und auf Basis dessen ein Demonstrator konzeptioniert. Anschließend wird der Demonstrator mithilfe des 3D-Druckverfahrens gefertigt, um diesen Belastungsversuchen zu unterziehen.

**Efe Kolcak**

## **Title of the paper**

Dimensioning, manufacturing and assembly as well as testing of a demonstrator for cabin modules/monuments in aviation

## **Keywords**

Dimensioning, manufacturing, assembly, testing, demonstrator, aviation, aircraft, aircraft cabin, cabin modules, cabin parts, cabin monuments, certification, fatigue test, static test, stress analysis, 3D printing, sandwich

## **Abstract**

This work includes the dimensioning, manufacturing and assembly as well as testing of a demonstrator for cabin modules/monuments in aviation. For this purpose, Aircraft galleys are analyzed to develop a demonstrator concept. After that, the demonstrator is manufactured through 3D printing, to perform load tests.



FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK  
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU  
Professor Dr.-Ing. E. NAST

## **Aufgabenstellung *Masterarbeit***

**Name:** Efe Kolcak

**Thema:** Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie Erprobung eines Demonstrators für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau

### 1. Einführung:

Mit Unterstützung der Ditze-Stiftung, des Förderkreises Wagenbauschule sowie des Zukunftsprogramms der Fakultät TI wurden zur Verbesserung der Lehre im Bereich der Technischen Mechanik mehrere Versuchsaufbauten und mechanische Modelle im Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau konzipiert und beschafft.

Diverse Prüfstände wurden bereits aufgebaut und messtechnisch analysiert. Durch die Nutzung im Lehrbetrieb wird zunehmend deutlich, welche Veränderungen oder Ergänzungen von Versuchsaufbauten für die Lehre hilfreich wären. Weiterhin ist die Nutzung im Rahmen von Girls' Day, mint: pink u.ä. vorgesehen.

Im Rahmen dieser Masterarbeit soll für das Mechanik-Labor des Departments Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau ein Demonstrator für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau entworfen und dimensioniert, gefertigt und aufgebaut sowie erprobt werden. Eine Beschränkung auf ein typisches Bauteil ist zulässig. Für Lasten, Lasteinleitungen etc. sind vereinfachende, aber strukturmechanisch plausible Werte zu ermitteln. Die Verformungsmessung soll mittels Messuhren erfolgen. Als Referenzlösung ist eine vereinfachende Handrechnung oder eine FE-Lösung denkbar.

Nach Möglichkeit sollen Komponenten im 3D-Druck (z.B. über 3D-Space der Fakultät TI) erzeugt werden. Für sonstige Fertigungen, Anpassungen etc. ist bevorzugt auf die zentrale Laborwerkstatt der Fakultät TI im Gebäude BT 5 zurückzugreifen.

Falls pandemiebedingt die Komponenten nicht innerhalb der Bearbeitungszeit der Masterarbeit gefertigt werden können oder das Mechanik-Labor nicht durchgängig genutzt werden kann, ist alternativ ein Konzeptentwurf vorzulegen. Der Konzeptentwurf soll Zusammenbau- und Einzelteilzeichnungen, Stücklisten, Aufbau- und Versuchsvorschläge sowie Kostenschätzungen enthalten.

In jedem Fall sind – soweit möglich – Standardkomponenten aus dem Mechanik-Labor einzusetzen.

Der Demonstrator geht nach Abschluss der Masterarbeit in das Eigentum des Mechanik-Labors über.

## 2. Aufgabenstellung in Arbeitsschritten:

- Einarbeitung in die Thematik und Literaturrecherche
- Erarbeitung eines Demonstrator-Konzeptes unter Verwendung möglichst vieler Standardbauteile aus dem Bestand des Mechanik-Labors
- Fertigung erforderlicher Komponenten
- Aufbau des Demonstrators
- Erprobung des Demonstrators
- Dokumentation der mit dem Demonstrator möglichen Versuche und Erstellung einer Versuchsanleitung

Hamburg, den 



---

# Inhalt

<b>Verzeichnis der Bilder .....</b>	<b>8</b>
<b>Verzeichnis der Tabellen .....</b>	<b>11</b>
<b>Liste der Symbole .....</b>	<b>12</b>
<b>Liste der Abkürzungen .....</b>	<b>13</b>
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>14</b>
<b>2 Stand der Technik .....</b>	<b>15</b>
2.1 Methoden zur Entwicklung und Konstruktion.....	15
2.1.1 VDI-Richtlinie 2221 .....	16
2.1.2 Das V-Modell .....	18
2.2 Zertifizierung und Tests im Flugzeugbau.....	19
2.2.1 Stresstests .....	22
2.2.2 Statische Nachweisführung in der Flugzeugkabine.....	24
2.3 Untersuchte Fertigungsverfahren.....	27
2.3.1 Sandwichbauweise.....	27
2.3.2 3D-Druck.....	34
<b>3 Konzeptionierung eines Demonstrators .....</b>	<b>42</b>
3.1 Analyse der Bordküche .....	42
3.1.1 Bestandteile und Einbau .....	43
3.1.2 Belastung und Anbindung .....	45
3.1.3 Herausforderungen während der Entwicklung.....	47
3.2 Erarbeitung von Lösungsentwürfen .....	49
3.2.1 Anbindung an den Montagerahmen.....	50
3.2.2 Krafteinleitung in den Demonstrator .....	54
3.3 Strukturierung und Gestaltung der Module .....	58
<b>4 Fertigung des Demonstrators.....</b>	<b>60</b>
4.1 Erster Druckvorgang.....	60
4.1.1 Druckvorbereitung .....	60
4.1.2 Druckergebnisse.....	63
4.2 Druck und Tests an Probekörpern .....	64
4.3 Zweiter Druckvorgang .....	67
4.3.1 Druckvorbereitung .....	68

4.3.2	Druckergebnisse.....	69
4.4	Dritter Druckvorgang .....	71
4.4.1	Druckvorbereitungen .....	71
4.4.2	Druckergebnisse.....	72
4.5	Weitere Fertigungsschritte .....	73
<b>5</b>	<b>Erprobung durch Versuche.....</b>	<b>74</b>
5.1	Gütekriterien an einen Versuch.....	74
5.2	Aufbau des Versuchsstandes .....	76
5.3	Versuch: Biegebelastung eines Bordküchen-Demonstrators.....	79
5.3.1	Theoretische Grundlagen zur Berechnung.....	80
5.3.2	Versuchsdurchführung .....	81
5.3.3	Auswertung der Ergebnisse .....	82
5.3.4	Abschließende Bewertung .....	86
5.4	Weitere Versuchsszenarien .....	88
5.4.1	Versuch: Biegung gegen die Flugrichtung.....	88
5.4.2	Versuch: Vertikale Dehnung des Demonstrators .....	89
5.4.3	Versuch: Geometrieinfluss auf die Verformung.....	91
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick.....</b>	<b>93</b>
	<b>Literaturverzeichnis .....</b>	<b>95</b>
<b>Anhang A:</b>	<b>Berechnung der Lastvielfache zur Krafteinleitung .....</b>	<b>101</b>
<b>Anhang B:</b>	<b>Auswertung des ersten 3D-Druckvorgangs.....</b>	<b>103</b>
<b>Anhang C:</b>	<b>Auswertung des zweiten 3D-Druckvorgangs .....</b>	<b>105</b>
<b>Anhang D:</b>	<b>Technische Zeichnung der Grundplatte.....</b>	<b>106</b>
<b>Anhang E:</b>	<b>Verwendete Materialien .....</b>	<b>107</b>
<b>Anhang F:</b>	<b>Aufbau des Versuchsstandes.....</b>	<b>110</b>
<b>Anhang G:</b>	<b>Arbeitszettel zur Versuchsdurchführung.....</b>	<b>111</b>
<b>Anhang H:</b>	<b>Berechnung der Verformungen.....</b>	<b>113</b>
<b>Anhang I:</b>	<b>Darstellung der zweiten Messung.....</b>	<b>115</b>

# Verzeichnis der Bilder

<b>Abbildung 1:</b> Darstellung der VDI-Richtlinie 2221 [Conrad 2008].....	16
<b>Abbildung 2:</b> Das Vorgehen nach dem V-Modell [Uhlenbrock 2013].....	18
<b>Abbildung 3:</b> Ebenen des V-Modells [Nach Schäuffele 2019] .....	19
<b>Abbildung 4:</b> Testumfang und Abstraktionsebene [Nach Rasmussen 2013] .....	21
<b>Abbildung 5:</b> Testpyramide zur Darstellung der Testkomplexität [Nach Krause 2016] ....	21
<b>Abbildung 6:</b> Kräftegleichgewicht an einem Flugzeug [Nach Hünecke 1998] .....	22
<b>Abbildung 7:</b> Ermüdungsversuch an der Flugzeugstruktur [Mensen 2013].....	24
<b>Abbildung 8:</b> Anbindung einer Bordküche an einem Hexapod-System [TUHH 2012].....	26
<b>Abbildung 9:</b> Quasistatische Tests an einem Kabinenmodul [Lampen 2014] .....	27
<b>Abbildung 10:</b> Aufbau eines Sandwichverbundes [Klein 2013].....	28
<b>Abbildung 11:</b> Ablauf zur Herstellung von UD-Prepreg [Ehrenstein 2006].....	29
<b>Abbildung 12:</b> Auswahlmöglichkeit von Sandwichkernen [Wiedemann 2007] .....	29
<b>Abbildung 13:</b> Herstellung eines Wabenkerns mithilfe von Expansion [Pflug 2001] .....	30
<b>Abbildung 14:</b> Ablauf des Formpress-Verfahrens [Bergmann 1992] .....	30
<b>Abbildung 15:</b> Aufbau des Autoklav-Verfahrens [Schürmann 2017].....	31
<b>Abbildung 16:</b> Verarbeitung eines Sandwichelementes [Nach Eschen 2018].....	32
<b>Abbildung 17:</b> Lokale Lasteinleitung in Sandwichstrukturen [Nach Heimbs 2009].....	33
<b>Abbildung 18:</b> Verbindung von Sandwichelementen [Nach Heimbs 2009].....	33
<b>Abbildung 19:</b> Verwendung von 3D-Druckverfahren [Nach Sculpteo 2021].....	34
<b>Abbildung 20:</b> Ablauf des Stereolithografie-Verfahrens [Nach Scopigno 2017] .....	35
<b>Abbildung 21:</b> Ablauf des selektiven Lasersinters [Nach Scopigno 2017].....	36
<b>Abbildung 22:</b> Ablauf des FDM-Verfahrens [Nach Scopigno 2017] .....	37
<b>Abbildung 23:</b> Auswirkungen von Materialverzug [Boxed 2017].....	38
<b>Abbildung 24:</b> Elefantenfuß am 3D-Druckbauteil [AB3D 2021] .....	39
<b>Abbildung 25:</b> Stringing durch fehlerhafte Druckbettanordnung [Prusa3D 2021].....	40
<b>Abbildung 26:</b> Belastungsrichtungen je nach Schichtorientierung [Markforged 2021] .....	40
<b>Abbildung 27:</b> Hilfskonstruktionen zur Haftungserhöhung [Nach Simplify3d 2021] .....	41
<b>Abbildung 28:</b> Vorgehen zur Konzeptionierung des Demonstrators [Conrad 2008].....	42

<b>Abbildung 29:</b> Bordküche einer Airbus A319 [Harbison 2021].....	43
<b>Abbildung 30:</b> Bestandteile der Bordküche [Nach Rossow 2014].....	44
<b>Abbildung 31:</b> Kabinenaufbau einer Airbus A340-300 [nach Airbus 2021].....	44
<b>Abbildung 32:</b> Obere Anbindung einer Bordküche [Nach Krause 2011].....	46
<b>Abbildung 33:</b> Befestigung an eine Sitzschiene [Nach Pompei 1992] .....	47
<b>Abbildung 34:</b> Zehnerregel der Finanziellen Auswirkungen [Lindemann 2009].....	48
<b>Abbildung 35:</b> Airbus A340 - Flugzeugbordküche .....	49
<b>Abbildung 36:</b> Unteres Anbindungskonzept 1 - Nachbildung.....	50
<b>Abbildung 37:</b> Unteres Anbindungskonzept 2 - Flanschverschraubung .....	51
<b>Abbildung 38:</b> Oberes Anbindungskonzept 1 - Nachbildung.....	53
<b>Abbildung 39:</b> Oberes Anbindungskonzept 2 - Eigenentwurf .....	53
<b>Abbildung 40:</b> Spannung der Schnur abhängig von der Belastungsrichtung .....	54
<b>Abbildung 41:</b> Unterschiedliche Kräfteinleitungsprinzipien .....	55
<b>Abbildung 42:</b> Konstruktion des Demonstrators mit Anbauteilen .....	58
<b>Abbildung 43:</b> Verschiedene Füllgrade beim 3D-Druck [Nach Filament2Print 2019].....	61
<b>Abbildung 44:</b> Positionierungsmöglichkeiten der Druckgeometrie auf dem Druckbett.....	61
<b>Abbildung 45:</b> Maßnahmen zur Vermeidung eingefallener Bohrungen .....	63
<b>Abbildung 46:</b> Fehlende Z-Ausdehnung des Demonstrators .....	63
<b>Abbildung 47:</b> Probekörper mit den Wandstärken 1,5 mm, 2 mm und 2,5 mm.....	65
<b>Abbildung 48:</b> Versuchsaufbau zur Erprobung der Probekörper .....	66
<b>Abbildung 49:</b> Verformungen der Probekörper bei einer Belastung von 100 Newton.....	67
<b>Abbildung 50:</b> Prusa MK3S 3D-Drucker mit dem gedruckten Demonstrator.....	68
<b>Abbildung 51:</b> Druckergebnis aus dem zweiten Druckvorgang .....	70
<b>Abbildung 52:</b> Optimierung der Ausgangssituation (A) durch Eckenverrundung (B) .....	72
<b>Abbildung 53:</b> Gütekriterien in der empirischen Forschung [Nach Movement24 2021] ...	74
<b>Abbildung 54:</b> Versuchsstand zur Durchführung unterschiedlicher Versuche.....	76
<b>Abbildung 55:</b> Vorbereitung der Anbindung.....	77
<b>Abbildung 56:</b> Untere Anbindung des Demonstrators .....	77
<b>Abbildung 57:</b> Obere Anbindung des Demonstrators.....	78

---

<b>Abbildung 58:</b> Vorbereitung zur Krafteinleitung .....	78
<b>Abbildung 59:</b> Befestigung der Schnur mit einer Unterlegscheibe.....	79
<b>Abbildung 60:</b> Belastung des Demonstrators im Versuch.....	80
<b>Abbildung 61:</b> Einseitig eingespannter Balken [Nach Ingenieurkurse 2021] .....	80
<b>Abbildung 62:</b> Positionierung der Messuhr .....	81
<b>Abbildung 63:</b> Lasteinleitungswinkel und Durchhängen der Belastungsschnur .....	85
<b>Abbildung 64:</b> Belastungssituation an der Rückenfläche .....	88
<b>Abbildung 65:</b> Einseitig eingespannter Balken [Nach Dubbel 2007].....	89
<b>Abbildung 66:</b> Belastungssituation an der Oberseite .....	90
<b>Abbildung 67:</b> Stabdehnung aufgrund einer Zugkraft [Nach Dubbel 2007] .....	90
<b>Abbildung 68:</b> Belastungen an der Rückenfläche .....	91
<b>Abbildung 69:</b> Zweiseitig eingespannter Balken [Nach Dubbel 2007] .....	92
<b>Abbildung 70:</b> Glasfragmente auf der Rückenfläche des Demonstrators .....	103
<b>Abbildung 71:</b> Risse in den Schichten des 3D-Druckbauteils .....	103
<b>Abbildung 72:</b> Verschiebung einer Druckschicht.....	104
<b>Abbildung 73:</b> Fehlende Passgenauigkeit des Druckelementes.....	104
<b>Abbildung 74:</b> Gekrümmter Flächenabschnitt (rot) aufgrund von Materialverzug .....	105
<b>Abbildung 75:</b> Risse zwischen den Druckschichten aufgrund von Materialverzug.....	105
<b>Abbildung 76:</b> Angabe der Abstände zu den Krafteinleitungspunkten.....	113

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 1:</b> Auf Kabinenbauteile wirkende Beschleunigungskräfte [EASA 2007] .....	25
<b>Tabelle 2:</b> Ermittlung der Belastungsgrößen abhängig von den Lastvielfachen.....	57
<b>Tabelle 3:</b> Ressourcenverbrauch abhängig von der Druckbettpositionierung .....	62
<b>Tabelle 4:</b> Messwerte durch die Erprobung der Probekörper.....	67
<b>Tabelle 5:</b> Messwerte ( $f_m$ ) und Berechnungsergebnisse ( $f_b$ ) aus der ersten Messung ....	82
<b>Tabelle 6:</b> Verhältnis $f_m/f_b$ aus der ersten Messung .....	82
<b>Tabelle 7:</b> Korrigierte Messwerte ( $f_{m,k}$ ) aus der ersten Messung.....	83
<b>Tabelle 8:</b> Messwerte und Berechnungsergebnisse aus der zweiten Messung .....	115
<b>Tabelle 9:</b> Korrigierte Messwerte aus der zweiten Messung.....	115

## Liste der Symbole

B, b	Seitenlängen
E	Elastizitätsmodul
F	Kraft
f	Verformung in Form von Durchbiegung
G	Gewichtskraft
g	Erdbeschleunigung
H, h	Seitenlängen
I <sub>y</sub>	Axiales Flächenträgheitsmoment 2.Grades, Y-Achse
L, l	Länge
m	Masse
n	Lastvielfaches
t	Schichtdicke eines Sandwichverbundes
z	Laufkoordinate in Z-Richtung
∅	Durchmesser

## Indizes

b	berechnet
m	gemessen
ges	Gesamt
y	Y-Achse

## Liste der Abkürzungen

ABS	Acrylnitril-Butadien-Styrol
BFE	Buyer-furnished Equipments
CAD	Computer-aided design
CS	Certification Specification
EASA	European Union Aviation Safety Agency
FDM	Fused Deposition Modeling
FEM	Finite-Elemente-Methode
PDR	Preliminary Design Review
PETG	Polyethylenterephthalat-Glycol
PLA	Polylactide
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SFE	Seller-furnished Equipments
SLA	Stereolithografie
SLS	Selektives Lasersintern
STL	Surface Tessellation Language
VDI	Verein Deutscher Ingenieure

# 1 Einleitung

Die Luftfahrt ist ein Industriebereich mit sehr hohen Anforderungen an die Sicherheit, wodurch ein sicherer Flugbetrieb gewährleistet werden soll. Der technologische Fortschritt in der Luftfahrtbranche sowie die erfolgreiche Umsetzung der Sicherheitsanforderungen führten zu einer Abnahme von Flugzeugunglücken in den letzten 70 Jahren [Aviation-Safety 2020]. Ein wichtiges Instrument zur Überprüfung der Sicherheit sind dabei Tests, die zum Nachweis in Zusammenarbeit mit den Luftfahrtbehörden durchgeführt werden.

Bei der Testkonzeptionierung handelt es sich um ein komplexes Themenfeld. Erst durch die praktische Durchführung können Problemfelder identifiziert und eine Sensibilisierung für die wichtigen Gesichtspunkte hierbei geschaffen werden. In der Lehre wird der Testbegriff wie bei anderen Themengebieten auch größtenteils theoretisch behandelt. Die ersten praktischen Erfahrungen in diesem Zusammenhang werden deshalb erst mit dem Berufseinstieg vermittelt.

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, einen Demonstrator zu entwerfen, zu fertigen und aufzubauen sowie zu erproben. Die Versuchsdurchführung soll dabei zur Verbesserung der Lehre für Studenten und Schüler eingesetzt werden. Mithilfe der Versuche sollen diese qualitative Erkenntnisse erlangen und ein besseres Verständnis über Bauteiltests und die Qualifizierung von Kabinenkomponenten entwickeln. Die reale Bordküche soll dabei nur als Hilfestellung zur Konzeptionierung des Demonstrators dienen. Das Ziel hierbei ist es nicht, das Verformungsverhalten der realen Bordküche zu simulieren. Der primäre Vergleich soll zwischen den Versuchsergebnissen des Demonstrators und handschriftlicher Verformungsberechnungen erfolgen.

Zur Einleitung in das Thema der Produktentwicklung und der Einordnung des Testbegriffs werden Methoden zur Entwicklung und Konstruktion betrachtet. Darauf aufbauend werden die Flugzeugindustrie und die Zertifizierung von Bauteilen mithilfe von Tests vorgestellt. Weiterhin werden Fertigungsverfahren beschrieben, die im Verlauf der Arbeit zur Fertigung des Demonstrators dienen sollen. Im nächsten Schritt wird die Bordküche analysiert, um auf Basis dessen ein Demonstrator-Konzept abzuleiten. Nach der Konzeptionierung wird der Fertigungsprozess des Demonstrators dargestellt, welcher abschließend mithilfe von Versuchen erprobt wird.

## 2 Stand der Technik

Um einen theoretischen Rahmen zu schaffen, beschäftigt sich dieses Kapitel mit Methoden zur Entwicklung und Konstruktion von Produkten und die Bedeutung dieser für den Flugzeugbau.

Die Betrachtung von gängigen Bauteiltests in der Flugzeugkabine sollen zudem einen besseren Überblick über den Testbegriff und die praktische Durchführung dieser liefern. Abschließend werden einige Fertigungsverfahren vorgestellt, um den Istzustand der Bordküche zu analysieren und im späteren Verlauf der Arbeit den Demonstrator auf Basis dessen fertigen zu können.

### 2.1 Methoden zur Entwicklung und Konstruktion

In diesem Abschnitt geht es um die Vorstellung der Methoden zur Entwicklung und Konstruktion von Produkten. Zu Beginn wird auf die Flugzeugentwicklung eingegangen, um die Bedeutung von Methoden zur Durchführung von Luftfahrtprojekten darzustellen. Zur Ergänzung wird die VDI-Richtlinie 2221 beschrieben und in das V-Modell eingeordnet.

#### Betrachtung der Flugzeugentwicklung

Ein Faktor, welche den Erfolg von Entwicklungsprojekten im Flugzeugbau erschwert, ist die Komplexität der zu entwickelnden Systeme. Dabei ist das Hauptaugenmerk die effiziente Entwicklung von Bauteilen, die den Kundenanforderungen und den hohen Sicherheitsstandards der Luftfahrtindustrie entsprechen. Die Komplexität wird nicht nur durch die technologischen Herausforderungen verursacht. Die Koordination zwischen internationalen Mitarbeitern spielt ebenfalls eine Rolle, da diese weltweit auf Standorten verteilt an einem Projekt arbeiten.

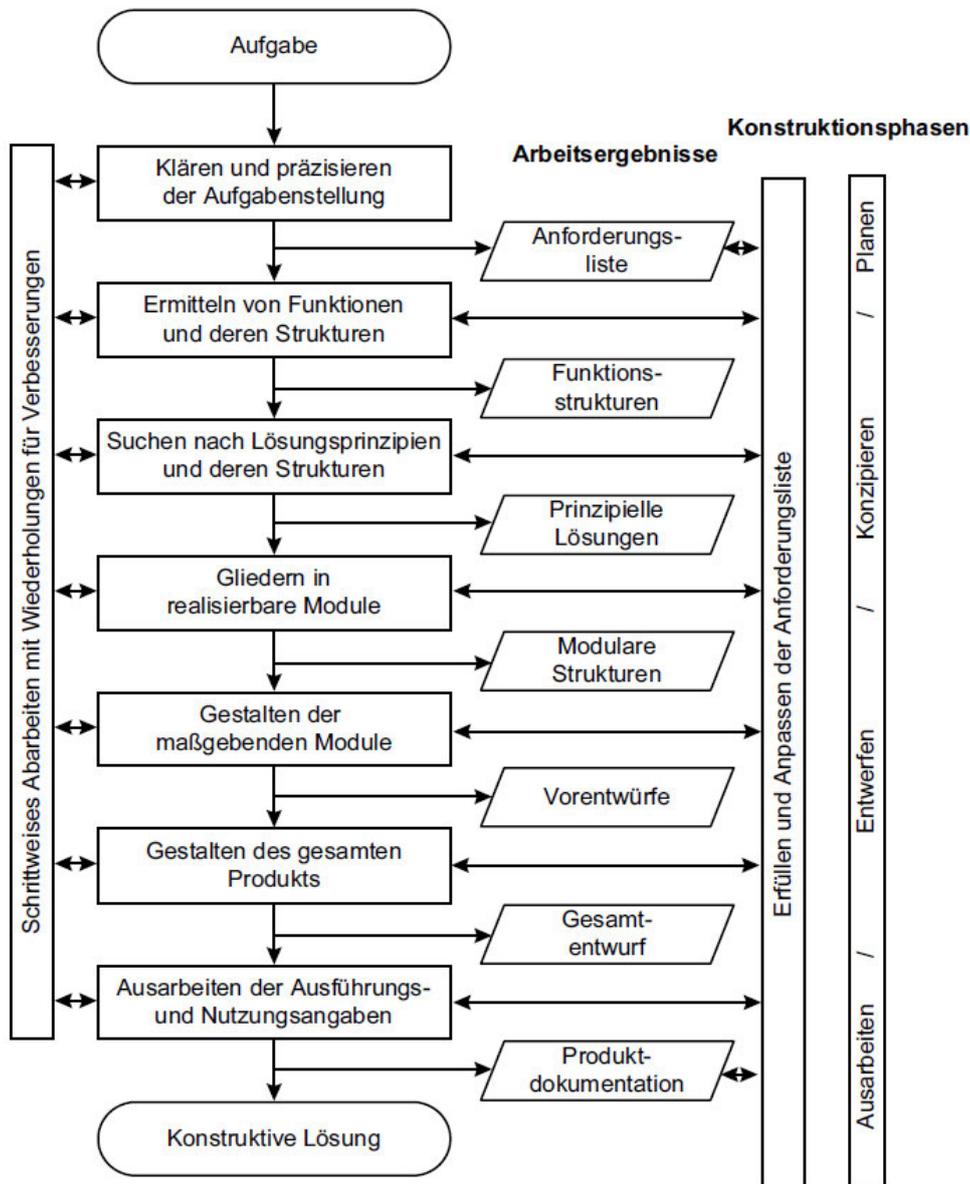
Um die beschriebene Komplexität bewerkstelligen zu können, werden Standards und Methoden als Basis zur Konzeptionierung eines unternehmensinternen Entwicklungsprozesses herangezogen. Dazu wird der Prozess auf die Unternehmensbedürfnisse angepasst und kann durch die Definition von Meilensteinen überprüft werden. Ein solcher Meilenstein ist beispielsweise die Preliminary Design Review (PDR), wo der Vorentwurf für ein zu entwickelndes System vorgestellt wird.

Das strukturierte Vorgehen, das hierdurch sichergestellt wird, ist nicht nur für den Projekterfolg von Bedeutung. Da die Flugzeughersteller nach den Vorgaben der Luftfahrtbehörden Nachweise liefern müssen, kommt der Dokumentation des Projektverlaufes ein hoher Stellenwert zu. Die nachträgliche Zuordnung der Projektergebnisse kann durch ein strukturiertes Vorgehen sichergestellt werden.

Aufgrund der zahlreichen Vorteile bei einem strukturierten Vorgehen während der Entwicklung kommt der Definition eines unternehmensinternen Entwicklungsprozesses eine hohe Bedeutung zu. Die VDI-Richtlinie 2221 kann beispielsweise als Basis hierfür verwendet werden.

## 2.1.1 VDI-Richtlinie 2221

Die VDI-Richtlinie 2221 ist eine Methode zur Entwicklung und Konstruktion technischer Systeme und Produkte (Abb. 1) [VDI 1993]. Dabei wird das Vorgehen in vier Hauptgruppen aufgeteilt: die Planungs-, die Konzipierungs-, die Entwurfs- und die Ausarbeitungsphase. Den Hauptgruppen werden dabei noch Arbeitsschritte zugeordnet, die das Vorgehen weiter detaillieren sollen.



**Abbildung 1:** Darstellung der VDI-Richtlinie 2221 [Conrad 2008]

Die Methode beginnt mit der Planungsphase, in der die Aufgabenstellung detailliert wird und Vorbereitungen getroffen werden. Dazu gehört die Anfertigung einer Anforderungsliste, welche beispielsweise Kundenanforderungen, Unternehmensrichtlinien sowie externe Anforderungen durch Behörden beinhalten können. Diese wird als Grundlage für die Entwicklung verwendet und kann bei Projektabschluss zur Verifizierung dienen. Dabei wird das entwickelte Produkt hinsichtlich der Anforderungen überprüft.

Die Bezeichnung dieser Anforderungsliste kann sich wie bei den Prozessschritten je nach Industriesektor und Unternehmen unterscheiden [VDI 1993]. In der Luftfahrt werden diese Anforderungen beispielsweise als Spezifikationen bezeichnet. Während des Entwicklungsprozesses werden diese ergänzt und angepasst, da mit einem zunehmenden Detaillierungsgrad Lücken identifiziert werden [VDI 1993].

Die Konzipierungsphase dient zur Ermittlung von Funktionen und deren Strukturen. Dabei wird die Gesamtfunktion ermittelt und zu Teilfunktionen heruntergebrochen. Die Strukturierung hierdurch dient zur Vorbereitung der nächsten Prozessschritte und soll die Lösungsfindung vereinfachen. Eine Methode, die hierbei genutzt werden kann, ist beispielsweise die METUS-Raute. Diese ordnet den Funktionen eines Bauteils die ausführenden Komponenten zu.

Die nächsten beiden Schritte dieser Phase beinhalten die Suche nach Lösungsprinzipien sowie die Gliederung dieser in realisierbare Module. Die Aufschlüsselung der Funktionen zuvor wird hierbei genutzt. Die methodische Umsetzung kann dabei beispielsweise mithilfe von Brainstorming zur Ermittlung potenzieller Lösungen durchgeführt werden. Mit dem morphologischen Kasten können diese dann gegliedert und zur Auswahl des finalen Konzeptes strukturiert bewertet werden.

In der Entwurfsphase werden die einzelnen Module auf Basis der Lösungskonzepte weiter spezifiziert. Die Gestaltung der ermittelten Lösungsprinzipien steht hierbei im Fokus. Dabei erfolgt im ersten Schritt ein Vorentwurf der einzelnen Module, die dann im nächsten Prozessschritt zum Gesamtentwurf finalisiert werden. Das Zusammenfügen dieser erfordert unter anderem eine erneute Gestaltungsanpassung, da es zu Überschneidungen zwischen den einzelnen Bauteilen kommen kann. In der Entwicklungspraxis werden diese in sogenannten Clash-Untersuchungen überprüft und korrigiert.

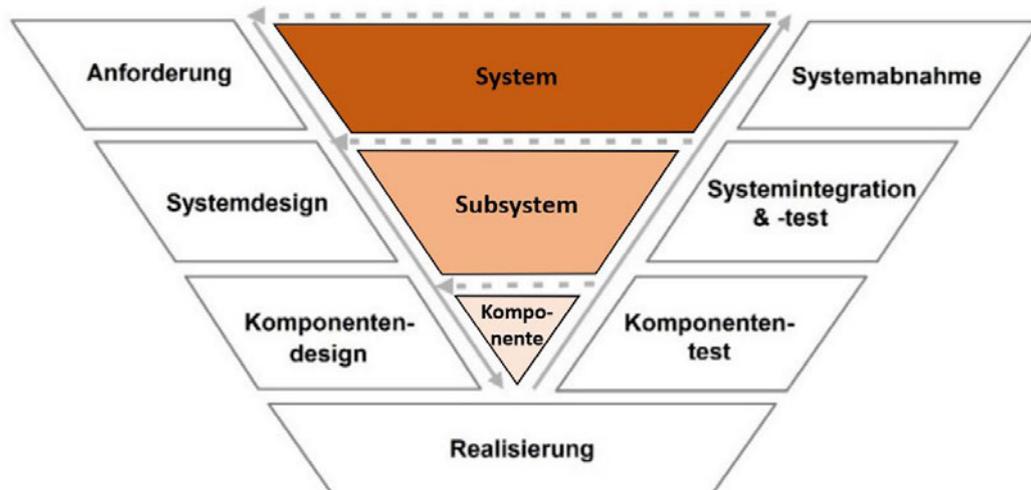
In der letzten Phase der Richtlinie erfolgt die Ausarbeitung des Entwurfes, in der die Produktinformationen dokumentieren werden. Dazu gehören beispielsweise technische Zeichnungen, Nutzungs-, Montage- sowie Wartungshinweise [VDI 1993].

Die Dokumentation dient nicht nur zur Nutzung während der Produktentwicklung. Es kann ebenfalls als Referenz bei der Neuentwicklung von weiteren Produktgenerationen herangezogen werden. Die VDI-Richtlinie schließt die vier Phasen mit der konstruktiven Lösung des Produktes ab, welche als Basis zur weiteren Fertigung genutzt werden kann. Die Testdurchführung nach der Fertigung des Bauteils wird durch die VDI-Richtlinie 2221 nicht abgedeckt. Deshalb wird zur Ergänzung im nächsten Abschnitt das V-Modell vorgestellt.

## 2.1.2 Das V-Modell

Das V-Modell ist ein Vorgehensmodell aus der Softwareentwicklung (Abb. 2), welche auf mechatronische Systeme angewandt wurde [Bertsche 2009]. Zu den Bestandteilen eines mechatronischen Systems gehören die Software, die Mechanik und die Elektronik [Bertsche 2009]. Da das Flugzeug auch aus diesen Elementen besteht, findet das V-Modell ebenfalls Anwendung in der Flugzeugindustrie.

Die VDI-Richtlinie 2221, welche sich hauptsächlich auf den Entwurf und die Konstruktion des Systems bezieht, kann in den linken Bereich des V-Modells eingeordnet werden. Diese wird durch den rechten Teil ergänzt, welche die Testdurchführung und die Integration beinhalten.

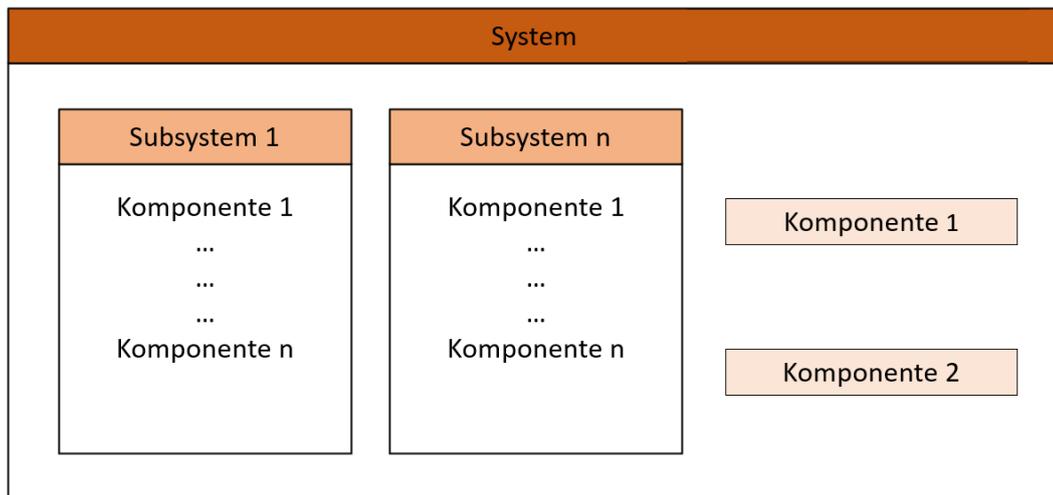


**Abbildung 2:** Das Vorgehen nach dem V-Modell [Uhlenbrock 2013]

Das V-Modell kann in drei Ebenen unterteilt werden, die unterschiedliche Abstufungen des Entwicklungsumfanges beinhalten: das System, das Subsystem und die Komponente.

Ein System wird dabei im Allgemeinen als „eine von Ihrer Umgebung abgegrenzte Anordnung aufeinander einwirkender Komponenten“ definiert (Abb. 3) [Schäuffele 2010]. Die Systemgrenzen definieren dabei den Betrachtungsraum und den Detaillierungsgrad des betrachteten Systems.

Ein System kann abhängig von den Systemgrenzen aus Unterstrukturen bestehen, welche auch als Subsysteme bezeichnet werden.



**Abbildung 3:** Ebenen des V-Modells [Nach Schäuffele 2019]

Ein Beispiel für ein System wäre beispielsweise das Gepäckfach in der Flugzeugkabine. Das Scharnier zum Auf- und Zuklappen der Gepäckfachtüren ist ein Unterelement und könnte als Subsystem bezeichnet werden. Die Schrauben als kleinste Elemente dieser Betrachtung können hierbei als Komponenten betrachtet werden. Um diese Abstufungen eindeutig voneinander abgrenzen zu können, müssen die Bestandteile klar definiert werden.

Im linken Bereich des V-Modells ist der Prozess zur Systementwicklung dargestellt. Das Projekt startet oftmals mit den Kundenanforderungen, welche das Entwicklungsziel vorgeben. Die Anforderungen werden weiterhin in sogenannten Spezifikationen detailliert, um auf Basis deren das Design vorzunehmen. Dieser Teil des Prozesses wird ebenfalls durch die VDI-Richtlinie 2221 abgedeckt.

Der Prozess des V-Modells wird auf der rechten Seite mit der Integration fortgeführt. Dazu gehört auch die Durchführung unterschiedlicher Tests, bei dem die entwickelten Produkte hinsichtlich der zuvor definierten Anforderungen und Spezifikationen verifiziert werden. Dabei kann es sich um einen iterativen Prozess handeln, bei dem das Element nach Fehlschlägen angepasst und somit erneut designt werden muss.

## 2.2 Zertifizierung und Tests im Flugzeugbau

Bevor das entwickelte Bauteil im Flugbetrieb eingesetzt werden kann, muss es qualifiziert werden. Dazu müssen die Anforderungen der Zulassungsbehörden während der Entwicklung eingehalten und Nachweise hierzu erbracht werden. Diese dienen dazu, die Sicherheit während des Flugbetriebes zu gewährleisten. Dabei können verschiedene Eigenschaften überprüft werden, wie zum Beispiel das Brand- oder das Verformungsverhalten des Bauteils.

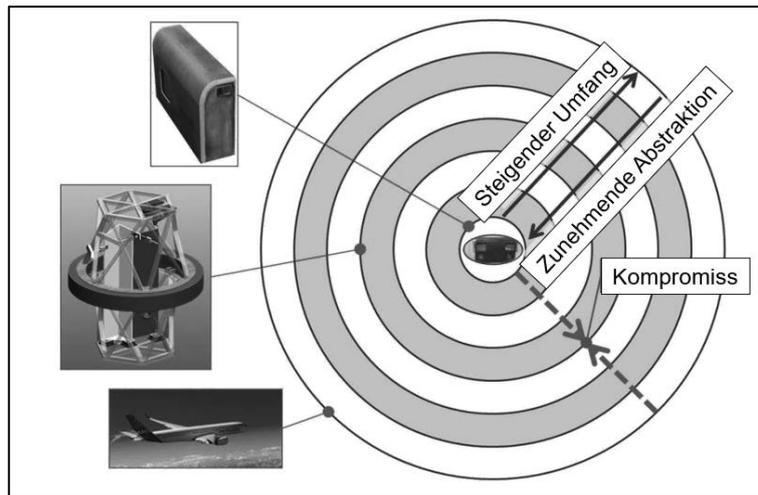
Die Nachweise werden erbracht, indem gezeigt wird, dass das entwickelte Produkt die spezifizierten Entwicklungsanforderungen erfüllt. Dieser Vorgang wird in der Praxis als Verifizierung bezeichnet und beispielsweise durch die Durchführung von Tests umgesetzt. Diese Überprüfung wird nicht nur am Ende eines Entwicklungsprojektes durchgeführt, sondern auch in den Projektphasen zuvor. Dadurch soll sichergestellt werden, dass die Umsetzung der Spezifikationen zu jedem Projektschritt verfolgt werden. Die Überprüfung während des Projektes wird dabei Validierung genannt.

### Testkonzeptionierung und Prüfkörpermodellierung

Damit die durchgeführten Tests eine ausreichende Validität besitzen und die Nachweise den Anforderungen der Zulassungsbehörden entsprechen, muss ein besonderes Augenmerk auf die Konzeptionierung dieser gelegt werden. Das Testziel wird dabei aus den erforderlichen Nachweisen abgeleitet. Die genaue Definition des Ziels ist dabei unerlässlich, um eine effiziente und kostensparende Testdurchführung sicherzustellen.

Die Konzeptionierung eines Tests bedeutet immer auch eine Abstraktion der realen Umgebung und des zu testenden Systems. Dazu wird ein Modell auf Basis des realen Bauteils abgeleitet. Im Anschluss wird die Systemumgebung definiert und je nach Testziel eingegrenzt. Dabei können Bereiche, die für das Testergebnis nicht von Interesse sind, weggelassen oder vereinfacht dargestellt werden. Die Modellierung des realen Bauteils und der Systemumgebung wird durchgeführt, um einen hohen Ressourcenverbrauch zu vermeiden. Bei der Entwicklung von Gepäckfächern beispielsweise werden die Tests in Flugzeugen erst im späteren Verlauf des Projektes durchgeführt. In den vorherigen Projektphasen werden die Gepäckfächer in einen Versuchsrahmen eingespannt, der die Anbindungen in der Flugzeugkabine simulieren soll.

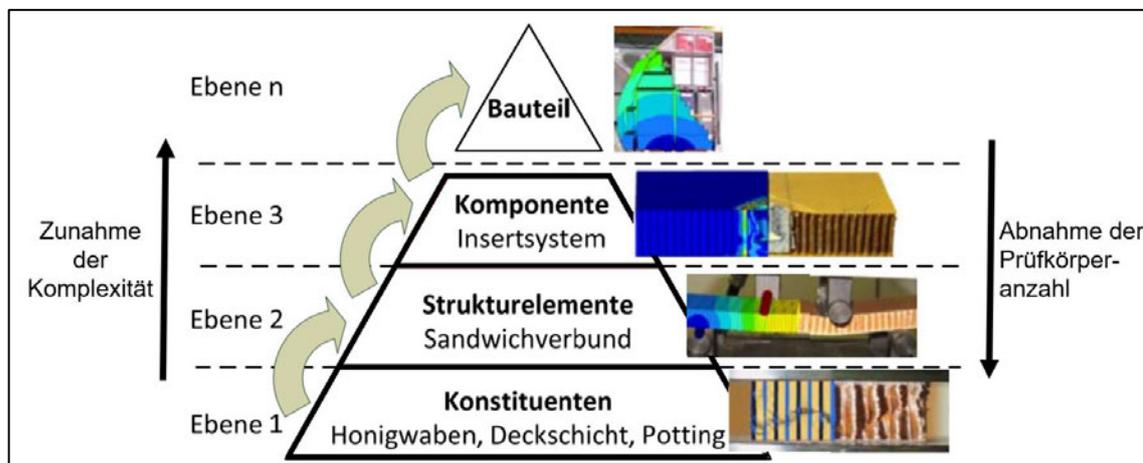
Die Wahl der Systemgrenzen und die daraus resultierende Systembildung beeinflussen nicht nur den Ressourcenverbrauch, sondern auch die Ergebnisqualität. Durch eine zu starke Abstraktion wird der Prüfkörper so verändert, dass die Vergleichbarkeit zwischen diesem und dem realen Bauteil nicht mehr gegeben ist. Die Validität, mit der Rückschlüsse auf die Realität gezogen werden können, sinkt hierdurch. Deshalb muss ein Kompromiss zwischen dem Testumfang und dem Abstraktionsgrad gefunden werden (Abb. 4).



**Abbildung 4:** Testumfang und Abstraktionsebene [Nach Rasmussen 2013]

Aufgrund der vielfältigeren Testmöglichkeiten bei der Verwendung von mehreren Prüfkörpern könnten genauere Vorhersagen über das Beanspruchungsverhalten gemacht werden. Diese ist vor allem bei komplexeren Bauteilen unbekannt und schwierig zu erfassen. Aufgrund des Ressourcenverbrauches ist die Anzahl an komplexen Prüfkörpern in der Praxis begrenzt. Der Grund hierfür ist die kostenintensivere und fertigungstechnisch anspruchsvollere Herstellung dieser.

Die Testpyramide verbildlicht diesen Zusammenhang. Diese wurde im Folgenden auf die Bordküche angewandt (Abb. 5) und stellt die Abhängigkeit zwischen den Systemgrenzen und dem Ressourcenverbrauch dar. Beschrieben wird hierdurch, dass mit Zunahme der Systemkomplexität die Anzahl an verwendeten Prüfkörpern sinkt. Die erhöhte Komplexität wirkt sich dabei nicht nur auf die Prüfkörperanzahl aus, sondern auch auf die Anzahl an Tests, die durchgeführt werden müssen [Krause 2016].



**Abbildung 5:** Testpyramide zur Darstellung der Testkomplexität [Nach Krause 2016]

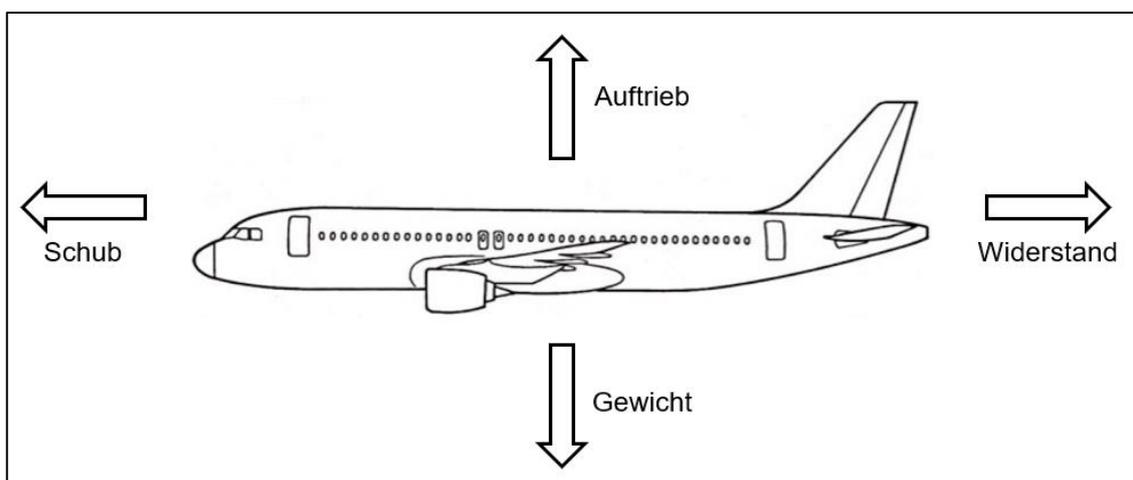
## 2.2.1 Stresstests

Einen sicherheitsrelevanten und somit sehr wichtigen Bereich der Zertifizierung bilden die Stresstests. Da das Flugzeug unterschiedlichen Betriebslasten ausgesetzt ist, muss nachgewiesen werden, dass die Bauteile diesen standhalten. Dazu werden die Systeme je nach Testszenario verschiedenen Belastungsversuchen unterzogen. Die Testergebnisse dienen dabei zusätzlich als Nachweis für die Zulassungsbehörden, was zur Qualifizierung und Inbetriebnahme der Bauteile zwingend erforderlich ist [Mensen 2013].

### Analyse der Betriebslasten

Um die Komplexität der im Betrieb auftretenden Lasten erfassen zu können, werden zu Beginn einer Neuentwicklung Lastannahmen getroffen [Horst 2014]. Da die Bauteile auf Basis dieser Annahmen dimensioniert werden, kommt der Untersuchung und der Kenntnis über die Lasten eine hohe Bedeutung zu. Durch das Verständnis können genauere Lastannahmen getroffen und die Bauteile optimaler ausgelegt werden, um eine Überdimensionierung und somit ein höheres Bauteilgewicht zu verhindern.

Zu diesen Betriebslasten gehören die Luftlasten, welche durch aerodynamische Kräfte verursacht werden, wie beispielsweise der Auftrieb und der Widerstand [Hünecke 1998]. Hinzu kommen Lasten, die aufgrund des Triebwerkschubs auf die Flugzeugstruktur wirken [Hünecke 1998]. Aufgrund der Trägheit des Flugzeugs entstehen zusätzlich Massenlasten. Diese können in zwei Kategorien eingeteilt werden. Zum einen gibt es Gewichtskräfte, die aufgrund der Erdbeschleunigung entstehen. Zum anderen gibt es Beschleunigungskräfte, die bei unterschiedlichen Flugmanövern durch die Beschleunigung verursacht werden [Hünecke 1998]. Das Flugzeug wird einer Kombination dieser Betriebslasten ausgesetzt, welche in einem Kräftegleichgewicht dargestellt werden können (Abb. 6). Dabei wirken je nach Fluglage und Flugmanöver unterschiedliche Belastungen, da sich der Angriffswinkel dieser verändert.



**Abbildung 6:** Kräftegleichgewicht an einem Flugzeug [Nach Hünecke 1998]

### Unterschiedliche Testkategorien

Die Festigkeitsnachweise mithilfe von Stresstests können in Form von Berechnungen durch Flug- oder durch Bodentests erbracht werden [Rossow 2014].

Die Berechnungen können beispielsweise mithilfe von FEM-Berechnungen (Finite-Elemente-Methode) durchgeführt werden. Dabei handelt es sich um eine digitale Modellierung des Bauteils, mit der Belastungen und Beanspruchungen hieran simuliert werden können. Vor allem in den frühen Entwicklungsphasen stellt diese Art der Nachweisführung eine kostensparende und flexible Alternative zu anderen Testarten dar. Mit fortschreitendem Entwicklungsgrad jedoch werden die Bauteilgeometrien komplexer. Die Modellierung dieser bedeutet dann einen hohen Abstraktionsgrad und zunehmend ungenauere Beanspruchungsergebnisse. Die Berechnungssoftware ist nicht in der Lage diese Komplexität abzubilden.

Eine weitere Form der Nachweisführung sind Flugtests. Dabei kann es sich um unterschiedliche Testszenarien handeln, wie beispielsweise die Zulassung eines neuen Flugzeugmodells oder die Qualifizierung von Kabinenbauteilen. Dazu werden Flugmanöver definiert, die ein Pilot zur Simulation der Betriebslasten im Praxiseinsatz durchführt. Um das Verhalten der zu testenden Bauteile auszuwerten, werden diese mit Messelementen ausgestattet. Die Nachweisführung mithilfe eines Flugtests ist ein sehr kostspieliges und aufwändiges Verfahren und kommt zumeist am Ende eines Entwicklungsprozesses vor. Das Testverfahren bietet dabei die realistischsten Ergebnisse, da die Belastungen während des Flugtests die Lasten im weiteren Flugbetrieb gut abbilden können.

Vor der Durchführung von Flugtests kommen noch Bodentests zum Einsatz. Die Testdurchführung mithilfe von Bodentests stellt einen größeren Teil des Gesamttestprozesses dar, da diese einen guten Kompromiss zwischen dem Testaufwand und der Ergebnisqualität liefern. Die Bodentests dienen zur Erlangung von Aussagen über die Festigkeit von Bauteilen. Dabei können diese hauptsächlich in zwei Arten eingeteilt werden: die Ermüdungsnachweise und die statischen Nachweise [Rossow 2014]. Je nach Einsatzziel können zusätzliche Tests definiert werden, welche die unterschiedlichen Bedingungen im Betrieb und die mechanischen Eigenschaften des Bauteils testen sollen, wie zum Beispiel ein Vibrationstest.

Statische Nachweise müssen erbracht werden, um Bauteile auf Ihre Belastungsgrenzen zu testen [Mensen 2013]. Dabei werden die Maximallasten, die im Betrieb des Bauteils auftreten können, analysiert. Das Bauteil wird diesen Lasten ausgesetzt und muss diesen standhalten, ohne zu versagen. Die Versagenskriterien werden dabei bei der Testdefinition spezifiziert, damit diese als objektive Bewertungskriterien fungieren können. Die Maximallasten treten in Ausnahmesituationen auf und haben eine geringe Auftretswahrscheinlichkeit [Rossow 2014], wie zum Beispiel im Falle einer Notlandung.

Beim Ermüdungsnachweis wird der Prüfkörper wiederkehrenden zyklischen Lasten ausgesetzt [Rossow 2014]. Dabei werden die im Einsatz des Bauteils erwarteten Lasten aufgebracht und zyklisch immer wiederholt, um somit die Beanspruchungen im Laufe der Lebensdauer zu simulieren. Im Anwendungsgebiet des Flugzeugbaus gibt es beispielsweise den Ermüdungstest an der Flugzeugstruktur [Mensen 2013]. Dabei wird das Flugzeug in einer großen Halle belastet (Abb. 7). Die Versagensform, die währenddessen untersucht wird, ist die Materialermüdung und die dadurch mögliche Rissbildung an der Flugzeugstruktur.



**Abbildung 7:** Ermüdungsversuch an der Flugzeugstruktur [Mensen 2013]

Die Arbeit beschäftigt sich mit der statischen Erprobung eines Demonstrators. Deshalb wird die statische Nachweiserbringung in der Flugzeugkabine im Folgenden näher untersucht, um im weiteren Verlauf der Arbeit geeignete Versuche auf dieser Basis konzipieren zu können.

### **2.2.2 Statische Nachweisführung in der Flugzeugkabine**

Beim Großteil der Betriebslasten handelt es sich um mehrachsige dynamische Lasten. Bei der statischen Erprobung von Kabinenbauteilen werden dabei vor allem die zuvor beschriebenen Trägheitslasten und die sogenannten Abuse Loads betrachtet. Als Abuse Loads werden Lasten bezeichnet, die durch die Interaktion von Passagieren oder dem Bordpersonal mit den Bauteilen entstehen. Ein solcher Lastfall könnte beispielsweise das Abstützen an den Gepäckfächern oder das Festhalten an einem Vorhang in der Kabine darstellen.

Vor der Durchführung eines statischen Tests muss geklärt werden, welche Nachweise erbracht werden müssen. Dazu werden die Behördenvorgaben herangezogen, welche nicht nur Angaben hierzu machen, sondern auch Richtlinien zur Testdurchführung definieren. Die European Union Aviation Safety Agency (EASA) definiert beispielsweise in ihren Zertifizierungsspezifikationen (sog. Certification Specification, CS) die Maximallasten, die ein Bauteil aushalten muss, damit es in Betrieb genommen werden darf (Tab. 1).

**Tabelle 1:** Auf Kabinenbauteile wirkende Beschleunigungskräfte [EASA 2007]

Lastrichtung	Oben (z)	Unten (-z)	Rückwärts (x)	Vorwärts (-x)	Seitlich (y/-y)
Lastvielfache der Erdbeschleunigung	3 g	6 g	1,5 g	9 g	3 g

Zu den Notzuständen, die zur Definition der Maximallasten betrachtet werden, gehören zum Beispiel der plötzliche Druckabfall in der Kabine (engl.: Rapid Decompression) oder die Notlandebedingungen (engl.: Emergency Landing Conditions) [EASA 2007]. Beim plötzlichen Druckabfall wirken Druckkräfte auf die Flächen der Kabinenbauteile. Bei der Notlandung entstehen Beschleunigungskräfte durch das stoßartige Aufsetzen des Flugzeuges und der Bremswirkung hierdurch.

Tests werden nicht nur zur Überprüfung von Notzuständen durchgeführt, sondern auch zur Erprobung der Bauteile bei gängigen Flugmanövern. Die einzuhaltenden Werte werden dabei in Lastvielfache der Erdbeschleunigung angegeben. Das dimensionslose Lastvielfache  $n$  ist hierbei definiert als eine auf das Flugzeug wirkende Kraft  $F$  bezogen auf das Flugzeuggewicht [nach Horst 2014]:

$$n = \frac{F}{G} = \frac{F}{m \cdot g} \quad (1)$$

Bei einer dreifachen Lastvielfachen lässt sich beispielsweise sagen, dass eine Kraft  $F$  auf das Flugzeug wirkt, welche dreimal so hoch ist wie das Flugzeuggewicht.

#### Prüfung von Kabinenmodulen und -monumenten

Zur Erprobung der Kabinenbauteile bieten sich unterschiedliche Methoden an, die sich nach Versuchsaufwand und Abstraktionsgrad unterscheiden.

Zur Simulation der dynamischen, mehrachsigen Lasten wird ein Versuchsstand benötigt, bei dem der Prüfkörper dreidimensional beschleunigt werden kann. Dadurch ist es möglich, Trägheitslasten in verschiedene Richtungen zu simulieren. Die Bewegungen zur Durchführung eines solchen Tests kann beispielsweise durch die Verwendung eines sogenannten Hexapod-Systems umgesetzt werden (Abb. 8). Dieser kann hydraulisch translatorische sowie rotatorische Bewegungen ausführen, wodurch „mehrachsig dynamische Belastungen“ [Krause 2011] aufgetragen werden können. Somit können je nach Anforderung komplexere dynamische Lastfälle aus dem realen Flugbetrieb simuliert werden.



**Abbildung 8:** Anbindung einer Bordküche an einem Hexapod-System [TUHH 2012]

Aufgrund der realitätsnahen Belastung können genauere Verformungswerte ermittelt werden. So kann das Bauteil trotz Erfüllung der Anforderungen leichter ausgelegt werden [Krause 2011]. Der Grund hierfür ist, dass keine Sicherheitsfaktoren zum Ausgleichen von Ungenauigkeiten berücksichtigt werden müssen. Diese Art der Versuchsdurchführung stellt keinen Standard in der Entwicklung von Kabinenbauteilen dar, da mit zunehmendem Testaufwand auch die Kosten- und Zeitaufwände steigen. Die Reduzierung dieser wird priorisiert trotz der Bestrebung, eine konsequente Leichtbauweise umzusetzen. Die Komplexität und der damit einhergehende Testaufwand der dynamischen Belastungstests werden zu einem Großteil durch die Technik des Versuchsstandes verursacht, Bauteile dreidimensional bewegen und belasten zu können.

Zur Zertifizierung von Kabinenbauteilen werden die dynamischen Belastungen in der Praxis auf quasistatische Lasten reduziert. Die Tests können beispielsweise auf Basis des Teststandards RTCA DO-160 durchgeführt werden [Krause 2011]. Dazu wird das Testbauteil nach betriebsähnlichen Bedingungen starr in einen Teststand angebunden [RTCA 2004]. Die Belastung wird dabei abhängig von der Massenverteilung auf die lokalen Massenschwerpunkte aufgetragen (Abb. 9). Mithilfe einer Wippe ist es möglich, Massenverteilungen zu berücksichtigen und dementsprechend unterschiedliche Lastgrößen einzuleiten. Dabei wird überprüft, ob das Bauteil und dessen Anbindungen der Belastung mindestens drei Sekunden lang standhalten kann. Die Anbindungen müssen das Bauteil hierbei in Position halten und das Bauteil darf nicht versagen [RTCA 2004].



**Abbildung 9:** Quasistatische Tests an einem Kabinenmodul [Lampen 2014]

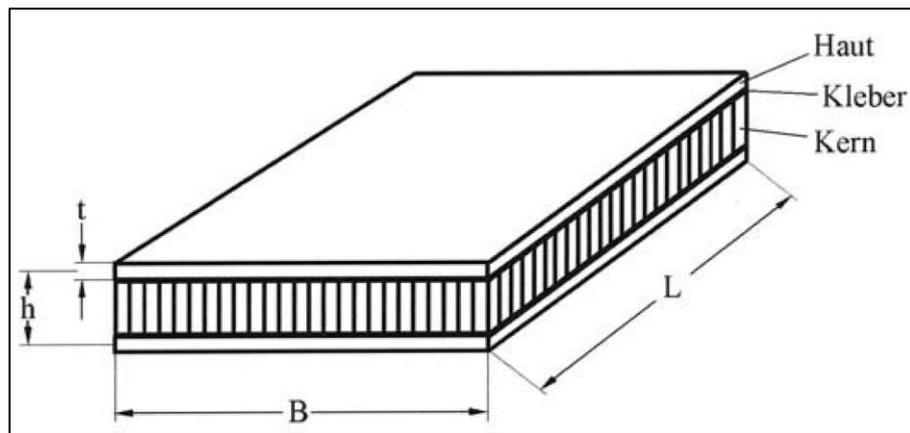
Diese Art der Versuchsführung ist geprägt durch Vereinfachungen und Annahmen, wie zum Beispiel bei der Lasteinleitung. Dabei wird die Last beispielsweise punktuell eingeleitet und nicht wie in der Realität dreidimensional. Zur Ermittlung der Krafteinleitungspunkte werden Flächenschwerpunkte ermittelt. Die Abweichung der Versuchsergebnisse ist größer als bei den dynamischen Belastungsversuchen. Deshalb müssen höhere Sicherheitsfaktoren vorgesehen werden, was zu einem Gewichtsanstieg führt.

## 2.3 Untersuchte Fertigungsverfahren

Zur Entwicklung und Fertigung des Demonstrators müssen geeignete Fertigungsverfahren betrachtet werden. Um den Istzustand der realen Bordküche zu beschreiben, muss die Sandwichbauweise näher analysiert werden. Im Kontrast hierzu wird der 3D-Druck Fertigungsprozess betrachtet, da der Demonstrator auf diese Weise hergestellt werden soll.

### 2.3.1 Sandwichbauweise

Die Sandwichbauweise bezeichnet eine Fertigungsart, bei der mehrere Werkstoffe zu einem Gesamtverbund vereint werden. Dabei besteht diese aus einem Sandwichkern und den beiden Hautfeldern, welche den offenen Kern umschließen und mit diesem verklebt werden (Abb. 10). Die lasttragende Funktion wird dabei auf verschiedene Teile des Sandwichelementes verteilt. Die Häute nehmen die Zug- und Druckkräfte auf, die bei einer Biegebeanspruchung erzeugt werden [Wiedemann 2007]. Der Kern ist an der Aufnahme der Schubbeanspruchung beteiligt [Wiedemann 2007].



**Abbildung 10:** Aufbau eines Sandwichverbundes [Klein 2013]

Vor allem die hohe Tragfähigkeit bei einem geringen Gewicht [Stamm 1974] machen das Sandwichelement zu einem sehr beliebten Werkstoff. Im Flugzeugbau wird es bei vielen Kabinenmodulen und -modulen eingesetzt, wie zum Beispiel bei den Gepäckfächern oder den Bordküchen. Auch wenn der hohle Sandwichkern zu einem geringen Bauteilgewicht führt, kommt es zu einigen Schwierigkeiten, die in der Fertigung beachtet werden müssen. Dazu zählt beispielsweise die Krafteinleitung, die im weiteren Verlauf dieses Kapitels betrachtet wird.

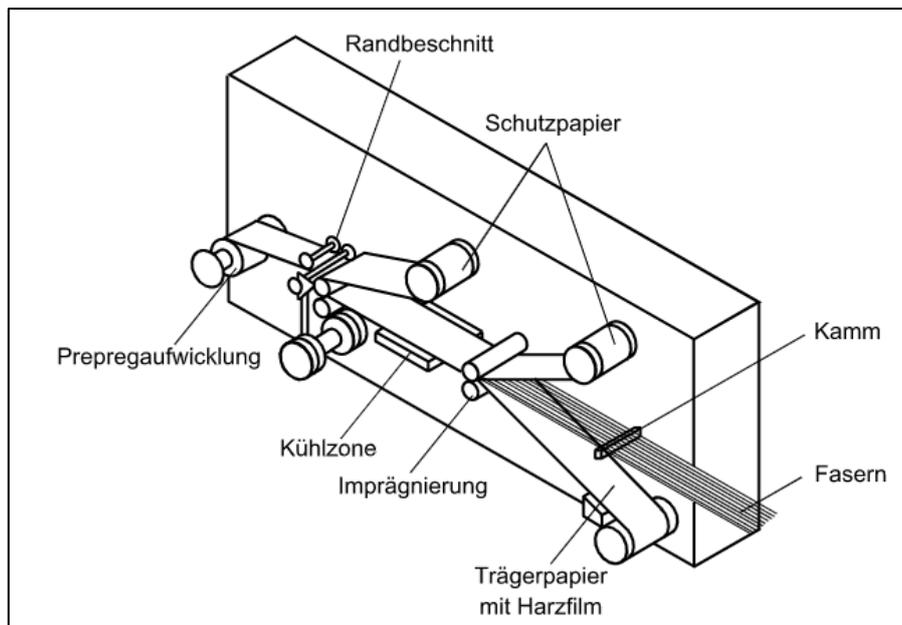
Aufgrund der mehrteiligen Zusammensetzung des Sandwichverbundes muss die Fertigung der Bestandteile gesondert betrachtet werden, ehe der Fertigungsprozess des Gesamtverbundes behandelt werden kann.

Als Hautfelder werden bei Kabinenbauteilen oftmals vorimprägnierte Fasern (engl. Preimpregnated Fibers, kurz Prepreg) eingesetzt [Schürmann 2007]. Je nach Anforderungen können diese beispielsweise aus Carbon, Glas oder Kevlar bestehen [Zenkert 1997]. Neben dem Material wirken sich die Form, die Größe und die Anordnung der Fasern entscheidend auf die mechanischen Eigenschaften aus.

Da die eingetränkten Fasern in eine Matrix eingebettet werden, kommen die Matrizen vorrangig mit Belastungen und Umwelteinflüssen in Berührung. Deshalb dienen diese dazu, die Belastungen aufzunehmen und von Faser zu Faser weiterzuleiten.

Dabei werden vor allem Lasten quer zur Faserrichtung aufgenommen [Schürmann 2007]. Aufgrund dessen muss das Matrixmaterial eine hohe Druck- und Zugfestigkeit, einen hohen Widerstand gegen Umwelteinflüsse sowie eine hohe Schlag- und Verschleißfestigkeit bieten [Zenkert 1997].

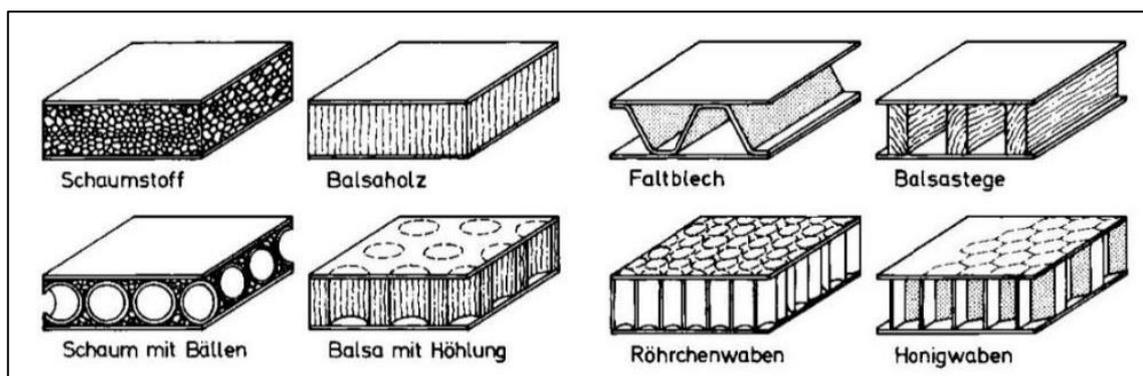
Die Einbettung der Fasern in die Matrix erfolgt maschinell, wie zum Beispiel bei der unidirektionalen Prepreg-Herstellung (Abb. 11). Der Name kommt dabei durch die parallele Anordnung der Fasern zu Beginn des Prozessschrittes.



**Abbildung 11:** Ablauf zur Herstellung von UD-Prepreg [Ehrenstein 2006]

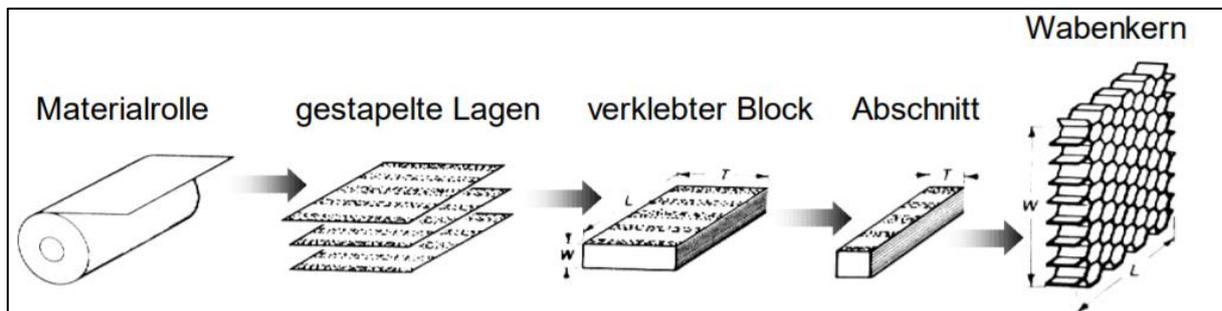
Die Fasern werden mithilfe des Kamms parallel zueinander positioniert und mithilfe eines Trägerpapiers mit Harzfilm versehen [Ehrenstein 2006]. Auf der Oberseite der Fasern wird ein Schutzpapier angebracht, um das Verkleben des Prepregs beim späteren Aufrollen zu verhindern. Die völlige Einbettung in Harz wird durch Walzen durchgeführt. Damit der Verbund nicht vollständig aushärtet, wird es durch eine Kühlzone geführt. Im Anschluss wird es zugeschnitten und mit einem Schutzpapier versehen, damit es auf eine Rolle aufgewickelt werden kann [Ehrenstein 2006].

Bei der Auswahl des Sandwichkerns bieten sich unterschiedliche Materialien sowie Strukturen an (Abb. 12). Da der Kern hauptsächlich Schubkräfte im Sandwichverbund aufnimmt, muss das Material eine hohe Schubsteifigkeit bei einer geringen Materialdichte bieten. Ein Beispiel für solch ein Kernmaterial ist beispielsweise ein Honigwabenkern, welches sich vor allem in der Flugzeugkabine etabliert hat [Fraunhofer 2016].



**Abbildung 12:** Auswahlmöglichkeit von Sandwichkernen [Wiedemann 2007]

Gefertigt werden kann dieser beispielsweise durch das Expansionsverfahren (Abb. 13). Dabei wird das Material aus einer Rolle zugeschnitten und die einzelnen Zuschnitte zur Verklebung aufgestapelt. Die Verklebung verläuft dabei nicht auf der ganzen Fläche, sondern bereichsweise. Im Anschluss wird ein Segment der verklebten Lagen ausgeschnitten und senkrecht zur Fläche expandiert.

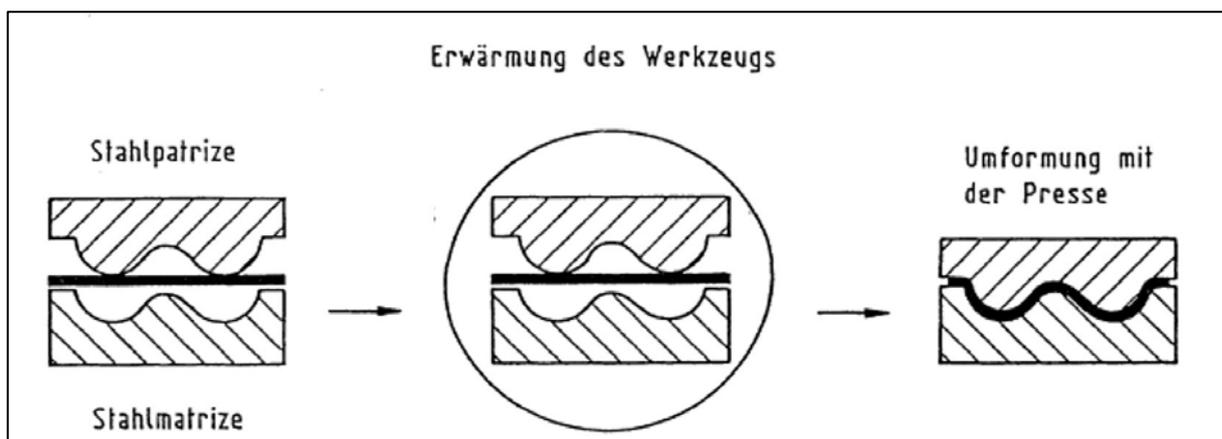


**Abbildung 13:** Herstellung eines Wabenkerns mithilfe von Expansion [Pflug 2001]

#### Zusammenfügen zu einem Sandwichverbund

Zur Herstellung eines Sandwichverbunds müssen die Hautfelder mit der Kernschicht verbunden werden. Neben der Verklebung bieten sich beispielsweise das Formpress- oder das Autoklav-Verfahren an.

Beim Formpressen wird das Gelage aus den Deckschichten und dem Kern in eine Negativform eingelegt, welches auch als Stahlmatrize bezeichnet wird (Abb. 14). Das Gegenstück stellt die Stahlpatrize dar und erfüllt dabei die Funktion eines Stempels. Nach der Erhitzung beider Werkzeughälften drückt die Stahlpatrize das Gelage in die Negativform, wodurch das Gelage die Form annimmt und plastisch verformt. Der Vorgang kann auch mit kalten Werkzeugen durchgeführt werden. Dazu wird das Gelage im Voraus erhitzt, um eine Umformbarkeit während des Fertigungsprozesses zu gewährleisten [Bergmann 1992].



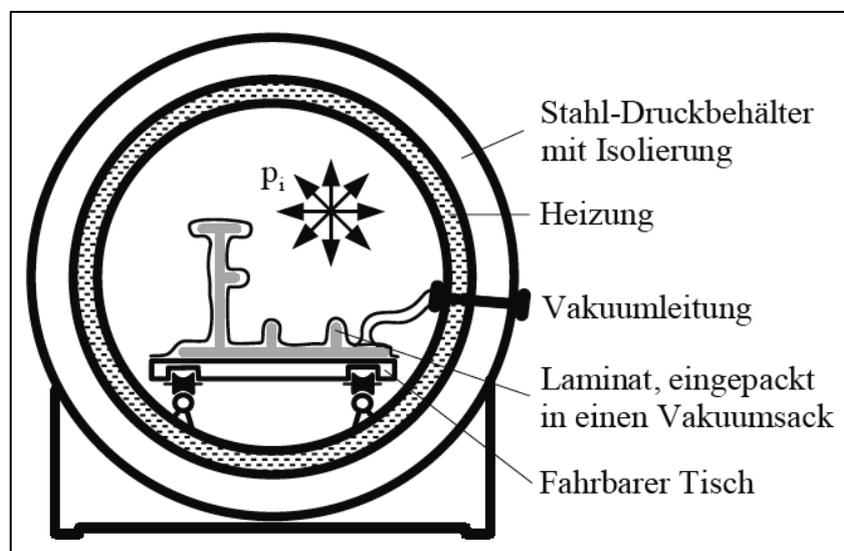
**Abbildung 14:** Ablauf des Formpress-Verfahrens [Bergmann 1992]

Zu den Vorteilen des Formpress-Verfahrens gehören die günstigeren Betriebskosten. Die Fertigung von Gelagen kann aufgrund der vorerhitzten Werkzeuge sehr schnell erfolgen [Neitzel 2014]. Hinzu kommt, dass das Verfahren eine effektive Wärmeübertragung beim Umformen bietet, da sich das beheizte Werkzeug und das Sandwichgelage direkt berühren [Lengsfeld 2015]. Auf der anderen Seite führt der Kontakt und die daraus entstehende Reibung zwischen Werkzeug und Gelage zur „Wellenbildung und Stauchung der Fasern“ [Bergmann 1992]. Beachtet werden muss außerdem, dass Verbunde mit einem großen Hinterschnitt nicht realisiert werden können. Der Grund hierfür sind die sich öffnenden und schließenden Werkzeuge. Ein weiterer Nachteil sind die hohen Beschaffungskosten der Formwerkzeuge. Schon bei einer kleinen Umgestaltung des Bauteils [Lengsfeld 2015] oder der Auswahl eines anderen Materials kann sich das Umformergebnis ändern. Dies erfordert eine Neuanschaffung des Formpress-Werkzeugs [Hopmann 2015].

Aufgrund der günstigen Betriebskosten eignet sich das Formpress-Verfahren vor allem für einfachere Verbund-Geometrien und bei der Fertigung größerer Serien.

Bei dem Autoklav-Verfahren wird das Gelage in einer Art Ofen unter Druck erhitzt (Abb. 15). Dabei handelt es sich um einen Stahl-Druckbehälter, welcher von seiner Umwelt isoliert ist [Schürmann 2017]. Die Öfen sind je nach Ausführung in der Lage, sehr große Bauteile zu fertigen, wie zum Beispiel Rumpfsektionen im Flugzeugbau [Neitzel 2014].

Der Verbund wird dabei in einen Vakuumsack eingelegt und mithilfe eines fahrbaren Tisches in den Autoklaven gebracht. Im Anschluss wird die Luft in dem Vakuumsack durch eine Vakuumleitung entzogen und unter einem bestimmten Druck erhitzt und dadurch gehärtet.



**Abbildung 15:** Aufbau des Autoklav-Verfahrens [Schürmann 2017]

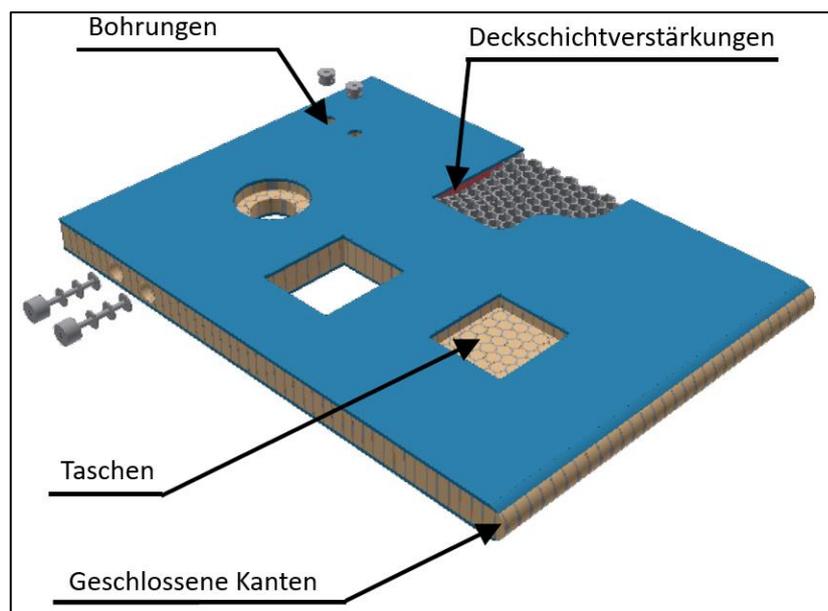
Ein großer Vorteil des Autoklav-Verfahrens ist, dass mechanisch hochbelastbare sowie qualitativ hochwertige Bauteile gefertigt werden können. Durch die möglichen Presskräfte [Neitzel 2014] werden Faserwelligkeiten vermieden und Fehlstellen, Poren sowie Lufteinschlüsse verhindert [Schürmann 2017]. Mithilfe von größeren Autoklaven ist es darüber hinaus möglich, mehrere kleinere Bauteile in einem Verfahrensschritt zu fertigen [Lengsfeld 2015].

Auf der anderen Seite jedoch muss der höhere Fertigungsaufwand beim Autoklav-Verfahren beachtet werden. Dies wird beispielsweise durch die bedarfsgerechte Einstellung der Prozessparameter (Temperatur und Druck) sowie durch die langen Aufheizzeiten des Autoklaven verursacht [Bergmann 1992]. Nicht zu vergessen sind die finanziellen Aufwände, die durch den Betrieb einer solch komplexen Anlage entstehen [Schürmann 2007].

Die Fertigung mit dem Autoklav-Verfahren eignet sich deshalb eher für geometrisch komplexere Kleinserien, bei denen höchste Anforderungen an die mechanische Belastbarkeit gestellt werden.

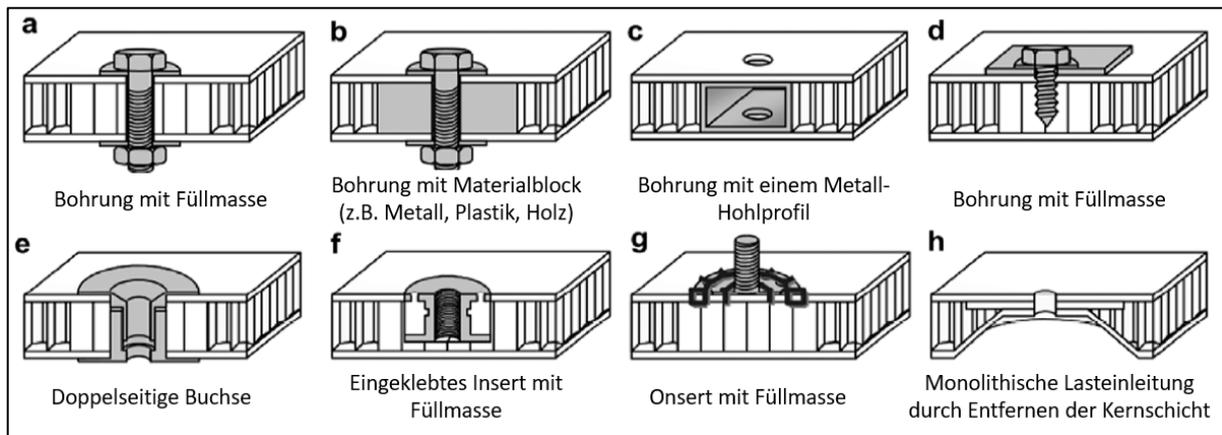
### Schritte zur Weiterverarbeitung

Eine Schwierigkeit, die bei der Weiterverarbeitung von Sandwichelementen beachtet werden muss, ist der hohle Kern des Sandwichverbundes. Hierdurch werden spezielle Verarbeitungsschritte benötigt, wie beispielsweise das Schließen der Kanten zur Verbindung weiterer Sandwichelemente. Dabei können diese in der Nachbearbeitung mit unterschiedlichen Modifikationen an die Betriebsbedingungen angepasst werden (Abb. 16).



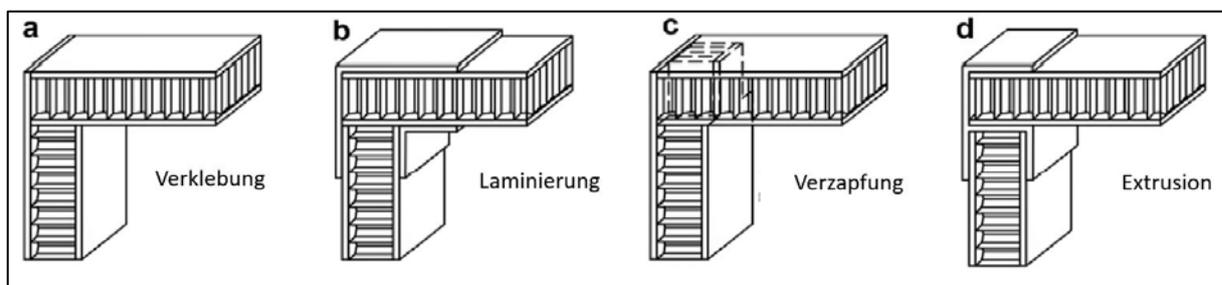
**Abbildung 16:** Verarbeitung eines Sandwichelementes [Nach Eschen 2018]

Aufgrund der hohlen Kernschicht eignet sich der Sandwichverbund nicht für lokale Lastenleitungen, da diese zu Schäden an den Hautfeldern führen [Heimbs 2009]. Um die lokalen Lasten einzuleiten, wird eine Füllmasse in den Sandwichkern eingesetzt. Dadurch wird eine gleichmäßige Lastenleitung in die Hautfelder realisiert [Heimbs 2009]. Neben der Einbringung von Füllmasse gibt es noch alternative Methoden, wie beispielsweise das Einsetzen von Materialblocks oder Inserts zur Füllung des hohlen Sandwichkerns (Abb. 17).



**Abbildung 17:** Lokale Lastenleitung in Sandwichstrukturen [Nach Heimbs 2009]

Der hohle Sandwichkern beeinflusst nicht nur die lokale Lastenleitung, sondern auch die Übertragung dieser von einem Sandwichelement zu einem anderen. Deshalb müssen in der Entwicklung von Bauteilen geeignete Methoden zur Verbindung von Sandwichsegmenten konzipiert werden. Dazu gibt es mehrere Ansätze, wie zum Beispiel die Verzapfung bei der Fertigung von Flugzeugbordküchen oder die Verklebung von Sandwichelementen zu Gepäckfächern (Abb. 18).



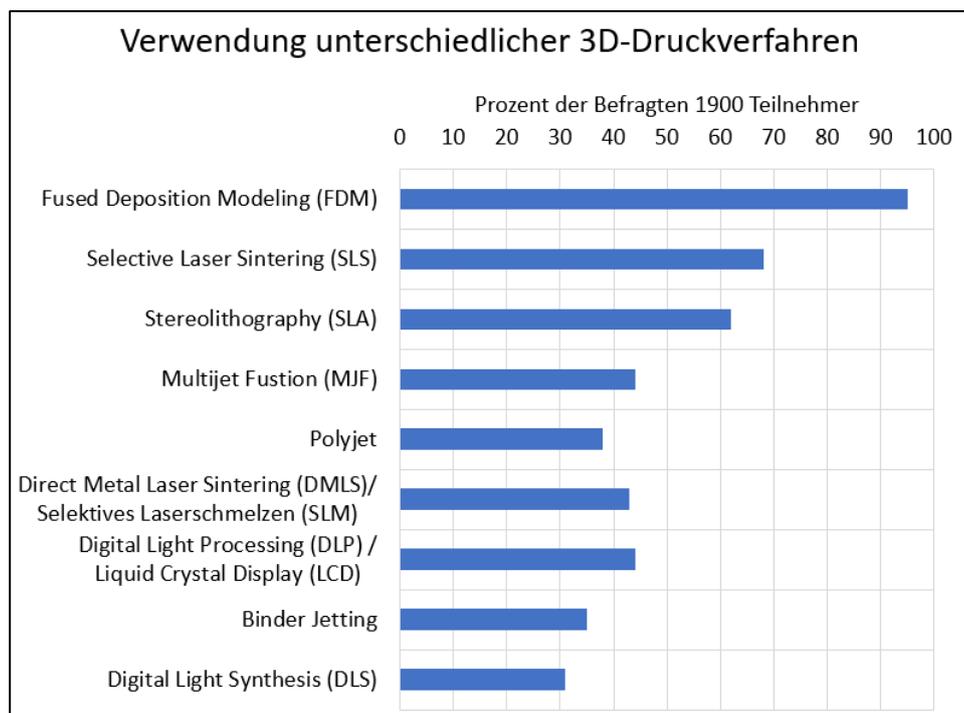
**Abbildung 18:** Verbindung von Sandwichelementen [Nach Heimbs 2009]

### 2.3.2 3D-Druck

Der 3D-Druck ist eine additive Fertigungsmethode, bei der digital erstellte CAD-Modelle schichtweise entstehen und produziert werden können. Dabei wird das Material zweidimensional in der X- und Y-Ebene aufgebaut. Die Schichten werden dabei je nach Verfahren durch das Schmelzen oder das Härten des Materials aneinandergelagert. Dadurch entsteht eine Ausdehnung in die Z-Ebene, wodurch ein 3-dimensionales Bauteil hergestellt wird [Gebhardt 2013]. Das 3D-Druckverfahren wird nicht nur im industriellen Zusammenhang, zum Beispiel zur Fertigung von Prototypen verwendet [Fahlbusch 2016]. Aufgrund der immer günstiger werdenden 3D-Drucker kommt es auch in Privathaushalten zum Einsatz.

Je nach Anwendungsfall kann dabei zwischen einer Vielzahl von 3D-Verfahren unterschieden werden, bei dem verschiedene Materialien und Technologien verwendet werden. Dabei können diese in drei Hauptkategorien eingeordnet werden: Die Pulverdruckverfahren, die Material-Extrusionsverfahren und die Stereolithografie-Verfahren [Fastermann 2014].

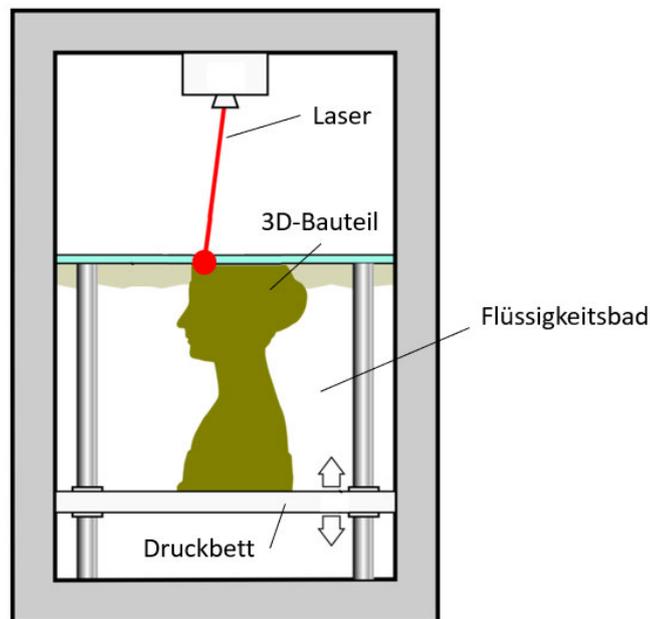
Bei der Analyse des Nutzerverhaltens wird ersichtlich, dass diese drei Kategorien am meisten Anwendung finden (Abb. 19). Nach einer Studie des 3D-Druckunternehmens Sculpteo beispielsweise, die 2021 veröffentlicht und unter 1900 Teilnehmern aus 86 Ländern weltweit durchgeführt wurde, sind die am meisten genutzten 3D-Druckverfahren das Stereolithographie-Verfahren (SLA), das Selektive Lasersintern (SLS) und das Fused Deposition Modeling (FDM) [Sculpteo 2021].



**Abbildung 19:** Verwendung von 3D-Druckverfahren [Nach Sculpteo 2021]

### Stereolithografie

Bei der Stereolithografie (SLA) wird die Geometrie aus einem Flüssigkeitsbad hergestellt. Dabei handelt es sich oftmals um Photopolymere, die unter Lichteinwirkung aushärten [Fastermann 2014]. Das Druckbett wird eine Schichtdicke tief in die Flüssigkeit eingetaucht, wo unter dem Lichteinfluss des Lasers die Kontur der ersten Schicht entsteht. Für die nächste Schicht wird das Druckbett erneut abgesenkt, wodurch nach und nach das Bauteil erzeugt wird (Abb. 20).



**Abbildung 20:** Ablauf des Stereolithografie-Verfahrens [Nach Scopigno 2017]

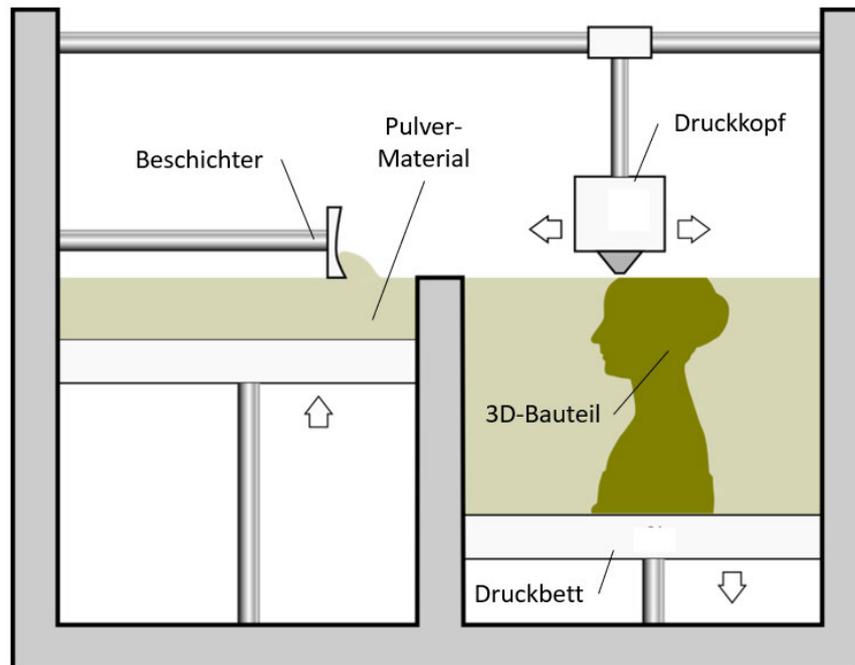
Abhängig von der Komplexität der Geometrie müssen zusätzliche Stützstrukturen gedruckt werden, zum Beispiel bei Überhängen oder Hohlräumen. Diese werden benötigt, da die Aushärtung des Materials Zeit in Anspruch nimmt und diese aufgrund der Schwerkraft verformen kann [HAGL 2015]. Die Stützstruktur hält die Geometrie dabei im Flüssigkeitsbad in Position [Fastermann 2014]. Durch die Erzeugung von Stützstrukturen sind komplexere Geometrien druckbar. Ein Nachteil hierbei ist jedoch eine höhere Druckzeit [HAGL 2015] und der Materialausschuss. Ein zusätzlicher Aufwand stellt das zerstörungsfreie Entfernen der Stützstruktur nach dem Druckprozess dar [Fastermann 2014]. Unter diesen Gesichtspunkten kommt der druckgerechten Konstruktion der Bauteile eine hohe Bedeutung zu, damit Stützstrukturen vermieden werden können [Kaielerle 2021].

Die zulässigen Druckmaterialien haben ebenfalls Auswirkungen auf das Druckresultat. Das lichtreaktive Material führt zu einer geringeren Belastbarkeit und wirkt sich ebenfalls auf die Haltbarkeit des Bauteils unter Lichteinfluss aus [Fastermann 2014].

Abschließend lässt sich sagen, dass die Stereolithografie durch die Genauigkeit des Verfahrens trotz der Nachteile 3D-Druckbauteile mit einer hochwertigen Oberflächenqualität [HAGL 2015].

### Selektives Lasersintern

Beim selektiven Lasersintern (SLS) handelt es sich um ein Pulverbettverfahren. Dabei trägt der Beschichter Pulver aus einem Behälter auf das Druckbett auf [Kaielerle 2021]. Der Laser sintert eine Geometrieschicht in das Pulver ein. Das Sintern kann dabei auch als Zusammenbacken der Pulverkörner verstanden werden. Nachdem das Druckbett erneut runtergefahren wird, kann die nächste Schicht versintert werden (Abb. 21). Dies wird wiederholt, bis die Geometrie vollständig gedruckt wurde.



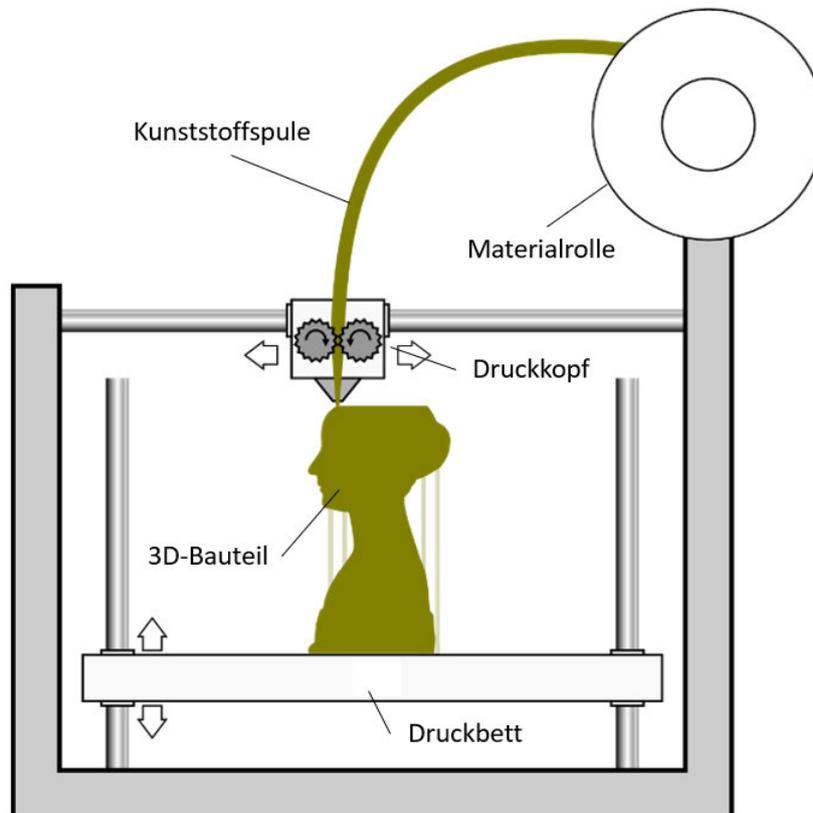
**Abbildung 21:** Ablauf des selektiven Lasersinters [Nach Scopigno 2017]

Im Vergleich zum Stereolithografie-Verfahren wird beim selektiven Lasersintern keine Stützstruktur benötigt. Das Pulver im Pulverbett bietet der Geometrie ausreichenden halt, sodass diese nicht gestützt werden muss [Fastermann 2014]. Hinzu kommt, dass die einsatzfähigen Kunststoffpulver durch das Hinzufügen von Kohlenstoff oder Metallen in ihren Eigenschaften beeinflusst werden können [Fahlbusch 2016]. Dadurch können thermisch sowie mechanisch belastbare Bauteile gedruckt werden [Gebhardt 2013].

Eine Schwierigkeit des selektiven Lasersinterns stellt die benötigte Nachbehandlung der Druckteile dar. Die poröse und raue Oberfläche muss vom restlichen Pulver getrennt werden [Fastermann 2014]. Durch die Größe der Pulverteilchen kann es außerdem sein, dass sich benachbarte Teilchen an die Grundgeometrie des 3D-Druckbauteils anheften und sich damit verschmelzen [Gebhardt 2013]. Dies führt zu einer Ungenauigkeit und Vergrößerung des Druckergebnisses im Vergleich zur Ausgangsgeometrie [Gebhardt 2013].

### Fused Deposition Modelling

Das Fused Deposition Modelling (FDM) ist ein Material-Extrusionsverfahren, bei dem Kunststoff zum Schmelzen gebracht und das Material somit Ebene für Ebene aufgetragen wird [Fastermann 2014]. Dabei wird das aufgerollte Material, welches in einem beweglichen Druckkopf steckt, durch die Druckkopfdüse erhitzt und auf das Druckbett aufgetragen (Abb. 22).



**Abbildung 22:** Ablauf des FDM-Verfahrens [Nach Scopigno 2017]

Beim FDM-Verfahren bieten sich unterschiedliche Materialien an, um die mechanischen Eigenschaften des Bauteils an die Anforderungen anzupassen [Hagl 2015], wie z. B. Acrylnitril Butadien Styrole (ABS) oder Polyactide (PLA). Die leichte Bedienbarkeit sowie der preiswerte Druck [Fastermann 2014] macht das Verfahren zu einer beliebten 3D-Druck Variante. Abhängig von der Komplexität der Geometrie kann hierbei ebenfalls Stützstruktur benötigt werden.

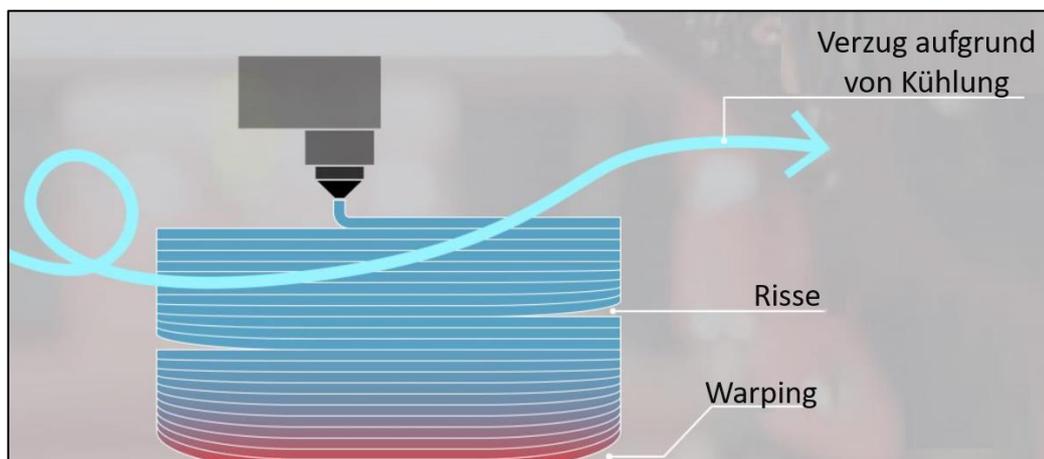
Da der Demonstrator mit dem zur Verfügung stehenden FDM-Drucker gefertigt werden soll, wird im weiteren Verlauf näher auf mögliche Fehlerquellen in diesem Verfahren eingegangen.

### Mögliche Fehlerquellen

Um ein qualitatives und robustes Druckbauteil produzieren zu können, müssen typische Fehlerquellen und Maßnahmen zur Vermeidung dieser näher analysiert werden. Im weiteren Verlauf der Arbeit sollen diese in den Fertigungsprozess eingebunden werden.

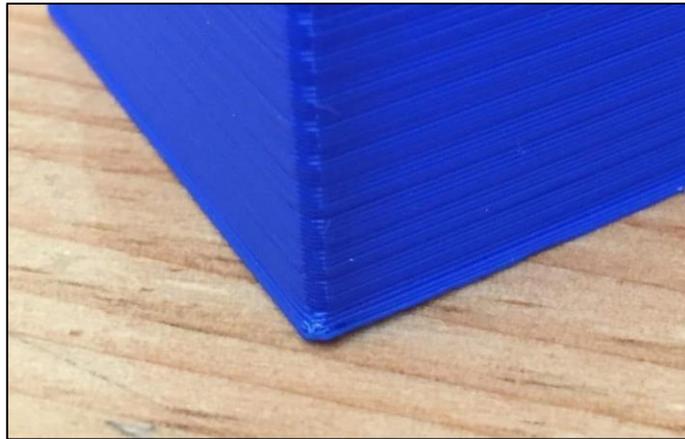
Auch aufgrund des Einzuges von 3D-Druckern in Privathaushalte bildete sich ein Erfahrungspool in Online-Foren, wo sich Anwender über mögliche Fehlerquellen und Lösungsmöglichkeiten austauschen.

Der Materialverzug (engl.: Warping) beim 3D-Drucken beispielsweise führt dazu, dass sich das Bauteil vor allem an den Ecken vom Druckbett ablöst (Abb. 23). Verursacht wird dies hauptsächlich dadurch, dass das beheizte Druckbett nur den unteren Bereich der Druckgeometrie erreichen und temperieren kann. Durch die Temperaturdifferenz und der somit unterschiedlich schnellen Abkühlung der Schichten kommt es zu inneren Bauteilspannungen [Kantaros 2021]. Aufgrund dessen kann es ebenfalls zu Rissen zwischen den Druckschichten kommen. Je nach Praxiseinsatz und Belastungsart des Druckbauteils stellt dies einen sehr kritischen Fehler dar, der auf jeden Fall vermieden werden muss.



**Abbildung 23:** Auswirkungen von Materialverzug [Boxed 2017]

Der Elefantenfuß ist eine unkritische Fehlerart, die jedoch optisch zu einer geometrischen Abweichung zwischen Modell und Druckbauteil führt (Abb. 24). Dabei handelt es sich um eine Materialansammlung an den Ecken des Druckbauteils, welche durch Nachbehandlung entfernt werden kann. Entstehen kann dies beispielsweise aufgrund einer falschen Kalibrierung des 3D-Druckers, welche das Material aus der Düse zu nah an dem Druckbett aufträgt und somit dort verteilt. Das Fließen des Materials an der ersten Schicht aufgrund eines hohen Bauteilgewichts kann ebenfalls dazu führen [Just3dp 2016].



**Abbildung 24:** Elefantenfuß am 3D-Druckbauteil [AB3D 2021]

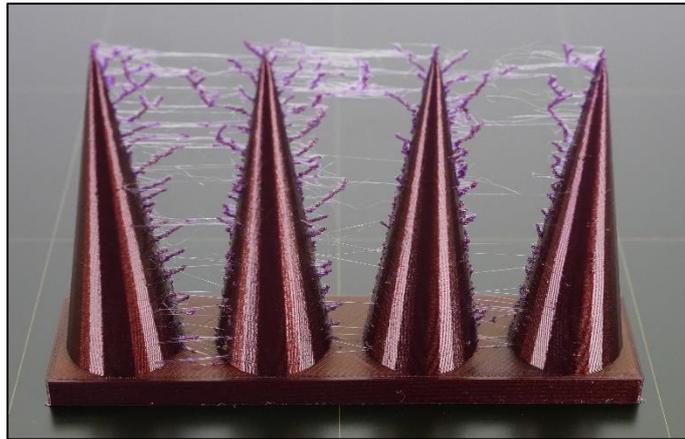
Eine Fehlkalibrierung des Druckers kann ebenfalls einem Schichtversatz während des Druckvorgangs führen. Behoben werden kann dieser Fehler durch die Kalibrierung oder der Ölung der beweglichen Teile am Drucker [Just3dp 2016]. Abhängig vom Kalibrierungsbedarf kann der Schichtversatz unterschiedlich stark ausfallen.

#### Verbesserung der Druckqualität und Vermeidung von Fehlern

Die Platzierung der Druck-Geometrien auf dem Druckbett stellt einen wichtigen Prozessschritt dar und kann entscheidend für den Druckerfolg sein. Dabei kann es sich um mehrere Bauteile handeln, die in einem Druckvorgang gedruckt und deshalb zusammen auf einem Druckbett positioniert werden müssen. Hierzu kann zwischen zwei Parametern unterschieden werden. Zum einen muss die Lage der Bauteile zueinander und zum anderen die Position der einzelnen Bauteile auf dem Druckbett bestimmt werden.

Damit der Druckkopf kürzere Wege zurücklegen und die Druckzeit somit verringert werden kann, scheint die nahe Positionierung der Bauteile zueinander sinnvoll zu sein. Dies stellt in der Praxis jedoch kein Problem dar, da die Bewegungen des Druckkopfes variieren kann. Obwohl der Druckkopf während der Extrusion des Materials langsamere Bewegungen durchführt, kann es schneller zwischen unterschiedlichen Positionen auf dem Druckbett bewegt werden.

Ein anderes Problem, welches durch die nahe Positionierung entstehen kann, ist das sogenannte Stringing. Dabei kann sich das Druckmaterial nicht vollständig von dem Druckkopf lösen und verteilt sich auf benachbarte Bauteile (Abb. 25). Aufgrund dessen ist ein ausreichender Abstand zwischen zwei benachbarten Druckteilen empfehlenswert.



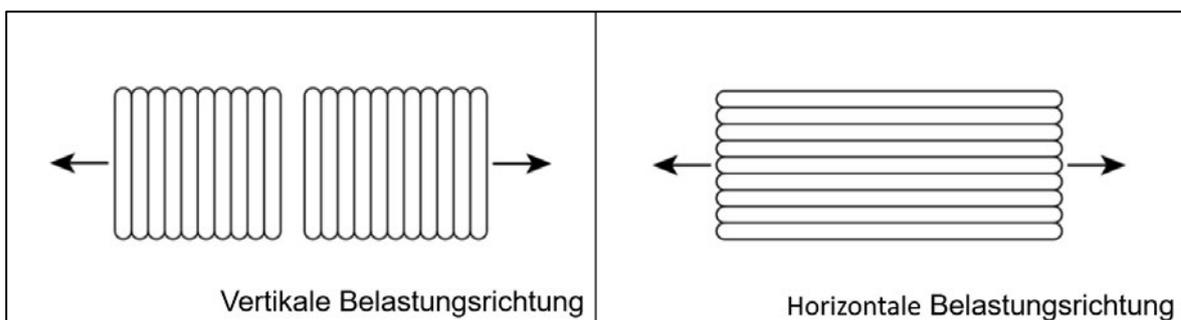
**Abbildung 25:** Stringing durch fehlerhafte Druckbettanordnung [Prusa3D 2021]

Die Bauteile müssen außerdem im Bauraum des 3D-Druckers liegen, um den Druckvorgang nach abgeschlossener Konfiguration starten zu können.

Die Positionierung ist nicht nur für den erfolgreichen Druckstart entscheidend, sondern kann auch den Material- und den Zeitaufwand erheblich steigern. Die Ursache liegt dabei im Drucken von Stützstruktur durch eine ungeeignete Positionierung der Druckgeometrie.

Das ist der Fall, wenn die Geometrie nicht fertigungsgerecht positioniert wird und somit viel Stützstruktur gedruckt werden muss.

Die Positionierung hat ebenfalls Auswirkungen auf die Belastbarkeit des Druckbauteils. Bei Lasten, die horizontal und somit in Schichtrichtung wirken, sind die Druckbauteile belastbarer. Die vertikale Belastungsrichtung kann dazu führen, dass die Druckschichten auseinandergerissen werden (Abb. 26).



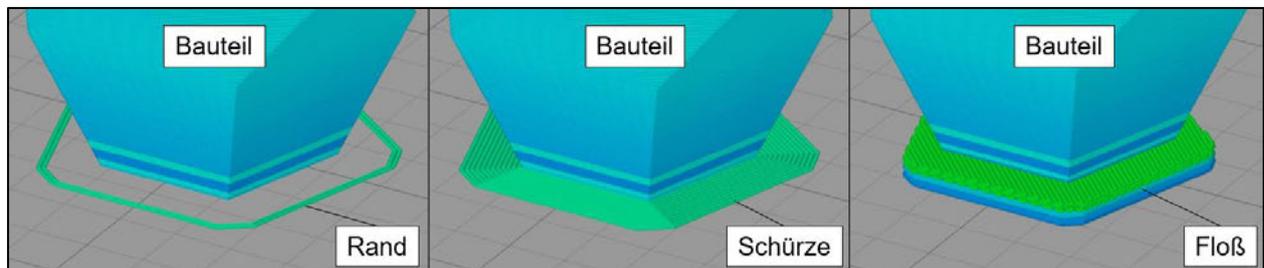
**Abbildung 26:** Belastungsrichtungen je nach Schichtorientierung [Markforged 2021]

Zur Erhöhung der Druckbetthaftung können zusätzliche Hilfskonstruktionen gedruckt werden. Dazu wurden drei Prinzipien entwickelt, welche in der druckeigenen Software eingestellt und angepasst werden können (Abb. 27). Ein Rand (engl.: Brim) ist eine Hilfskonstruktion, die um die Druckgeometrie gedruckt wird und dazu dient die Druckperformance in Form von Materialfluss beispielsweise zu prüfen.

Der Rand wird vor der eigentlichen Druckgeometrie aufgetragen. Dabei kann sichergestellt werden, dass der Drucker richtig eingestellt ist und einen ausreichenden Materialfluss zur Verfügung hat. Durch einen zu geringen Materialfluss kommt es zu einer geringeren Druckbetthaftung, was in einem Fehldruck resultieren kann. Diese Fehler können durch den Druck eines Randes vorzeitig erkannt werden.

Eine Schürze (engl.: Skirt) kann dazu verwendet werden, um die Druck-Grundfläche zu vergrößern und somit die Druckbetthaftung zu erhöhen. Es handelt sich hierbei um eine zusätzliche Schicht, welche die erste Druckschicht umgibt.

Ein Floß (engl.: Raft) ist eine Erweiterung zu einer Schürzen-Konstruktion. Diese wird dabei nicht um, sondern unter die erste Schicht der Ausgangsgeometrie gedruckt und hebt diesen um die Floßdicke an. Dadurch wird der Materialverbrauch zwar erhöht, aber die Druckbetthaftung gleichzeitig gestärkt.



**Abbildung 27:** Hilfskonstruktionen zur Haftungserhöhung [Nach Simplify3d 2021]

### 3 Konzeptionierung eines Demonstrators

Die Konzeptionierung des Demonstrators wird anhand der VDI-Richtlinie 2221 durchgeführt. Dabei werden die Arbeitsschritte der Konzipierungs- und Entwurfsphase an den Anwendungsfall dieser Arbeit angepasst. Die Konzeptionierung des Demonstrators soll auf Basis dieser Prozessschritte entwickelt werden (Abb. 28).

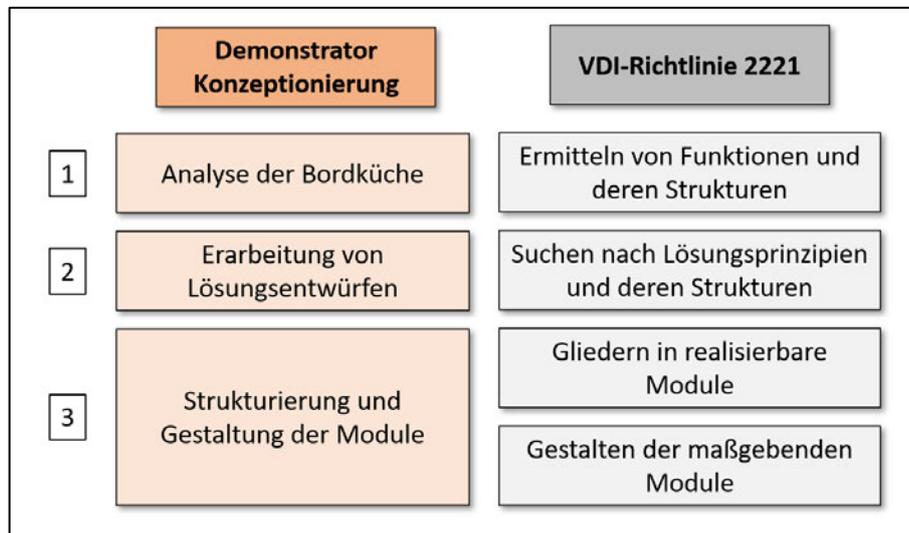


Abbildung 28: Vorgehen zur Konzeptionierung des Demonstrators [Conrad 2008]

#### 3.1 Analyse der Bordküche

Die Flugzeughordküchen (engl. Galley) dienen hauptsächlich zur Versorgung der Passagiere mit Speisen und Getränken [Krause 2011]. Dabei bestehen diese aus der formgebenden Grundstruktur der Bordküche und können beispielsweise mit Öfen, Kaffeemaschinen und unterschiedlichen Behältern ausgestattet werden (Abb. 29) [Kundu 2010].

Die Grundstruktur der Flugzeughordküche wird aus mehreren Einzelplatten zusammengesetzt, welche je nach Herstellungsart entweder aus einem Aluminiumrahmen oder aus Sandwichplatten bestehen [Wohlgemuth 2013]. Aufgrund des überwiegenden Leichtbaupotenzials mithilfe von Sandwichplatten hat sich diese Bauweise wie bei vielen anderen Kabinenmodulen auch durchgesetzt.



**Abbildung 29:** Bordküche einer Airbus A319 [Harbison 2021]

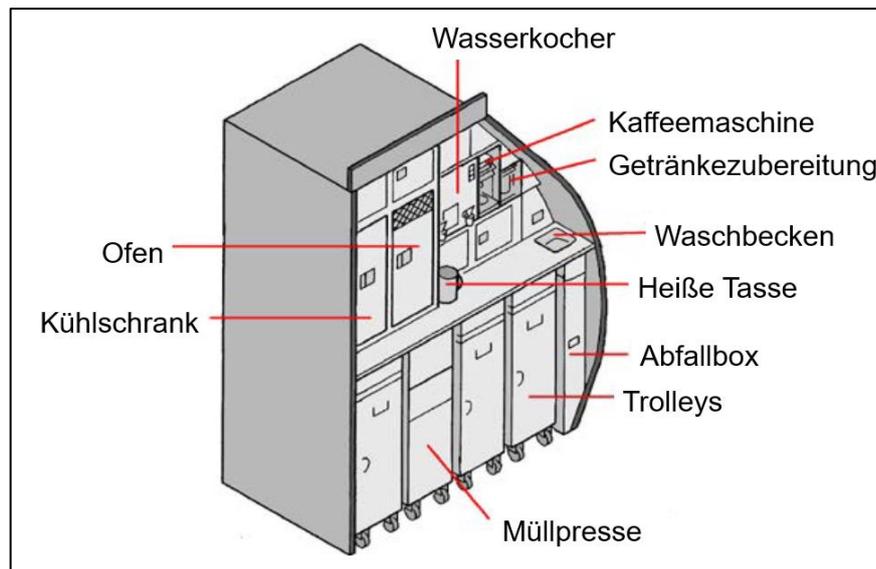
Neben den allgemeinen Leichtbau-Anforderungen der Luftfahrt muss die Bordküche weitere Funktionen erfüllen. Trotz einer kompakten Bauweise müssen ausreichende Verstaumöglichkeiten sowie Arbeitsflächen zur Verfügung stehen. Dem Bordpersonal wird auf diese Weise genug Platz geboten, einen zufriedenstellenden Service nach den Vorstellungen der Airlines zu bieten.

Die Airlines möchten sich dabei gegenüber Mitkonkurrenten vor allem durch ihr Catering-Konzept abheben [Schmidt 2000]. Dies verursacht einen hohen Spezifizierungsaufwand. In der Praxis werden die Bordküchen deshalb direkt bei den Zulieferern bestellt [Loong 2015], was auch als Buyer-furnished Equipments (BFE) bezeichnet wird. Dabei werden die extern erworbenen Bauteile dem Flugzeughersteller zur Fertigstellung des Flugzeugs zur Verfügung gestellt oder durch die Airline selbst eingebaut [Schmidt 2000].

Bei den neueren Flugzeuggenerationen, wie zum Beispiel der Airbus A350 oder der Boeing 787, kommen zunehmend Seller-furnished Equipments (SFE) zum Einsatz [Ackert 2013]. Hierbei übernimmt der Flugzeughersteller die Ausstattung und den Einbau des Bauteils in die Flugzeugkabine [Loong 2015].

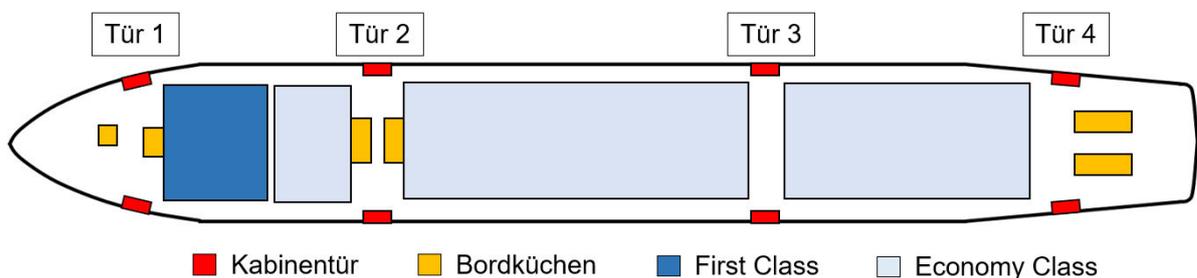
### 3.1.1 Bestandteile und Einbau

Die Bordküche kann prinzipiell in drei Bereiche unterteilt werden: die Grundstruktur, die einsetzbaren Behälter und die elektrischen Geräte. Den Fluggesellschaften steht eine hohe Konfigurationsvielfalt zur Verfügung. Deshalb kann die Grundstruktur je nach Bedarf mit unterschiedlichen Einschüben ausgestattet werden (Abb. 30).



**Abbildung 30:** Bestandteile der Bordküche [Nach Rossow 2014]

Die Grundstruktur der Bordküche wird durch die formgebende Außengeometrie und den unterschiedlichen Segmenten definiert. Die Grundstruktur ist dabei das lasttragende Element, welche die Belastungen der Einschübe aufnimmt. Prinzipiell sind die Bordküchen an den Kabinentürbereichen verbaut, welche ebenfalls den Übergang verschiedener Kabinenbereiche markieren (Abb. 31). Je nach Flugzeugtyp und Einbauort in der Kabine können die Grundstrukturen unterschiedliche Formen aufweisen. Dabei kann zwischen einer rechteckigen und einer gewölbten Grundstruktur unterschieden werden. Die Wölbung der Außenkontur (Abb. 29) entsteht durch den Einbau der Bordküche nah an der Flugzeugaußenhaut und der Anpassung der Geometrie hieran. Diese Art der Bordküche ist bei den Airbus A340 Flugzeugen an der Tür 1 verbaut. Die Bordküchen an den anderen Türen weisen eine rechteckige Geometrie auf.



**Abbildung 31:** Kabinenaufbau einer Airbus A340-300 [nach Airbus 2021]

Die Grundstruktur kann durch das Einsetzen verschiedener Behälter ergänzt werden. Dazu zählen beispielsweise die Müllpresse und die Abfallbox, um den Abfall während des Flugbetriebs lagern zu können. Außerdem werden die Bordküchen mit Staufächern (engl.: Trolley) ausgestattet, die zur Aufbewahrung und zur Temperierung der Speisen eingesetzt werden.

Je nach Kundenwunsch können die Bordküchen ebenfalls mit elektrischen Geräten ausgestattet werden, wie beispielsweise Öfen, Kühlschränken oder Kaffeemaschinen.

Um die Komplexität durch die hohen Konfigurationsmöglichkeiten zu reduzieren und die Ersetzbarkeit bei Defekten zu erleichtern, wurden internationale Standards gebildet, wie zum Beispiel der ATLAS- oder der KSSU-Standard [Schmidt 2000].

### **3.1.2 Belastung und Anbindung**

An der Bordküche wirken wie bei den anderen Kabinenmodulen auch, Trägheitslasten sowie Abuse Loads. Je nach Einbauort und Geometrie kann sich die Lastverteilung hierbei unterscheiden. Zu den Abuse Loads an der Bordküche gehören beispielsweise das Abstützen des Bordpersonals an den Bordküchenflächen oder das Öffnen und Schließen von Behältertüren. Die Grundstruktur der Bordküche wird im Betrieb durch die Einschübe belastet. Die Trägheitslasten entstehen hierbei durch die Beschleunigung des Flugzeugs und den entgegenwirkenden Massenkräften der Einschübe, welche die einzelnen Segmente der Bordküche belasten. Durch das Eigengewicht der Grundstruktur wird ebenfalls eine Massenkraft erzeugt, welche jedoch geringer ist.

Kritische Stellen, die bei der Auslegung besonders beachtet werden müssen, sind die Verbindungsstellen der einzelnen Sandwichelemente der Bordküche. Statische Tests haben in der Praxis gezeigt, dass diese Stellen besonders empfindlich sind und versagen können [Wohlgemuth 2013]. Dies unterstreicht noch einmal, dass bei der Fertigung der Bordküchen ein besonderes Augenmerk auf eine geeignete Verbindungsart der einzelnen Sandwichplatten gelegt werden muss (Abb. 18).

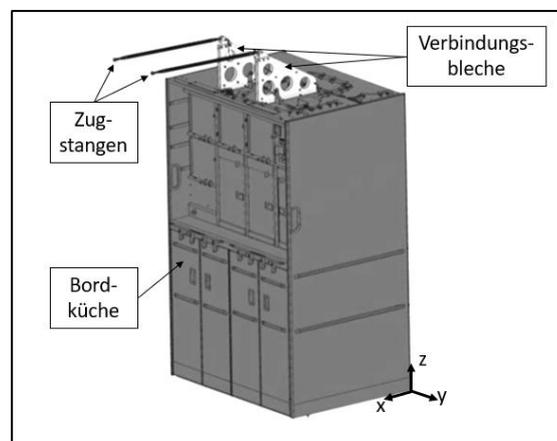
Die Belastungen werden durch die oberen und unteren Anbindungen, welche die Bordküche in Position halten, aufgenommen und in die Flugzeugstruktur sowie in den Kabinenboden geleitet. Bei der weiteren Untersuchung der Bordküchenanbindungen wird die rechteckige Bordküchengeometrie betrachtet.

### Obere Anbindung

Die Bordküche ist an der oberen Seite an zwei Punkten mit der Flugzeugstruktur verbunden (Abb. 32). Die Anbindungen nehmen dort hauptsächlich Kräfte in X-Richtung (Flugzeuglängsachse) auf [Krause 2011]. Die Verbindung wird durch das Anbringen von sogenannten Verbindungsblechen auf die Oberseite der Bordküche realisiert. Die Verbindungsbleche werden dann mithilfe von Zugstangen (engl.: Tie-Rods) mit der Flugzeugstruktur verbunden [Krause 2011].

Die Anbindungspositionen hieran sind dabei abhängig von den Spant-Positionen in der Kabine. Durch die vielfältigen Cateringkonzepte und die dadurch variierenden Positionen der Bordküche [Schmidt 2000] müssen unterschiedliche Abstände von der Bordküche zu den Anbindungsstellen an der Flugzeugstruktur überbrückt werden.

Die Anbindungspositionen der Spante können hierbei nicht verändert werden. Bei den Zugstangen handelt es sich um normierte Bauteile, die nicht in allen Längen zur Verfügung stehen. Deshalb müssen die unterschiedlichen Abstände durch eine hohe Variantenvielfalt der Verbindungsbleche realisiert werden [Krause 2011].



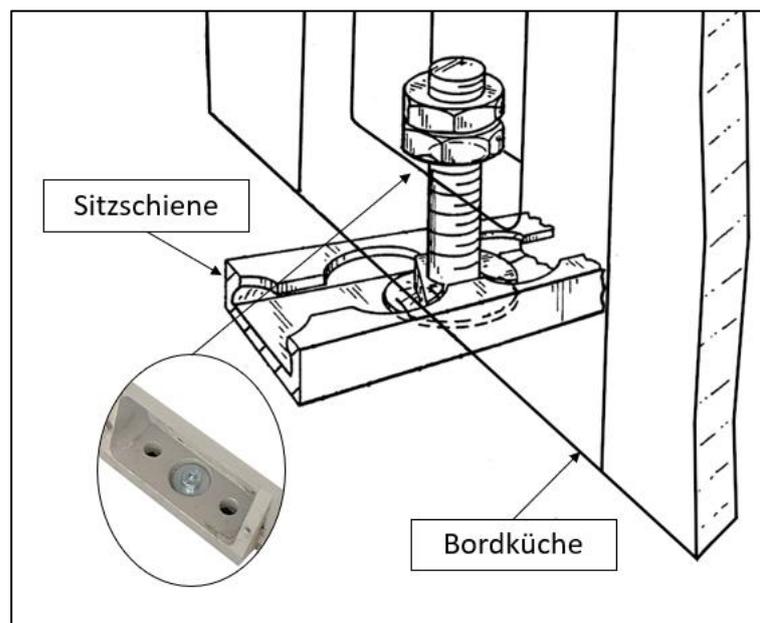
**Abbildung 32:** Obere Anbindung einer Bordküche [Nach Krause 2011]

### Untere Anbindung

Zur Anbindung der Bordküche an der Unterseite gibt es sechs Anbindungsstellen mit Bohrungen. An diesen Punkten wird diese mit dem Kabinenboden verschraubt. Die Verbindung nimmt hierbei die Kräfte in die X-, Y- und die Z-Richtung auf. Die Montage der Bordküche wird in der Praxis mithilfe von Unterlegplatten durchgeführt, mit denen die Z-Position angepasst werden kann [Tiid 2005]. Die Überprüfung der Position kann erst nach der Montage der Bordküche beurteilt werden. Bei der Montage mithilfe von Unterlegplatten muss diese bei einer Fehlpositionierung erneut abmontiert werden [Tiid 2005]. Um diese Aufwände zu reduzieren, gibt es Bordküchen, bei denen einige der sechs Verschraubungspunkte eine Einstellbarkeit in Z-Richtung bieten [Tiid 2005].

Die Bohrungspositionen zur Anbindung des Demonstrators mit dem Kabinenboden werden als Hard Points bezeichnet [Krause 2011]. Dabei handelt es sich zur Befestigung von bestimmten Kabinenmonumenten geschaffene Fixierungspunkte [Schliwa 2013]. Die Starrheit der Fixierungspunkte bei diesem Anbindungskonzept schränkt dabei die Anpassbarkeit der Kabine ein. Der Grund hierfür ist, dass die Position eines Monumentes so frühzeitig festgelegt werden muss und nicht mehr verändert werden kann [Schliwa 2013].

Eine Alternative zu dieser Anbindungsart ist beispielsweise die Anbindung der Bordküche an die Sitzschienen der Passagiersitze [Pompei 1992]. Dabei können Befestigungsmittel in die Sitzschiene eingesetzt werden, die dann durch die Anbindungspunkte der Bordküche gesteckt und dort befestigt werden können (Abb. 33).



**Abbildung 33:** Befestigung an eine Sitzschiene [Nach Pompei 1992]

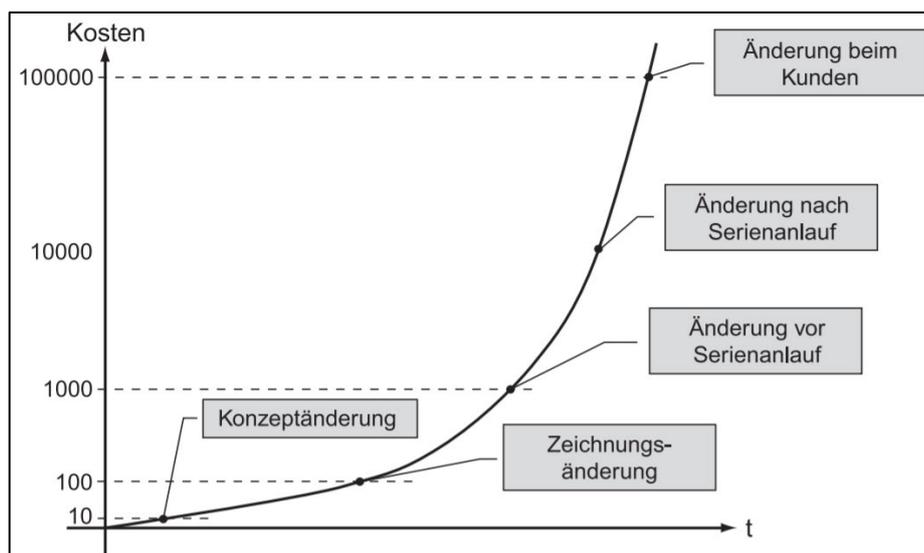
### 3.1.3 Herausforderungen während der Entwicklung

In der Praxis werden Kabinenbauteile auf Basis von Lastannahmen entwickelt. Diese bilden nicht immer die realen Betriebslasten ab. Der Grund hierfür ist, dass die Bauteile während der Entwicklung auf Basis von Vereinfachungen dimensioniert werden [Wohlgemuth 2013] und mithilfe von einfachen FEM-Berechnungen überprüft werden [Seemann 2014]. Das Versagen der entwickelten Bauteile wird erst zu einem späteren Zeitpunkt im Projektverlauf durch Tests erkannt. Dieser Umstand birgt einige Nachteile, die im Folgenden näher beschrieben werden.

Ein Gesichtspunkt hierbei ist zum Beispiel, dass die Bordküche den Belastungsspielraum durch die ungenauen Lastannahmen standhalten muss und deshalb schwerer ausgelegt wird [Wohlgemuth 2013].

Da die Bauteile dem Bestreben im Flugzeugbau entsprechend dennoch leicht ausgelegt werden müssen, kommt es in der Praxis dennoch dazu, dass die Bauteile den Tests nicht standhalten. In diesen Fällen muss die Bordküche an Ihren Schwachstellen zusätzlich verstärkt werden, was erneut zu einem Gewichtsanstieg führt [Wohlgemuth 2013]. Das Ziel dieser Verstärkungen ist es hierbei, dass die Bordküche den Zertifizierungstests der Behörden besteht.

Durch das Scheitern in Zertifizierungstests und den Abstimmungen mit den Bordküchen-Zulieferern zur Erarbeitung einer neuen Lösung kommt es zu einer zu einer erheblichen Zeitverzögerung im Projekt. Deshalb bleibt keine Zeit für die genauere Analyse der benötigten Verstärkungen. Eventuelle Unsicherheiten werden hierbei durch die Verwendung von zusätzlichen Verstärkungselementen abgedeckt, welche erneut das Gesamtgewicht der Bordküche erhöhen. Durch den Betrieb einer schwereren Bordküche entstehen den Airlines aufgrund der höheren Treibstoffkosten finanzielle Einbußen. Die finanziellen Folgen bei dem Flugzeughersteller sind ebenfalls schwerwiegend, wie an der Zehnerregel bei der späteren Bauteiländerung zu sehen ist (Abb. 34). Diese Regel wurde auf Basis von Studien aufgestellt und besagt, dass es einen exponentiellen Anstieg bei den Änderungskosten in einem Projekt gibt und dass diese sich abhängig von der Projektphase verzehnfachen können [Lindemann 2009].



**Abbildung 34:** Zehnerregel der finanziellen Auswirkungen [Lindemann 2009]

### 3.2 Erarbeitung von Lösungsentwürfen

Zur Erarbeitung von Lösungsentwürfen für den Demonstrator müssen mehrere Gesichtspunkte beachtet werden. Diese beeinflussen die geometrische Formgebung des Demonstrators.

Um den Demonstrator im Versuchsstand fixieren zu können, muss zunächst ein geeignetes Anbindungskonzept entworfen werden. Im Anschluss muss der fixierte Demonstrator durch eine geeignete Krafteinleitung belastet werden können. Dabei soll der Demonstrator so nah wie möglich der Bordküche nachempfunden werden, um den Anwendungsfall der Bordküche durch den Demonstrator nicht zu stark zu verfälschen. Zugleich darf der Demonstrator nicht zu komplex werden und sich zur Versuchsdurchführung eignen. Bei der Erarbeitung einer Lösung für den Demonstrator steht dieser Kompromiss im Fokus.

Als Vorbild für den Demonstrator dient die Bordküche eines ausrangierten Airbus A340-Flugzeugs (Abb. 35). Diese ist dabei im Bereich der Tür zwei verbaut (siehe Abb. 31).



**Abbildung 35:** Airbus A340 - Flugzeugbordküche

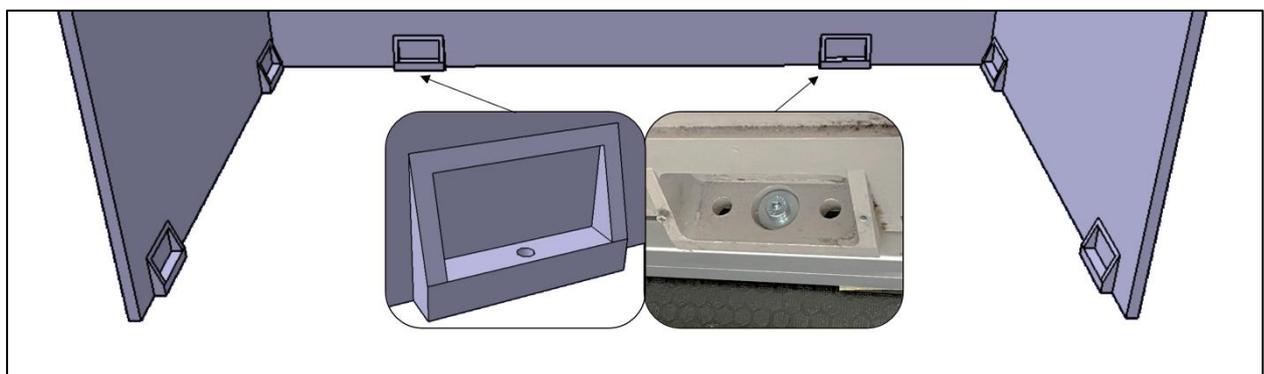
### 3.2.1 Anbindung an den Montagerahmen

Zur Fixierung des Demonstrators an den Versuchsstand und zur Simulation der Anbindungen einer realen Bordküche in der Flugzeugkabine wird ein Anbindungskonzept entworfen. Je nach Entwurf können die Anbindungen so gestaltet werden, dass diese unterschiedliche Lastanteile der X-, Y- und Z-Kräfte aufnehmen können. Die Anbindungen des Demonstrators sollen dabei Lasten in derselben Lastrichtung aufnehmen können. Dabei müssen diese nicht nur funktionell, sondern auch optisch den realen Anbindungen entsprechen. Durch die Fertigung des Demonstrators in einem kleineren Maßstab zur Bordküche ergeben sich weitere Anforderungen. Diese müssen während der Gestaltung identifiziert werden.

#### Untere Anbindungen

Bei der Gestaltung der unteren Anbindung stand das Verbindungsprinzip mithilfe von Schrauben und die Nachbildung der realen Bohrungspositionen im Vordergrund. Dazu wurden zwei Konzepte entwickelt.

Bei dem ersten Konzept wurden die Anbindungspunkte sehr stark nach dem Vorbild der realen Anbindungsart gestaltet. Dazu wurden sechs Anbindungselemente an die Seitenwände des Demonstrators konstruiert, die jeweils mit Bohrungen zum Einsatz von Schrauben versehen wurden (Abb. 36). Anders als bei der realen Bordküche wurden die Bohrungen nicht in die Seitenwände integriert. Die Montage wäre aufgrund des Maßstabes bei der Integration erschwert gewesen. Eine Einstellbarkeit in Z-Richtung wurde nicht benötigt, weshalb zur Anbindung sechs identische Verschraubungen verwendet wurden. Der Demonstrator sollte durch die Anbindungspunkte mit einer Grundplatte aus Holz verschraubt werden, die die Anbindung der realen Bordküche an den Kabinenboden nachbilden sollte.



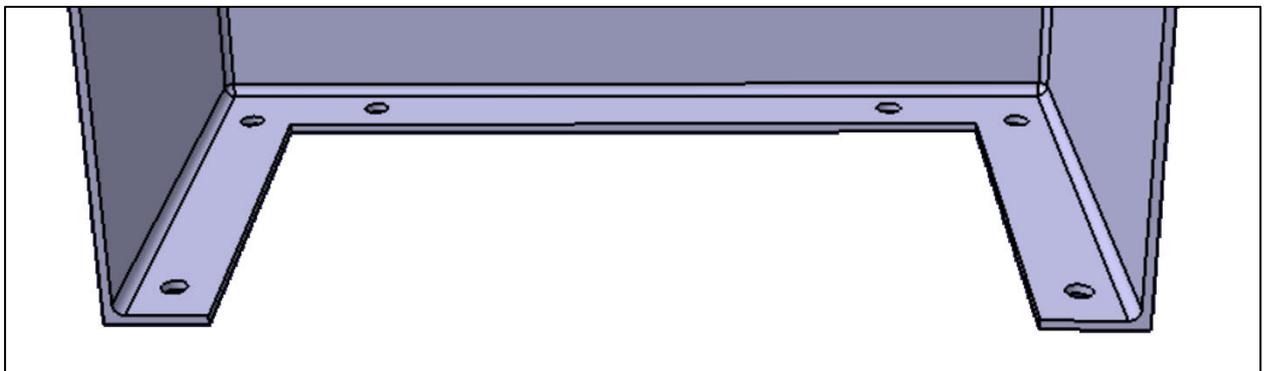
**Abbildung 36:** Unteres Anbindungskonzept 1 - Nachbildung

Bei der weiteren Ausarbeitung der Anbindungen und Überlegungen über die Umsetzung wurden einige Probleme identifiziert.

Ein geringerer Maßstab bei den Schrauben und Anbindungselementen würde die Montage stark erschweren. Außerdem handelt es sich bei den Schrauben um normierte Teile, die nicht beliebig runterskaliert werden können. Kleinere Schrauben würden zudem Spezialwerkzeuge zur Montage erfordern. Der Umstand könnte durch die Verwendung von größeren Schrauben gelöst werden, was jedoch eine ausreichend große Fläche an den Anbindungselementen erfordern würde.

Der jedoch wichtigste Grund für das Verwerfen dieses Konzeptes war die Druckbarkeit der Geometrie. Der Demonstrator sollte mit der Rückenfläche auf dem Druckbett aufliegen und von dieser Ebene gedrückt werden. Dies würde jedoch für die Anbindungselemente bedeuten, dass zusätzliche Stützstruktur gedrückt werden muss. Neben dem zusätzlichen Material- und Zeitverbrauch würde es eine Schwierigkeit darstellen, die Stützstruktur bei der kleinen Elementgröße zerstörungsfrei entfernen zu können. Deshalb wurde dieses Konzept nicht weiter ausgearbeitet und verworfen. Obwohl die reale Anbindung bei diesem Konzept nachgebildet werden sollte, hat sich im Verlauf des Konstruktionsprozesses herausgestellt, dass dies für die spätere Erprobung des Demonstrators nicht benötigt wird.

Deshalb wurde bei dem zweiten Konzept nur die Bohrungspositionen der realen Anbindung übernommen. Die geometrische Gestaltung wurde durch einen Eigenentwurf umgesetzt. Zur Vereinfachung der Anbindung wurden die einzelnen Anbindungselemente zu einem einzigen Flansch zusammengefasst (Abb. 37).



**Abbildung 37:** Unteres Anbindungskonzept 2 - Flanschverschraubung

Durch den Flansch konnten größere Bohrungen und somit Schrauben in Standardgrößen verwendet werden. Hierzu wurden die Bohrungen für M5-Schrauben konstruiert. Durch die Verwendung von größeren Schrauben sollte die Montage ebenfalls erleichtert werden.

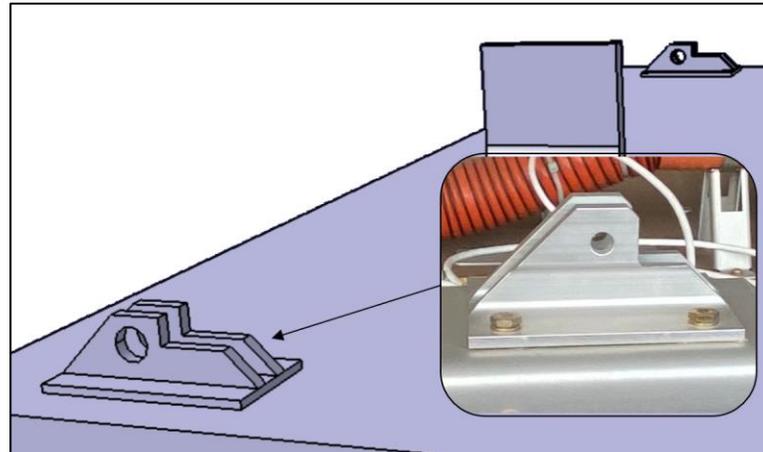
Durch die Reduzierung der Geometriekomplexität sollte der Druck optimiert und Stützstrukturen vermieden werden. Ein weiterer Effekt war die zusätzliche Versteifung der unteren Flächen-segmente durch den Flansch. Obwohl hierdurch die reale Anbindungssituation verfälscht wurde, wurde die Gestaltung beibehalten. Der Grund hierfür war die geringe Biegesteifigkeit des Druckmaterials und der Ausgleich dessen durch den versteifenden Effekt des Flansches.

Aufgrund der einfacheren Druckbarkeit sowie der zusätzlichen Versteifung des Demonstrators wurde das zweite Konzept final ausgearbeitet.

### Obere Anbindungen

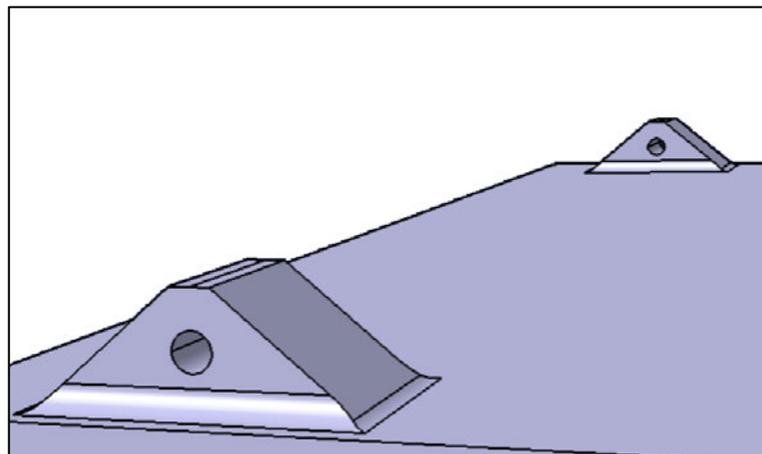
Der Demonstrator sollte an der Oberseite mit Schnüren durch eine Verknotung am Montagerahmen angebunden werden. Wie bei den unteren Anbindungen wurden die Anbindungen nach dem Vorbild der realen Bordküche entworfen, was sich im Gestaltungsprozess als nachteilig herausgestellt hat. Dabei sollte die Anbindung durch Anbindungselemente mit Bohrungen realisiert werden.

Bei dem ersten Konzept wurden die Anbindungselemente der realen Bordküche nachempfunden. Da keine Anbindungselemente an der betrachteten Bordküche (Abb. 35) montiert waren, wurden Elemente einer anderen Bordküche zur Nachbildung verwendet (Abb. 38). Während des Gestaltungsprozesses wurde überprüft, ob die Konstruktion fertigungsgerecht aufgebaut wurde. Dabei wurde identifiziert, dass die Geometrie bei einer Skalierung des Demonstrators schwer zu drucken wäre und bei Belastung abbrechen könnte. Aufgrund der Druckbarkeit wurde dieses Konzept ebenfalls angepasst und auf dessen Basis ein zweites Konzept aufgestellt. Die Abweichung von der realen Anbindungsgeometrie stellte kein Problem dar, da es in der Realität ohnehin eine hohe Varianz an Anbindungselementen gibt, die aufgrund der unterschiedlichen Einbaupositionen der Bordküche benötigt werden.



**Abbildung 38:** Oberes Anbindungskonzept 1 - Nachbildung

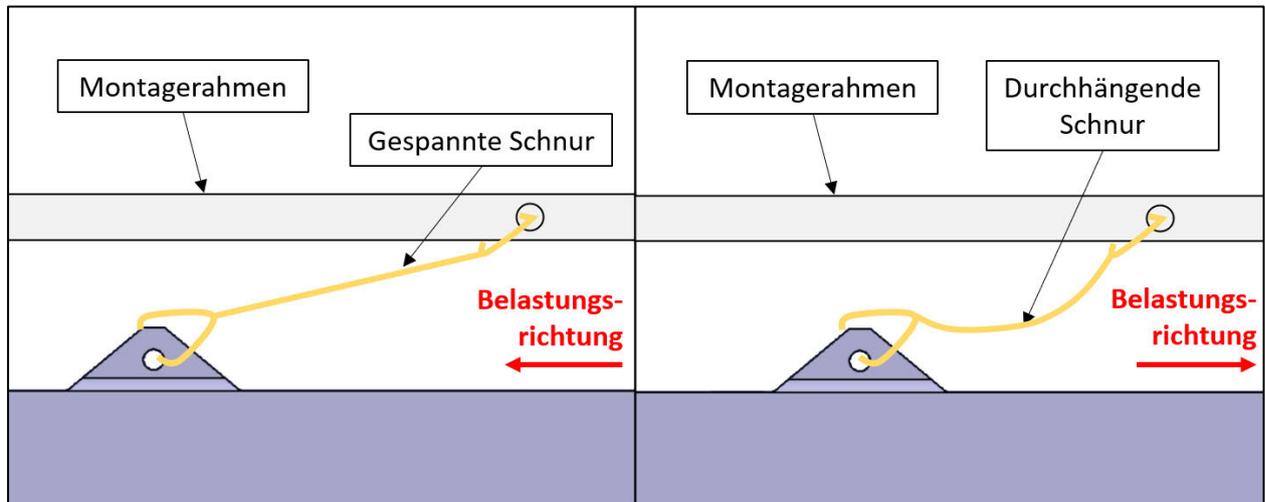
Beim zweiten Konzept wurde dieselbe Position für die Anbindungselemente verwendet (Abb. 39). Der Fokus lag bei der Vereinfachung der Geometrie bei gleichbleibender Funktion. Bei der Realisierung der oberen Anbindung war das Ziel, Kräfte in X-Richtung aufnehmen zu können. Dabei sollte das Anbindungselement so konstruiert werden, dass diese robust und ohne Stützstruktur zu drucken ist. Hierzu wurde darauf geachtet, dass die schrägen Flächen des Anbindungselementes einen Winkel von 45 Grad nicht überschreiten, damit keine Stützstruktur benötigt wird.



**Abbildung 39:** Oberes Anbindungskonzept 2 - Eigenentwurf

Die reale Anbindung mit den Zugstangen kann Kräfte in positive sowie negative X-Richtung aufnehmen. Bei dem Anbindungskonzept mit der Schnur war dies jedoch nur in eine X-Richtung möglich (Abb. 40). Deshalb musste der Demonstrator so angebunden werden, dass die Schnur durch die Belastung gespannt wird. Die Belastung des Demonstrators in die andere Richtung führt zu einer Entspannung der Schnur. Somit kann die Anbindung keine Kräfte aufnehmen.

Da zur Versuchsdurchführung ohnehin eine einseitige Belastung in X-Richtung vorgesehen wurde, stellte dieser Umstand kein Problem dar. Bei der Montage des Demonstrators muss dies jedoch beachtet werden, damit die Anbindung ihre Funktion erfüllen kann.

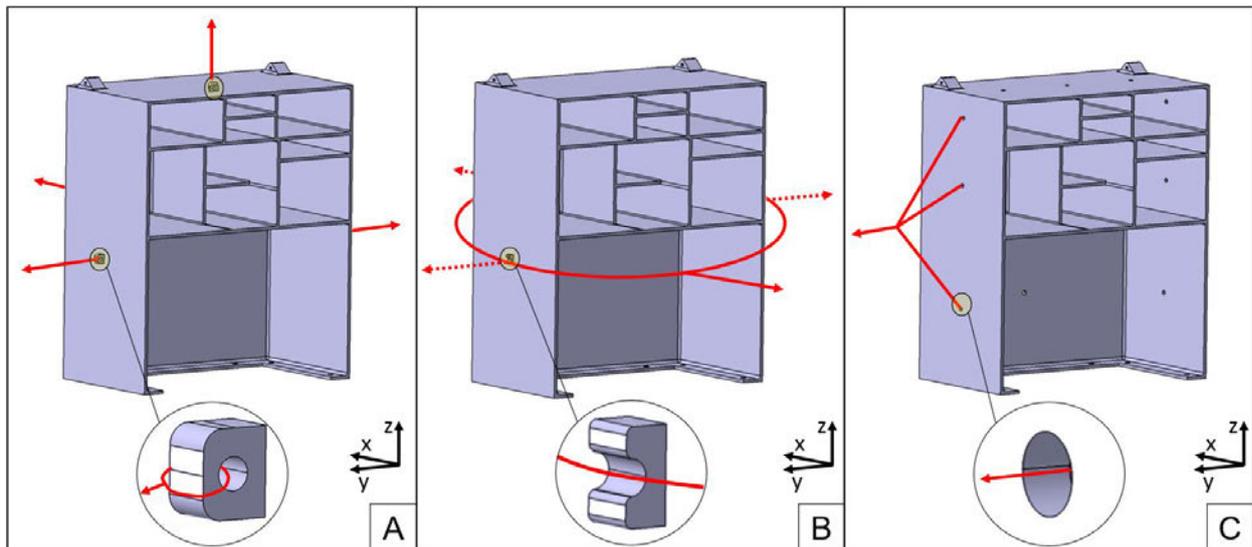


**Abbildung 40:** Spannung der Schnur abhängig von der Belastungsrichtung

### 3.2.2 Krafteinleitung in den Demonstrator

Nach der Anbindung des Demonstrators an den Versuchsrahmen müssen Kräfte auf diesen aufgebracht werden. Dabei boten sich verschiedene Prinzipien an (Abb. 41), welche den Versuchsaufbau und die Geometrie des Demonstrators beeinflussen. Die Krafteinleitungskonzepte wurden dabei in Bezug auf die Realitätsnähe und die mechanisch sinnvolle Belastbarkeit bewertet.

Da der fixierte Demonstrator mit dem vorhandenen Versuchsstand nicht beschleunigt werden kann, können keine dynamischen Belastungen aufgebracht werden. Deshalb werden die dynamischen Lasten zur Vereinfachung durch die Aufbringung quasistatischer Lasten simuliert. Dies wird durch das Anhängen von Gewichten und der daraus resultierenden Gewichtskraft realisiert. Bei der Gestaltung des Demonstrators muss deshalb eine geeignete Möglichkeit zur Aufhängung von Gewichten erarbeitet werden. Die entworfenen Konzepte basieren dabei auf einer Krafteinleitung mithilfe von Schnüren, die mit Gewichten verknotet werden.



**Abbildung 41:** Unterschiedliche Kräfteinleitungsprinzipien

### Konzept 1 – Hakenbelastung (A)

Bei dem ersten Konzept handelt es sich um eine Belastungsart, die mithilfe zusätzlich eingebrachter Haken realisiert wird. Der sogenannte Haken ist eine geschlossene Geometrie, welche eine Bohrung zur Befestigung einer Schnur beinhaltet. An diese Schnur werden Gewichte angebracht, um die Lasten auf den Demonstrator zu übertragen. Die Haken befinden sich dabei am Gesamtschwerpunkt des Demonstrators.

Zur Lasteinleitung müssen die Haken an jeder Grundfläche angebracht werden. Die Fertigung mithilfe des 3D-Drucks ist bei diesem Konzept deshalb erschwert. Die Anbringung des Hakens an der Rückenfläche führt dazu, dass der Demonstrator nicht auf der Rückenfläche aufliegen kann. Dies führt zu Stützstrukturen während des Druckvorgangs.

Zu beachten ist noch, dass die punktuell eingebrachte Belastung in den Demonstrator nicht der Belastungsart in der Realität entspricht. Die Segmente in der Bordküche haben unterschiedliche Einschübe, die Massen aufweisen und somit zu bereichsweise unterschiedlich hohen Lasten führen. Die Bordküche wird also in der Realität nicht nur durch eine punktuelle Last im Gesamtschwerpunkt belastet. Da dieses Konzept mechanisch nicht sinnvoll ist, wurde die Variante nicht weiterverfolgt.

### Konzept 2 – Führungsbelastung (B)

Bei der Kräfteinleitung mithilfe der Führungsbelastung wird eine Schnur um den Demonstrator gebunden. Das Ende der Schnur wird erneut mit Gewichten verbunden. Die zwei Führungen, die jeweils an den Seitenflächen des Demonstrators angebracht werden, befinden sich auf der Höhe des Gesamtschwerpunktes.

Durch das Konzept kann keine Belastung in Z-Richtung aufgebracht werden.

Fertigungstechnisch ist dieses Konzept vorteilhafter, da es keine Strukturen an der Rückenfläche benötigt werden und diese somit komplett auf dem Druckbett liegen kann. Nichtsdestotrotz müssen Stützstrukturen aufgrund der Überhänge an den Führungen konstruiert werden. Diese können durch die geometrische Anpassung und Verwendung von 45-Grad Winkeln vermieden werden. Die meisten 3D-Drucker sind in der Lage, Überhänge mit einem Winkel von bis zu 45 Grad gegenüber der Auflagefläche ohne Stützstruktur zu drucken.

Mechanisch gesehen bildet dieses Konzept ebenfalls nicht die Realität ab. Die Belastung erfolgt bei der Führungsbelastung auch durch den Gesamtschwerpunkt des Demonstrators. Dabei handelt es sich um eine Streckenlast, welche der realen Belastung der Bordküche ebenfalls nicht gerecht wird. Zusätzlich hierzu führt die umschlungene Schnur, der um die Kanten des Demonstrators führt, zu Spannungsspitzen.

Aufgrund der fehlenden mechanischen Plausibilität wurde dieses Konzept ebenfalls nicht weiter ausgearbeitet.

### Konzept 3 – Bohrungsbelastung (C)

Bei dem Konzept nach der Bohrungsbelastung werden Bohrungen an verschiedene Stellen des Demonstrators eingebracht. Diese liegen an den lokalen Schwerpunkten der jeweiligen Flächenabschnitte. Das Konzept basiert auf der statischen Testvariante, welche unter Kapitel 2.2.2 beschrieben wurde.

In der Fertigung kann dieses Konzept am einfachsten realisiert werden, da keine zusätzliche Geometrie konstruiert wird und es durch die Bohrungen zum Materialabtrag kommt.

Dieses Konzept kommt der Realität mechanisch gesehen am nächsten, da die Bordküchen in der Realität auch mit der Lasteinleitung in lokale Massenschwerpunkte getestet werden.

Aufgrund der fertigungstechnischen Vorteile sowie der Realitätsnähe, hat sich das Konzept Bohrungsbelastung als das beste Krafteinleitungskonzept herausgestellt und wurde deshalb umgesetzt.

### Belastungsgrößen

Die Belastungshöhe des Demonstrators im Versuch ist abhängig von den Gewichtselementen, die zur Verfügung stehen. Die Lasten können mit einem Gewichtsanhänger und den Gewichtselementen, die darauf platziert werden können, aufgetragen werden. Ein Gewichtsanhänger ist dabei mit einer Maximallast von 100 Newton belastbar.

Die reale Bordküche wird auf Basis der Behördenvorgaben getestet, die in Lastvielfachen angegeben werden (siehe Kap. 2.2.2). Um eine erste Einschätzung über sinnvolle Belastungshöhen für den Demonstrator treffen zu können, werden die Kraftgrößen für den Demonstrator sowie die Bordküche (Anhang A) berechnet. Dadurch können die Kraftgrößen gegenübergestellt und verglichen werden (Tab. 2).

**Tabelle 2:** Ermittlung der Belastungsgrößen abhängig von den Lastvielfachen

Last- vielfache n	Kräfte [N]	
	Demonstrator (m = 0,62 Kg)	Bordküche (m = 241,1 Kg)
1	6,08	2100,32
2	12,16	4200,642
3	18,25	6300,963
4	24,33	8401,284
5	30,41	10501,61
6	36,49	12601,93
7	42,58	14702,25
8	48,66	16802,57
9	54,74	18902,89

Ein Vergleich der Kraftgrößen zeigt, dass hohe Lasten an einer Bordküche wirken. Bei einer Lastvielfachen von neun beispielsweise muss diese eine Kraft von bis zu 18902,89 Newton aushalten, ohne zu versagen. Ein Lastvielfaches von neun würde bei dem Demonstrator mit einem Bauteilgewicht von 0,62 Kg eine Kraftgröße von ungefähr 55 Newton ergeben.

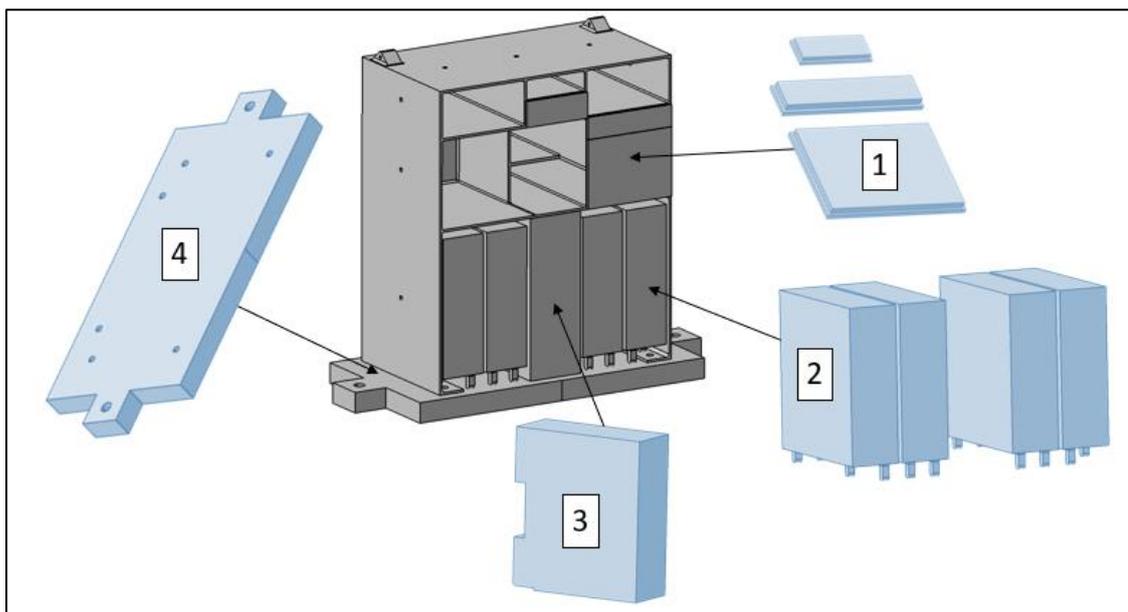
Der Vergleich zeigt, dass eine lineare Umrechnung der Lastvielfache keine sinnvolle Belastungssituation darstellt. Die Belastung der Bordküche und des Demonstrators mit einer Lastvielfachen von neun kann zu ganz unterschiedlichen Belastungs- und Verformungssituationen führen.

Deshalb müssen bei der Versuchsdurchführung mit dem Demonstrator keine Lastvielfache eingehalten werden. Wichtig ist, dass der Demonstrator ausreichend verformt wird, um die Versuche durchzuführen und Messwerte ermitteln zu können. Gleichzeitig soll die Belastung nicht so hoch sein, dass der Demonstrator beschädigt wird.

Um geeignete Kraftgrößen zu ermitteln können zusätzlich zu den Berechnungen praktische Versuche durchgeführt werden. Diese können jedoch erst nach Fertigung des Demonstrators erfolgen.

### 3.3 Strukturierung und Gestaltung der Module

Bei der Konzeptionierung des Demonstrators liegen zwei Faktoren im Fokus. Zum einen muss der Demonstrator so gestaltet werden, dass es ressourcensparend gedruckt werden kann. Zum anderen muss der Demonstrator eine ausreichende elastische Verformbarkeit aufweisen, damit Verformungen während der Versuchsdurchführung beobachtet und gemessen werden können. Dabei sind nicht nur die Grundstruktur der Bordküche, sondern auch die Anbauteile von Interesse (Abb. 42).



**Abbildung 42:** Konstruktion des Demonstrators mit Anbauteilen

Zu Beginn der Gestaltung werden die Maße der realen Bordküche entnommen und die Konstruktion auf Basis dessen umgesetzt. Zur Reduzierung der Komplexität werden dabei kleinere Komponenten weggelassen, wie zum Beispiel Schalter oder Hebel. Der Einfluss auf das Verformungsverhalten hierdurch ist vernachlässigbar klein. Die elektrischen Geräte werden ebenfalls nicht beachtet, da es in den Versuchen um das Verformungsverhalten der Grundstruktur gehen soll. Die Wandstärke der realen Bordküche von ca. 20 mm wird durch den Skalierungsfaktor auf 2,6 mm für den Demonstrator reduziert.

#### 1-Behältertüren

Die Behältertüren werden aus optischen Gründen mitkonstruiert, da diese nicht entscheidend für das Verformungsverhalten sind. Zur Reduzierung der Komplexität werden diese so gestaltet, dass die Befestigung anstatt mit Scharnieren durch eine Steckverbindung realisiert wird. Die Steckverbindung soll durch eine Klebung an der Einsatzstelle zusätzlich verstärkt werden.

### 2-Trolleys

Die Trolleys sind auch nicht lasttragend und sollen beim Demonstrator ebenfalls zu optischen Zwecken dienen. Anstelle der Räder unter den Trolleys werden vereinfachend Stelzen konstruiert. Die Länge und die Position dieser werden an die untere Anbindung des Demonstrators angepasst. Der Grund für diese Anpassungen ist der eingeschränkte Bauraum durch den Anbindungsflansch und die Schrauben in diesem Bereich. Die Trolleys können in den Demonstrator eingesetzt und wieder entfernt werden.

### 3-Müllbehälter

Der Müllbehälter ist wichtig für das Verformungsverhalten, da dieser an der realen Bordküche angeschraubt ist. Bei dem Demonstrator wird dies simuliert, indem der Müllbehälter passgenau konstruiert wird und so den Bauraum in diesem Bereich komplett ausfüllt. Zusätzlich wurden zwei Einkerbungen eingebracht, zum einen um die Erreichbarkeit des dahinter sitzenden Krafteinleitungspunktes zu gewährleisten und zum anderen, um die Kontur des Müllbehälters an den unteren Flansch anzupassen.

### 4-Grundplatte

Die Grundplatte soll zur Anbindung des Demonstrators dienen. Dabei werden sechs Bohrungen zur Verschraubung mit dem Demonstrator vorgesehen. Zwei zusätzliche Bohrungen werden auf Stegen konstruiert, die zur Anbindung der Grundplatte mit dem Montagerahmen dienen sollten.

Nach der Konstruktion der einzelnen Bestandteile muss deren Zusammenspiel und der Bauraum zwischen diesen analysiert werden, um Kollisionen zwischen den Anbauteilen zu verhindern. Zusätzlich hierzu werden scharfe Kanten verrundet und mit Radien versehen, um die Druckbarkeit der Geometrie zu verbessern, Spannungsspitzen im Bauteil aufzulösen und das Bauteil somit belastbarer zu machen.

## 4 Fertigung des Demonstrators

Die Fertigung eines zufriedenstellenden 3D-Druckbauteils ist von vielen Faktoren abhängig. Die vielen Einstell- und Variationsmöglichkeiten bei der geometrischen Gestaltung, der Parameterauswahl in der Drucksoftware oder der Auswahl des Druckmaterials machen das Verfahren zu einem komplexen Vorhaben. Abhängig von diesen kann es zu einer Reihe von Druckfehlern kommen. Deshalb bietet es sich an, iterativ vorzugehen und das Ergebnis nach jedem Druckvorgang näher zu analysieren. Dadurch sollen die Fehler im nächsten Druckvorgang beseitigt und somit ein Erfahrungspool aufgebaut werden.

### 4.1 Erster Druckvorgang

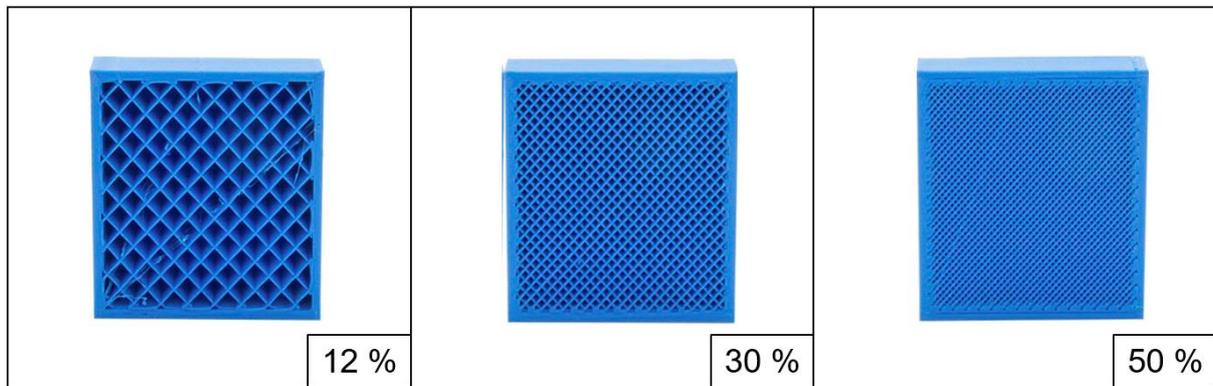
Der erste 3D-Druck wird mit einem Ultimaker S5 Drucker durchgeführt. Da der Demonstrator in Versuchen belastet werden soll, wird das Ultimaker-Material ABS (Acrylnitril-Butadien-Styrol) verwendet. Dies zeichnet sich vor allem durch dessen hohe Steifigkeit aus.

Aufgrund des begrenzten Bauraums des 3D-Druckers (33x24x30cm) muss die Demonstrator-Geometrie mit dem Faktor 0,13 runterskaliert werden. Außerdem werden die Geometrien der Grundstruktur mit den Anbauteilen aufgrund von Platzmangel auf zwei Druckbetten aufgeteilt, die nacheinander gedruckt werden sollten.

#### 4.1.1 Druckvorbereitung

Zur Vorbereitung des Drucks muss die Konstruktion als STL-Datei (Surface Tessellation Language) abgespeichert werden, um diese in der druckeigenen Software Ultimaker Cura öffnen zu können. Die Software der 3D-Drucker ermöglicht es die einzelnen Schichten und die Druckparameter des 3D-Druckvorgangs zu simulieren und anzupassen. Diese können über die Qualität und den Erfolg des Druckvorgangs entscheiden. Zu den Einstellmöglichkeiten gehört beispielsweise die Auswahl der Druckgeschwindigkeit oder des Füllgrades (engl.: Infill).

Bei dem Füllgrad handelt es sich um den prozentualen Anteil des verwendeten Materials. Es kann aus verschiedenen Geometrien bestehen, wie z.B. kubisch oder wabenförmig (Abb. 43). Die Auswahl der Füllgeometrie sowie des Füllgrades haben einen großen Einfluss auf die Festigkeit sowie das Gewicht des Druckbauteils. Für Bauteile die wenig beansprucht werden und primär zu optischen Zwecken dienen kann ein geringerer Füllgrad ausgewählt werden. Dadurch kann Druckmaterial sowie Zeit während des Druckvorgangs gespart werden.

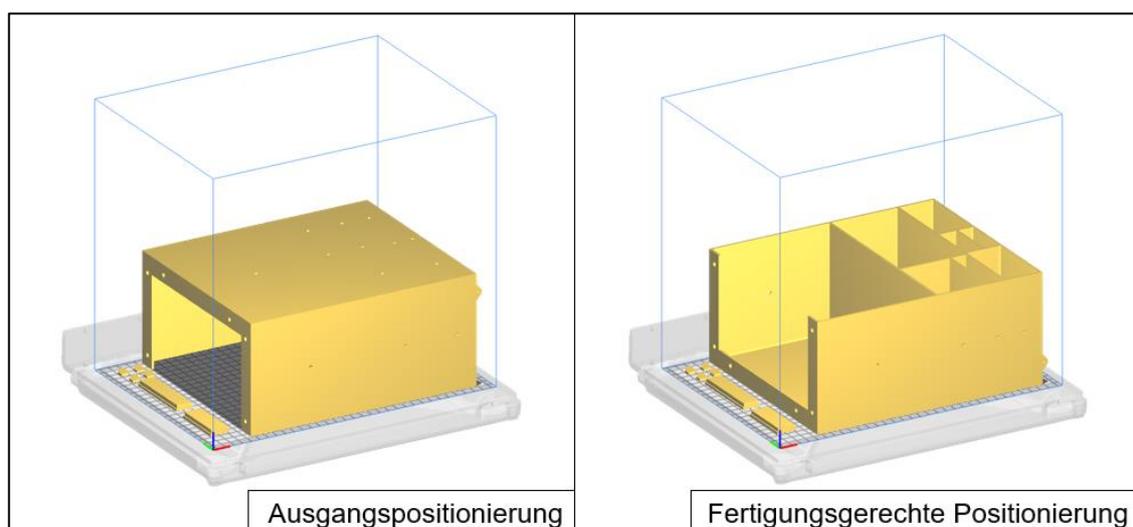


**Abbildung 43:** Verschiedene Füllgrade beim 3D-Druck [Nach Filament2Print 2019]

### Druckbettanordnung

Zuerst muss die STL-Datei der konstruierten Geometrie in die Software geladen und auf dem Druckbett positioniert werden. Der Demonstrator wird dabei so positioniert, dass die Rückenfläche auf dem Druckbett aufliegt. Das Bestreben während der Platzierung ist es, Überhänge oder Brücken hierbei zu vermeiden. Somit können neue Druckschichten auf zuvor gedruckten Elementen aufsetzen und es muss keine Stützstruktur gedruckt werden.

Um die Auswirkungen verschiedener Platzierungen darzustellen, wurden zwei unterschiedliche Druckszenarien simuliert (Abb. 44). In der Ausgangspositionierung entsteht ein Hohlraum zwischen dem Druckbett und der Rückenfläche der Bordküche, welche durch zusätzliche Stützstruktur ausgeglichen werden muss. Dies kann durch die fertigungsgerechte Positionierung mit der Rückenfläche auf dem Druckbett vermieden werden.



**Abbildung 44:** Positionierungsmöglichkeiten der Druckgeometrie auf dem Druckbett

Ein einfacher Vergleich der Randbedingungen in der Drucksimulation zeigt eine Materialersparnis von ungefähr 70 € bei einer Zeitersparnis von ungefähr drei Tagen (Tab. 3). Der Materialverbrauch hat sich durch die optimierte Platzierung mehr als halbiert. Der Vergleich macht deutlich, dass der Platzierung der Geometrie auf dem Druckbett eine sehr hohe Bedeutung zukommt.

**Tabelle 3:** Ressourcenverbrauch abhängig von der Druckbettpositionierung

	Ausgangs- positionierung	Fertigungsgerechte Positionierung	Ressourcenersparnis
<b>Druckzeit</b>	7 Tage, 10 Stunden	4 Tage, 1 Stunde	3 Tage 9 Stunden
<b>Materialverbrauch</b>	2,2 Kg	0,9 Kg	1,3 Kg
<b>Materialkosten</b>	117,30 €	47,70 €	69,60 €

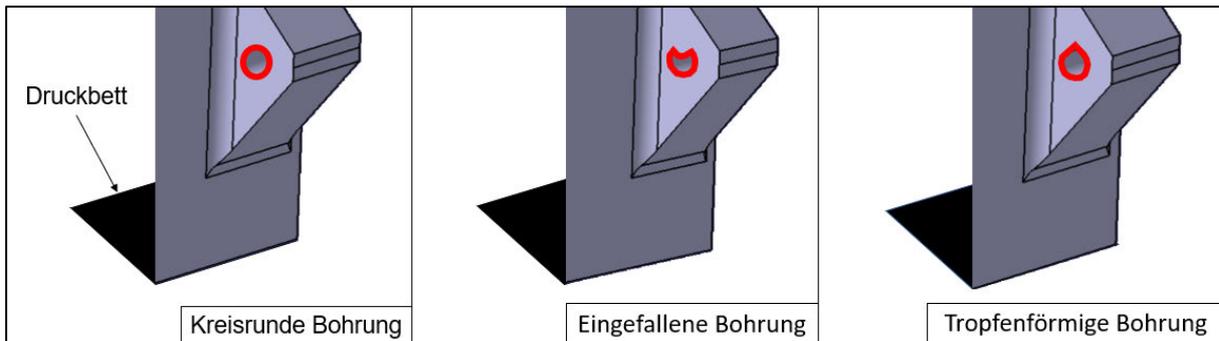
### Druckparameter

Aufgrund der fehlenden Erfahrung für den ersten Druck werden bei der Auswahl der Druckparameter die Standardeinstellungen der Drucksoftware verwendet. Genauere Einstellungen, wie beispielsweise die Ausprägung der Schürze oder die Druckgeschwindigkeit werden nicht näher spezifiziert. Beim Füllgrad der Grundstruktur wird eine hundertprozentige Füllung ausgewählt, da dieses Element des Demonstrators lasttragend und dünnwandig ist. Deshalb muss es eine gewisse Festigkeit aufweisen. Obwohl die Schranktüren nicht lasttragend sind, werden diese ebenfalls mit einer hundertprozentigen Füllung gedruckt, weil sie im gleichen Druckvorgang gedruckt werden sollen.

### Konstruktive Anpassungen

Die Bohrungen an den oberen Demonstrator-Anbindungen wurden für den 3D-Druck optimiert. Parallel zum Druckbett verlaufende Bohrungen können trotz kreisrunder Gestaltung einfallen. Bei größeren Bohrungen wird dieser Effekt aufgrund der Schwerkraft und des höheren Materialgewichts verstärkt. Zur Vorbeugung kann anstatt einer kreisrunden Geometrie eine tropfenförmige Bohrung verwendet werden (Abb. 45).

Diese Formgebung wurde im Verlauf der Arbeit umgesetzt, aber wieder verworfen, da vermutet wurde, dass der Effekt eher bei größeren Bohrungen auftritt. Außerdem ist die Formgenauigkeit bei diesen Bohrungen nicht entscheidend, da diese zum Durchstecken einer Schnur genutzt werden soll und deshalb eine geringe Bohrungsgröße ausreicht. Falls die Bohrung dennoch einfallen sollte, kann diese nach dem Druckvorgang mithilfe eines Handbohrers angepasst werden.

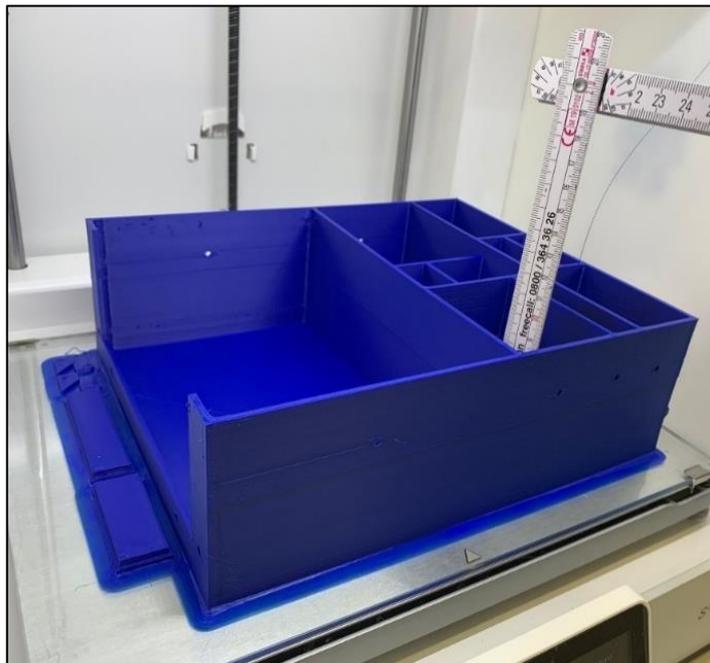


**Abbildung 45:** Maßnahmen zur Vermeidung eingefallener Bohrungen

### 4.1.2 Druckergebnisse

Bei diesem Fertigungsvorgang gab es einige Druckfehler (Anhang B), die im Nachfolgenden näher beschrieben werden.

Während des Druckvorgangs wurde die Materialrolle aufgebraucht. Durch das Fehlen einer Ersatzrolle, wurde der Druck unterbrochen und konnte auch durch das nachträgliche Austauschen nicht wieder fortgesetzt werden. Das führte dazu, dass die Grundstruktur des Demonstrators nicht vollständig gedruckt werden konnte und eine fehlende Ausdehnung in Z-Richtung (Breite) aufwies (Abb. 46). Durch die fehlende Ausdehnung wurde auch die Lage der Kräfteinleitungspunkte verändert, da diese nicht mehr an den Flächenschwerpunkten lagen.



**Abbildung 46:** Fehlende Z-Ausdehnung des Demonstrators

Das Gewicht des Demonstrators betrug 0,884 Kg. Bei einem Kilogrammpreis von 57,32 € [Conrad 2021] betragen die Materialkosten für den Druckvorgang 50,67 €. Aufgrund der hohen Materialkosten für einen erneuten Druckvorgang, wurde nach einer Lösung gesucht, durch die das Druckbauteil sinnvoll weiterverwendet werden konnte. Die fehlende Z-Ausdehnung sollte dabei durch einen neuen Druckvorgang ausgeglichen werden, indem der fehlende Teil des Demonstrators gedruckt werden sollte. Im nächsten Schritt sollten die beiden Teile verklebt werden.

Weitere Komplikationen mit dem Ultimaker S5 Drucker führten jedoch dazu, dass der Druck nicht fortgesetzt werden konnte. Aufgrund der großen Grundfläche, die auf dem Druckbett auflag, haftete das gedruckte Bauteil zu stark an dem Druckbett. Beim Versuch das Bauteil von dem Druckbett zu entfernen, wurde beobachtet, dass die Glasplatte des Druckbettes beschädigt wurde. Aufgrund des Glasbruchs hafteten mehrere Glasfragmente an der Rückenfläche des Demonstrators sowie an den Anbauteile, die sich nicht mehr entfernen ließen.

Nach dem Druck wurden mehrere Risse in den Druckschichten erkannt. Vor allem für die Belastungen während der Versuche, wurde dieser Umstand als kritisch identifiziert. Der Grund hierfür wurde in der Verwendung von dem steifen Druckmaterial ABS vermutet.

Zusätzlich hierzu war die Druckqualität nicht den Erwartungen entsprechend, welches anhand von verschobenen Druckschichten zueinander und der dadurch verursachten Unebenheiten an der Bauteiloberfläche verursacht wurde.

Die Behältertüren konnten außerdem nicht in den Demonstrator eingesetzt werden, da keine Toleranzen bei der Konstruktion berücksichtigt wurden.

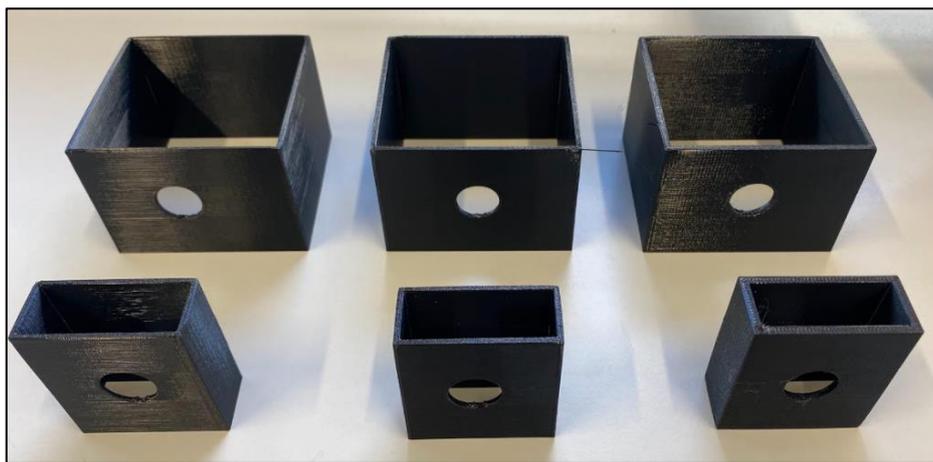
Die Verformbarkeit des Druckbauteils war ebenfalls sehr gering, da die Geometrie zu steif war. Dies könnte zum einen durch die Verwendung des ABS Materials und zum anderen durch eine zu große Wandstärke von 2,6 mm hervorgerufen sein. Dadurch kommt es zu einer sehr geringen Verformbarkeit des Demonstrators.

## **4.2 Druck und Tests an Probekörpern**

Die Wandstärke von 2,6 mm wurde als Hauptgrund der geringen Verformbarkeit beim ersten Druck identifiziert. Da sich das Verformungsverhalten abhängig von der Wandstärke nicht vorhersagen lässt, werden Probekörper entworfen (Abb. 47).

Dabei handelt es sich um Probekörper, die den einzelnen Segmenten der Bordküche nachempfunden wurden. Diese sollen dazu dienen, eine qualitative Einschätzung über das Verformungsverhalten des Demonstrators zu treffen und eine geeignete Wandstärke bestimmen zu können. Dazu werden Belastungsversuche durchgeführt. Das vorrangige Ziel dabei ist es, eine Wandstärke zu wählen, bei dem eine ausreichende Verformbarkeit zu beobachten und zu messen ist. Gleichzeitig durfte die Wandstärke nicht zu gering sein, damit der Demonstrator den Lasten standhält, ohne zu versagen.

Die Tests sollen auch dazu dienen, geeignete Kraftgrößen für die spätere Versuchskonzeptionierung zu ermitteln. Als Basis sollen die errechneten Kraftgrößen nach den Lastvielfachen dienen (siehe Kap. 3.2.2).



**Abbildung 47:** Probekörper mit den Wandstärken 1,5 mm, 2 mm und 2,5 mm

Aufgrund der Beschädigung des Druckbettes beim ersten Druckvorgang muss auf einen anderen 3D-Drucker zur Fertigung der Probekörper ausgewichen werden. Für den zweiten Druckvorgang wird deshalb der Prusa MK3S 3D-Drucker verwendet. Zusätzlich hierzu wird anstatt des sehr steifen ABS-Materials Prusament PETG (Polyethylenterephthalat-Glycol) verwendet, um ein elastischeres Verformungsverhalten zu erlangen.

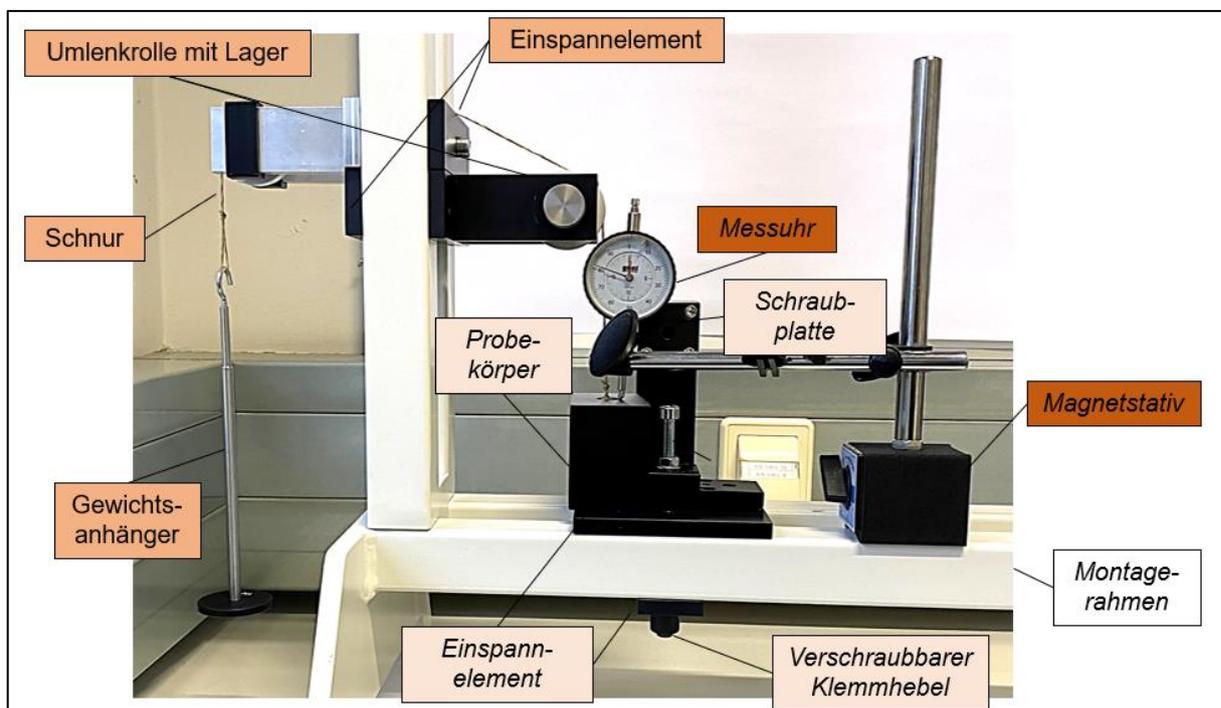
Nach dem Druckvorgang wurde festgestellt, dass die kleineren Probekörper zu steif waren, um diese sinnvoll verformen zu können. Deshalb wurden diese nicht weiter betrachtet.

Bei der Versuchsdurchführung wurden die Probekörper mit den zur Verfügung stehenden Gewichtselementen beaufschlagt, die eine maximale Belastung von 100 Newton ermöglichten.

### Versuchsaufbau

Zu Beginn wurde die Schraubplatte mit einem Einspannelement mithilfe eines verschraubbaren Klemmhebels an den Montagerahmen fixiert (Abb. 48). Im Anschluss wurde ein zweites Einspannelement auf die Schraubplatte mithilfe einer Zylinderschraube (M8x60) befestigt, damit der Probekörper dazwischen eingespannt werden kann.

Zur Lasteinleitung wurden jeweils zwei Umlenkrollen mithilfe von Einspannelementen und Zylinderschrauben (M8x60) am Montagerahmen befestigt. Die Schnur zur Lastübertragung wurde auf der Innenseite des Probekörpers mithilfe einer Unterlegscheibe befestigt. Auf der anderen Seite der Schnur wurde ein Gewichtsanhänger eingehängt. Zur Messung der auftretenden Verformungen wurde eine Messuhr auf die Oberfläche des Probekörpers ausgerichtet. Diese wurde an einem Magnetstativ mit dem Montagerahmen befestigt. Zur Erprobung aller Probekörper wurden diese nach der Versuchsdurchführung ausgetauscht.



**Abbildung 48:** Versuchsaufbau zur Erprobung der Probekörper

### Versuchsdurchführung

Bevor mit der Belastung begonnen wurde, musste die Messuhr tariert werden. Der drehbare Rand der Messuhr wurde hierzu so gedreht, dass der Zeiger mit der null auf der Messuhr übereinstimmte.

Der Gewichtsanhänger wurde mit einem Gewicht von 20 Newton beaufschlagt und die Verformung an der Messuhr abgelesen. Dies wurde in Schritten von 20 Newton bis zu einer Gesamtbelastung von 100 Newton wiederholt und die auftretenden Verformungen hierbei notiert.

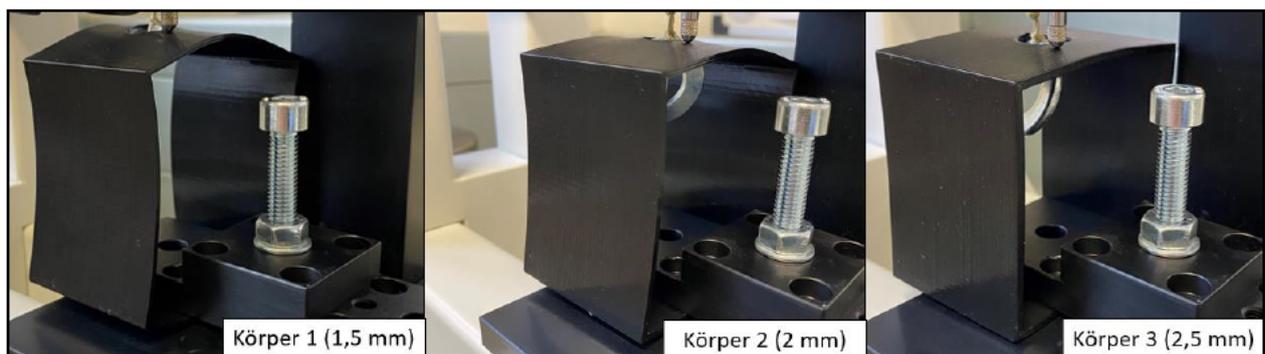
Beobachtungen und Ergebnisse

Bei der Betrachtung der Verformungen (Tab. 4) ist zu erkennen, dass sich der Körper eins am meisten verformt.

**Tabelle 4:** Messwerte durch die Erprobung der Probekörper

Kraft [N]	Verformungen [mm]		
	Körper 1	Körper 2	Körper 3
20	3,45 mm	1,42 mm	0,46 mm
40	5,97 mm	2,82 mm	0,97 mm
60	8,04 mm	4,08 mm	1,44 mm
80	9,86 mm	5,1 mm	1,94 mm
100	11,76 mm	6,17 mm	2,37 mm

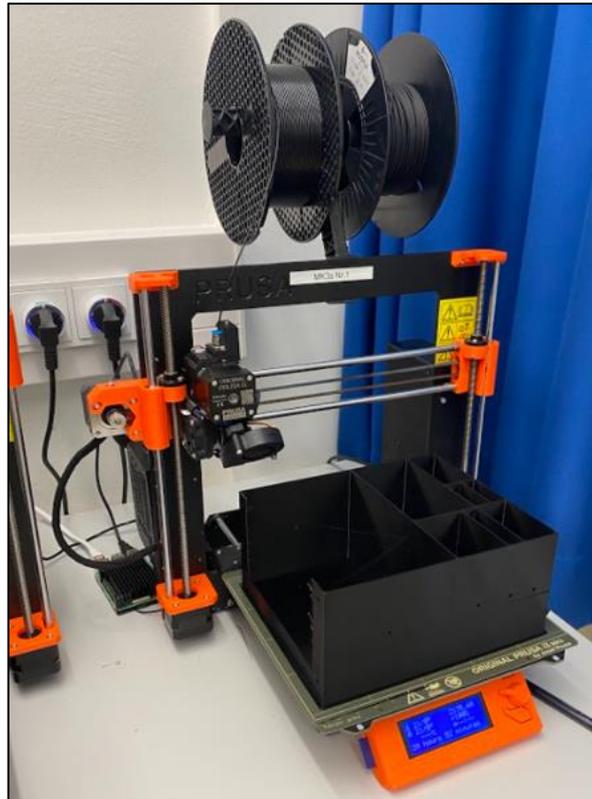
Die Belastung mit 100 Newton führt zu einer Verformung von 11,76 mm. Bei einer Bauteilhöhe von 65 mm, stellt dies eine Längenänderung von fast 20 Prozent dar. Diese starke Verformung lässt sich optisch ebenfalls erkennen (Abb. 49). Die Auswahl dieser Wandstärke könnte bei größeren Flächen am Demonstrator eventuell zum Versagen führen. Im Vergleich hierzu verformte sich Körper drei nur minimal. Körper zwei scheint dabei einen guten Kompromiss darzustellen.



**Abbildung 49:** Verformungen der Probekörper bei einer Belastung von 100 Newton

### 4.3 Zweiter Druckvorgang

Für den zweiten Druckvorgang wird der Prusa MK3S 3D-Drucker verwendet (Abb. 50). Um eine bessere elastische Verformbarkeit zu erlangen, wird das Druckmaterial auf Prusament PETG (Polyethylenterephthalat-Glycol) umgestellt.



**Abbildung 50:** Prusa MK3S 3D-Drucker mit dem gedruckten Demonstrator

Aufgrund des kleineren Bauraums des Prusa 3D-Druckers (25x21x21cm), muss der Demonstrator mit einem Skalierungsfaktor von 0,11 gegenüber der realen Bordküche verkleinert werden. Der Demonstrator mit den Anbauteilen soll dabei in zwei Durchgängen auf unterschiedlichen Druckbetten gedruckt werden.

Um einen Abbruch des Druckvorganges aufgrund aufgebrauchten Materials zu verhindern, wird der neue Drucker mit zwei Materialspulen ausgestattet.

Das wichtigste Augenmerk liegt bei dem zweiten Druck auf der Vermeidung von Materialverzug und der damit einhergehenden Rissbildung. Dazu werden einige Maßnahmen auf Basis der Erkenntnisse aus dem ersten Druck umgesetzt.

### 4.3.1 Druckvorbereitung

Die angepasste Konstruktion wird erneut als STL-Datei abgespeichert und in der druckeigenen Software Prusaslicer geöffnet.

#### Druckbettanordnung

Die Gefahr der Druckbettbeschädigung ist bei dem Prusa-Drucker nicht vorhanden, da das verwendete Druckbett nicht aus Glas besteht und biegsam ist. Dadurch kann das Bauteil einfacher gelöst werden. Die Druck-Geometrien werden erneut auf der Rückenfläche platziert, damit keine Stützstrukturen während des Druckvorgangs benötigt werden.

### Druckparameter

Um die Risse zwischen den Druckschichten vorzubeugen, wird die Druckgeschwindigkeit reduziert. Dadurch haben die einzelnen Schichten länger Zeit zu verschmelzen und gleichmäßiger abzukühlen. Anstelle des ABS-Materials, welche eine stärkere Neigung zum Materialverzug und zur Rissbildung im Druckbauteil hat, wird das PETG-Material verwendet. Die Anbauteile werden dabei mit 5% Füllgrad gedruckt, da diese nicht lasttragend sind und zu optischen Zwecken gefertigt werden. Der Füllgrad der Grundstruktur beträgt erneut 100 %, da dieser hauptsächlich belastet wird.

### Konstruktive Anpassungen

Bei den Probekörperversuchen wurde ermittelt, dass eine Wandstärke von 2 mm eine geeignete Verformbarkeit liefert. Bei der Betrachtung der kleineren Probekörper wurde jedoch festgestellt, dass kleinere Segmente aufgrund der höheren Steifigkeit wenig verformen. Da der Demonstrator aus mehreren kleinen Segmenten besteht, wird die Wandstärke für diesen Druckvorgang erneut auf 1,8 mm reduziert.

Zusätzlich hierzu wird eine Schürze konstruiert, welche manuell auf eine Dicke von acht Schichten (Schichtdicke = 0,2 mm) erhöht wird. Dadurch soll die Druckbetthaftung erhöht und die Krümmung der Grundfläche an den Ecken vermieden werden.

Die Behältertüren werden bei diesem Vorgang mit Toleranzen versehen, um das Einsetzen in den Demonstrator zu ermöglichen. Um eine Steckverbindung zu ermöglichen, wird eine Toleranz von 0,3 mm zwischen der Grundstruktur und der Behältertüren vorgesehen.

## **4.3.2 Druckergebnisse**

Bei dem Ergebnis des zweiten Druckvorgangs war zu erkennen, dass ein Großteil der Fehler aus dem ersten Druckvorgang vermieden werden konnte (Abb. 51). Trotz der Verbesserungen wurden Druckfehler entdeckt, die weiterhin analysiert und ausgebessert werden mussten (Anhang C).



**Abbildung 51:** Druckergebnis aus dem zweiten Druckvorgang

Die Oberflächenbeschaffenheit war qualitativ. Aufgrund des exakteren Druckvorgangs gab es einen geringeren Versatz der Druckschichten zueinander, was sich durch eine glattere Oberfläche äußerte.

Die Verformbarkeit der Geometrie hatte sich ebenfalls verbessert. Der Demonstrator reagierte auf Belastungen und verformte sich schon bei geringeren Belastungen, die beispielsweise händisch aufgebracht wurden.

Ein Materialverzug wurde bei diesem Druckvorgang ebenfalls festgestellt. Dieser war an den Ecken der Grundfläche zwar nicht so stark, aber optisch dennoch erkennbar.

Der geringere Verzug lässt sich unter anderem mit der Wahl eines anderen Materials erklären. Der Verzug an der Grundfläche war für die Versuchsdurchführung und für die Belastbarkeit des Demonstrators unerheblich.

Eine größere Auswirkung hatten die Risse zwischen den Druckschichten, die ebenfalls durch den Verzug entstanden. Diese mussten durch eine erneute Analyse und einen neuen Druckvorgang eliminiert werden. Deshalb wurde ein dritter Druck durchgeführt.

## 4.4 Dritter Druckvorgang

Bei dem dritten Druck wird der Prusa MK3S 3D-Drucker mit dem PETG-Material erneut verwendet. Der Fokus liegt bei diesem Druck hauptsächlich auf der Vermeidung von Rissen in den Druckschichten. Dieser Fehler muss auf jeden Fall behoben werden, da die Risse während der Versuche eine Schwächung des Bauteils darstellen und zu einem Versagen an diesen Stellen führen können.

Obwohl beim zweiten Druckvorgang einige Maßnahmen getroffen wurden, konnten die Bauteilrisse nicht vollständig vermieden werden. Der Grund hierfür könnte an der unzureichenden Anpassung der Druckparameter oder an einer unbekanntem Fehlerquelle liegen.

### 4.4.1 Druckvorbereitungen

Bei diesem Druckvorgang soll nur die Grundstruktur gedruckt werden, da die Risse optimiert werden sollen. Die Anbauteile aus dem zweiten Druckvorgang entsprachen den Erwartungen und wurden deshalb wiederverwendet.

#### Druckparameter

Der Drucker wird bei diesem Druckvorgang durch eine Abdeckhaube modifiziert. Diese soll durch die Verschließung einer Glastür den Druckraum gegenüber äußeren Einflüssen schützen. Zusätzlich soll die Haube eine gleichmäßige Umgebungstemperatur schaffen und somit die Temperaturdifferenz zwischen den oberen und den unteren Schichten nah am beheizten Druckbett senken. Dadurch sollen die thermischen Beanspruchungen im Bauteil und die dadurch ausgelösten inneren Spannungen verringert werden. Dies soll zu weniger Materialverzug führen. Um die Verschmelzung der einzelnen Druckschichten weiterhin zu verbessern, wird die Temperatur der Druckkopfdüse erhöht und die Druckgeschwindigkeit gesenkt. Dadurch sollen die einzelnen Schichten länger Zeit für eine Verfestigung miteinander haben.

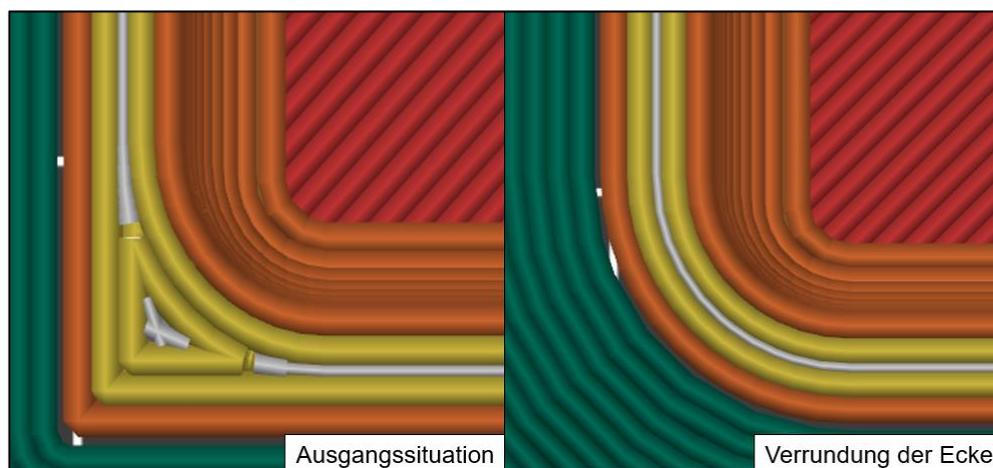
Um die Druckbetthaftung zu erhöhen, wird die Schürzendicke von acht auf zehn Schichten erhöht. Beim zweiten Druckvorgang lag die Schürze nicht direkt an der Druckgeometrie an, sodass dessen Funktion abgeschwächt wurde. Bei diesem Druckvorgang wird der Versatz entfernt.

### Konstruktive Anpassungen

Zur Beseitigung der Bauteilrisse standen druckparametrische Optimierungen in den Druckvorgängen zuvor im Fokus. Bei der näheren Analyse während des dritten Vorgangs ist eine potenziell schwerwiegendere Fehlerquelle identifiziert worden. Die Ecken der Demonstrator-Grundstrukturen könnten zu lokalen Spannungsspitzen geführt haben, die Risse in den Druckschichten auslösten.

Nach einer näheren Betrachtung der zuvor gedruckten Demonstratoren konnte festgestellt werden, dass die Risse hauptsächlich an den Bauteilkanten entstanden. Bei diesem Druckvorgang wird deshalb speziell darauf geachtet, die inneren Spannungen konstruktiv sowie fertigungstechnisch zu reduzieren.

Um den Verzug besser regeln zu können, werden die Außenkanten verrundet. Nach der Anpassung und Drucksimulation in der Drucksoftware ist ebenfalls zu erkennen, dass die Maßnahme zu einem gleichmäßigeren Materialfluss führt (Abb. 52).



**Abbildung 52:** Optimierung der Ausgangssituation (A) durch Eckenverrundung (B)

### **4.4.2 Druckergebnisse**

Der dritte Druckvorgang lieferte die besten Ergebnisse. Die Fehlerquellen, die nach dem ersten Druckvorgang ermittelt wurden, wurden durch den iterativen Vorgang beseitigt. Die Grundstruktur des Demonstrators wies keine Risse in den Druckschichten auf und konnte somit für die Versuchsdurchführung im nächsten Schritt verwendet werden.

## 4.5 Weitere Fertigungsschritte

Die Grundplatte zur Anbindung des Demonstrators könnte durch den 3D-Druck gefertigt werden. Aufgrund der simplen Geometrie jedoch wird es aus Holz gefertigt, da dies kosten- und zeitsparender ist. Die Grundplatte wird hierzu fertigungsgerecht bemaßt (Anhang D). Auf Basis dessen wird die äußere Kontur der Grundplatte aus einer Holzplatte ausgesägt und mit den benötigten Bohrungen versehen.

Die zuvor gedruckten Behältertüren sollten ursprünglich durch eine Steckverbindung mit dem Demonstrator verbunden werden. Trotz der Verwendung von Toleranzen konnte die Steckverbindung nicht realisiert werden. Die Druckabweichungen waren zu groß, sodass die Behältertüren nach Einsetzen in den Demonstrator rausfielen. Dies könnte durch die Verklebung mit dem Demonstrator gelöst werden. Eine Verklebung würde jedoch den Zugang zu den Kraffteinleitungspunkten verhindern, um die Schnüre zur Kraffteinleitung bei einem Defekt austauschen zu können. Deshalb werden die Behältertüren für die weitere Versuchskonzeptionierung nicht weiter betrachtet.

## 5 Erprobung durch Versuche

In diesem Abschnitt werden Versuche konzipiert, mit denen der Demonstrator erprobt werden kann. Zu Beginn werden dazu Gütekriterien an einen Versuch definiert, die nach Abschluss der Versuchskonzeptionierung als Bewertungskriterien dienen sollen. Im Anschluss wird der Hauptversuch entwickelt, der zur Erprobung des Demonstrators dienen soll. Abschließend werden weitere Versuchsideen vorgestellt, die zur Erprobung des Demonstrators weiterentwickelt werden können.

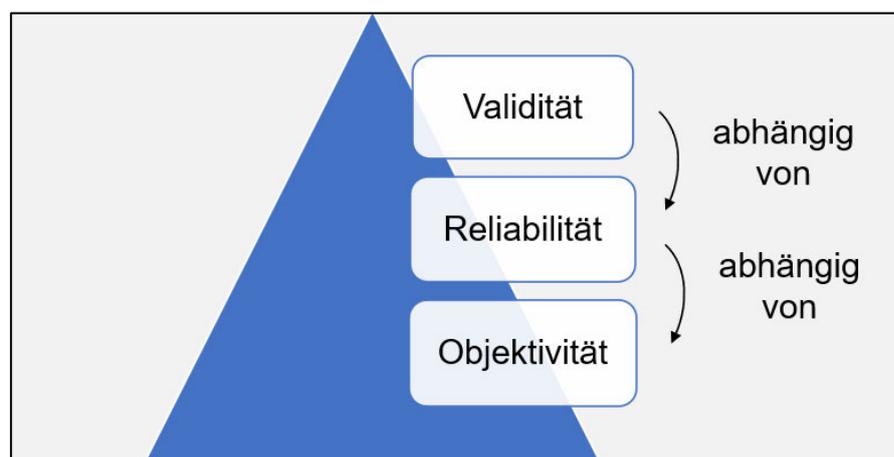
### 5.1 Gütekriterien an einen Versuch

Bei der Auswahl der Methodik zur Bearbeitung technischer Sachverhalte müssen unterschiedliche Untersuchungsarten betrachtet werden. Dabei kann zwischen einer quantitativen und einer qualitativen Forschungsart unterschieden werden.

Bei der qualitativen Forschungsmethode geht es um das Verständnis der Realität durch die Beschreibung und Ableitung von Aussagen [Wolf 2007]. Im Gegensatz hierzu beschäftigt sich die quantitative Forschung mit der Messbarmachung und der Überprüfung von Aussagen mithilfe genauer Zahlenwerte [Wolf 2007].

Durch die Versuchsdurchführung möchte man ein qualitatives Ergebnis erhalten, welches die Anforderungen in den Versuchszielen erfüllt. Zur Sicherstellung einer hohen Forschungs- und Ergebnisqualität können Gütekriterien herangezogen werden, die dabei als objektive Bewertungskriterien dienen können.

Die in der empirischen Forschung betrachteten Gütekriterien sind die Objektivität, die Reliabilität und die Validität [Wolf 2007]. Für den Entwurf eines Versuchs müssen diese Kriterien berücksichtigt und umgesetzt werden. Die Sinnhaftigkeit der einzelnen Parameter ist dabei voneinander abhängig (Abb. 53) und wird im weiteren Verlauf näher erläutert.



**Abbildung 53:** Gütekriterien in der empirischen Forschung [Nach Movement24 2021]

### Validität

Zu Beginn des Versuchsentwurfes geht es um die Validität. Auf Basis des Versuchsziels muss dabei sichergestellt werden, dass die richtigen Parameter gemessen werden. Bei einer unzureichenden Validität ist die Versuchsdurchführung überflüssig, da falsche Parameter gemessen werden oder die Messung unzureichend ist. Dabei kann die Validität auch als „Güte einer Operationalisierung“ [Wolf 2007] beschrieben werden. Mit der Operationalisierung ist die Messbarmachung von Eigenschaften oder Zuständen gemeint.

Wenn ein Bauteil beispielsweise auf dessen Stabilität getestet werden soll, reicht der Begriff Stabilität zur Definition des Testziels nicht aus. Durch eine nähere Spezifizierung der konkreten mechanischen Eigenschaften beispielsweise, die hierbei geprüft werden sollen, kann eine Operationalisierung durchgeführt werden.

### Reliabilität

Nachdem sichergestellt wurde, dass der Versuch eine ausreichende Validität berücksichtigt und somit die richtigen Parameter gemessen werden, geht es um die Betrachtung der Zuverlässigkeit. Dies wird anhand des Gütekriteriums Reliabilität durchgeführt. Dadurch soll sichergestellt werden, dass bei wiederholter Durchführung des Versuches ausreichend genaue und identische Ergebnisse resultieren. Dabei kann es beispielsweise um den Austausch eines defekten Messgerätes gehen, welches in jedem Versuch unterschiedliche Ergebnisse liefert.

### Objektivität

Durch die Validität und Reliabilität des Versuchs werden die richtigen Parameter mit einer ausreichenden Zuverlässigkeit gemessen.

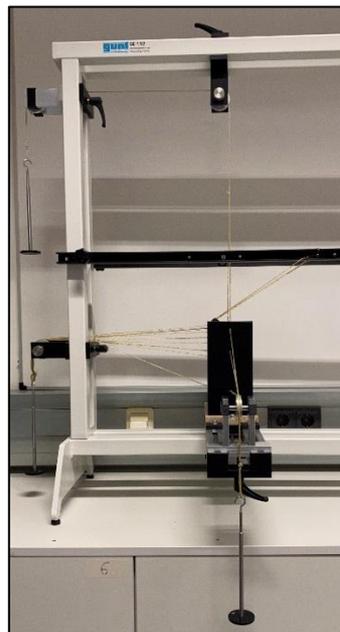
Bei der Objektivierung eines Versuches geht es um die Betrachtung des Versuchsleiters. Der Versuch muss so konzipiert werden, dass unabhängig von der Person, welche den Versuch durchführt, identische Ergebnisse erzielt werden. Die Versuchsbeschreibung sollte deshalb so genau sein, dass den Versuchsleitern keine Interpretationsspielräume zur Durchführung und zur Auswertung gegeben werden.

Es kann beispielsweise um die exakte Beschreibung von Messpunkten gehen, damit die Messungen durch die Versuchsleiter nicht an unterschiedlichen Positionen durchgeführt werden. Dadurch kann eine hohe Varianz der Ergebnisse vermieden werden

Durch die nähere Beschreibung der Gütekriterien wird deutlich, dass der genauen Definition des Versuchsziels eine sehr hohe Bedeutung zukommt. Der Grund hierfür ist, dass die Ergebnisqualität an diesem gemessen wird und sich der Erfolg einer Versuchsdurchführung hieran bewerten lässt.

## 5.2 Aufbau des Versuchsstandes

Zur Durchführung von Versuchen mit dem Demonstrator werden unterschiedliche Materialien (Anhang E) mit dem Montagerahmen zu einem Versuchsstand aufgebaut (Abb. 54). Dieser Aufbau wird zur Vereinfachung in vier Teilschritte gegliedert (Anhang F). Im ersten Schritt wird der Montagerahmen zur Anbindung des Demonstrators vorbereitet. Danach erfolgt die untere sowie die obere Anbindung des Demonstrators an den Montagerahmen. Abschließend werden die Vorbereitungen zur Kraftereinleitung durchgeführt. Der Grund für die gesonderte Beschreibung des Versuchsaufbaus unabhängig vom Versuchsinhalt ist, dass mit dem Versuchsaufbau mehrere Versuche durchgeführt werden können.



**Abbildung 54:** Versuchsstand zur Durchführung unterschiedlicher Versuche

### 1. Vorbereitung der Anbindung (Abb. 55)

Zur Verbindung des Aluminiumprofils mit dem Montagerahmen wird ein Gewindeeinsatz in den unteren Bereich des Aluminiumprofils eingesetzt und durchgesteckt. Ein Einspannelement wird in die Lücke zwischen den beiden Gestängen des Montagerahmens eingesetzt, sodass die Bohrungsmittellinien des Aluminiumprofils und des Einspannelementes übereinstimmen.

Abschließend wird eine Zylinderschraube (M8x60 mm) mit einer Unterlegscheibe ( $\varnothing$  8,4 mm) von der Unterseite durch das Einspannelement gesteckt und in das Gewinde des Gewindeeinsatzes eingedreht. Nach demselben Prinzip wird parallel hierzu ein zweiter Aluminiumrahmen an den Montagerahmen angebracht. Im nächsten Schritt werden die beiden Aluminiumprofile miteinander verbunden. Dazu werden in den oberen Bereichen der Aluminiumprofile jeweils zwei Gewindeeinsätze eingesetzt.

Im Anschluss werden zwei Einspannelemente auf die Aluminiumprofile aufgesetzt und diese aneinandergeschoben, sodass die Innenflächen der Aluminiumprofile durch das Einspannelement in einem festen Abstand gehalten werden.

Zur Verbindung der Einspannelemente mit den Aluminiumprofilen werden insgesamt vier Zylinderschrauben (M8x22 mm) und vier Unterlegscheiben ( $\varnothing$  8,4 mm) verwendet.



**Abbildung 55:** Vorbereitung der Anbindung

### 2. Untere Anbindung des Demonstrators (Abb. 56)

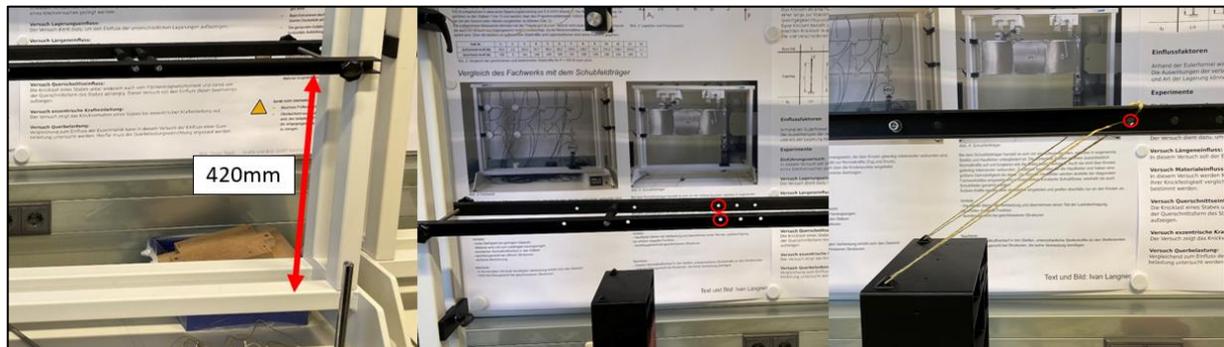
Aufgrund der besseren Erreichbarkeit bei der Montage wird der Demonstrator als erstes mit der Grundplatte verbunden. Hierzu werden sechs Kreuzschlitzschrauben (M4x25 mm) mit jeweils zwei Unterlegscheiben ( $\varnothing$  4,3 mm) und einer Mutter (M4) verwendet. Die Bohrungen wurden ursprünglich für M5 Schrauben konstruiert. Bei der Konstruktion wurden jedoch keine Toleranzen berücksichtigt. Um den Zusammenbau trotzdem zu realisieren, wurde eine kleinere Schraubengröße (M4) verwendet. Nach dem Einsetzen der Schrauben in die Bohrlöcher werden diese auf der einen Kopfseite mithilfe eines Kreuzschlitz-Bits an der Verdrehung gehindert. Auf der anderen Seite wird ein Maulschlüssel verwendet, um die Muttern anzuziehen und die Schrauben somit zu fixieren. Im nächsten Schritt erfolgt die Anbindung an den Montagerahmen. Hierzu wird die Grundplatte, die mit dem Demonstrator verbunden ist, auf die beiden Einspannelemente aufgesetzt. Die beiden äußeren Bohrungen auf der Grundplatte werden mit den mittigen Bohrungen auf den Einspannelementen verbunden. Dazu werden zwei Zylinderschrauben (M8x60 mm) und zwei Unterlegscheiben ( $\varnothing$  8,4 mm) benutzt.



**Abbildung 56:** Untere Anbindung des Demonstrators

### Obere Anbindung des Demonstrators (Abb. 57)

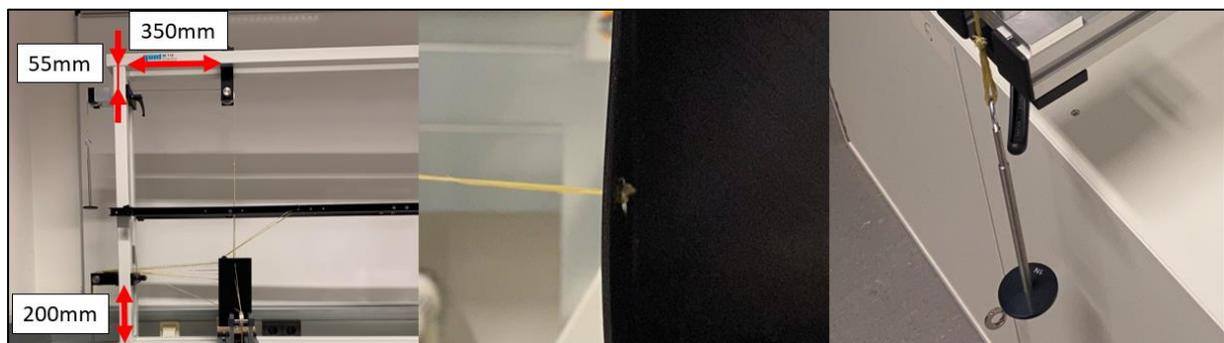
Zur oberen Anbindung des Demonstrators werden zwei Führungsschienen mithilfe von Sternschrauben am Montagerahmen fixiert. Im Anschluss werden zwei Schnüre durch die Bohrungen der oberen Anbindungselemente gesteckt und mit den Bohrungen der Führungsschienen verknotet.



**Abbildung 57:** Obere Anbindung des Demonstrators

### 3. Vorbereitung zur Kräfteinleitung (Abb. 58)

Zur Kräfteinleitung mithilfe der Gewichte muss der Demonstrator präpariert werden. Zuvor werden drei Umlenkrollen an den Montagerahmen und eine Umlenkrolle an das Ende der Aluminiumprofile angebracht. Eine Schnur wird von außen durch die Kräfteinleitungsbohrung des Demonstrators gesteckt. Um ein Rausfallen der Schnur zu verhindern und die Zugkraft auf die Fläche des Demonstrators einleiten zu können, wird die Schnur mit einer Unterlegscheibe ( $\varnothing 5,3$  mm) verknotet. Dabei ist es wichtig, dass die Unterlegscheibe großflächig auf der Demonstratorfläche aufliegt, um die Last zu verteilen und punktuelle Belastungen zu verhindern. Dies kann durch die zentrische Verknotung mit der Unterlegscheibe umgesetzt werden (Abb. 59).



**Abbildung 58:** Vorbereitung zur Kräfteinleitung

Zu Beginn wird die Schnur hierzu mit der Unterlegscheibe an einer Seite verknötet (1). Im Anschluss wird die eine Seite der Schnur durch die Bohrung der Unterlegscheibe gesteckt und auf der anderen Seite der Unterlegscheibe erneut verknötet (2). Dazu werden die beiden Enden der Schnur so zusammengeknötet, dass der Knoten mittig festgezogen wird (3). Abschließend wird ein Ende der Schnur abgeschnitten und das andere Ende durch ein Kräfteinleitungspunkt am Demonstrator gestreckt. Wird die Schnur nun gespannt, liegt die Unterlegscheibe flächig auf der Demonstrator-Fläche auf, sodass die Kraft großflächig auf den Demonstrator verteilt wird.

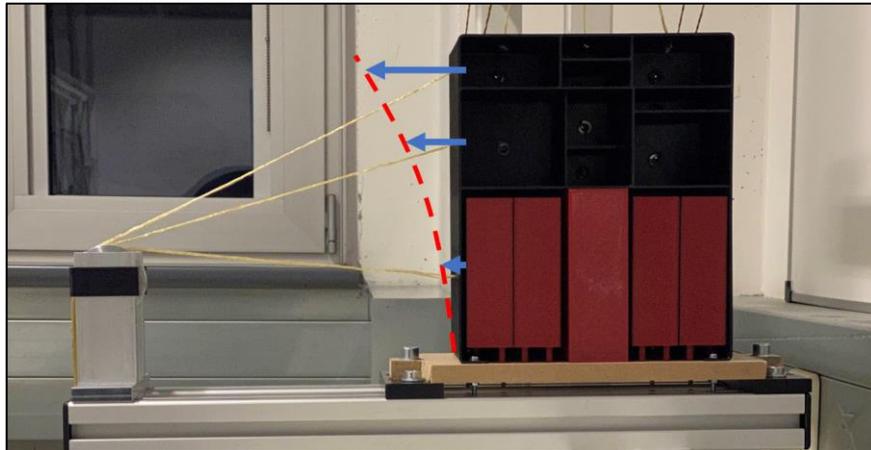


**Abbildung 59:** Befestigung der Schnur mit einer Unterlegscheibe

Nachdem alle Kräfteinleitungspunkte mit einer Schnur ausgestattet wurden, werden alle Schnüre, die auf einer Fläche des Demonstrators liegen, zu einer Schlaufe zusammengebunden. Abschließend werden Gewichtsanhänger an die Schlaufen angebracht.

### 5.3 Versuch: Biegebelastung eines Bordküchen-Demonstrators

In diesem Versuch soll der Demonstrator quasistatisch belastet werden, um die auftretenden Verformungen messen zu können (Abb. 60). Diese werden im nächsten Schritt mit handschriftlich ermittelten Verformungswerten verglichen. Der Vergleich soll auf die Plausibilität untersucht und eventuelle Abweichungen erklärt werden. Zur Durchführung des Versuches und der Dokumentation der Messwerte in der Lehre kann ein Arbeitsblatt verwendet werden (Anhang G).

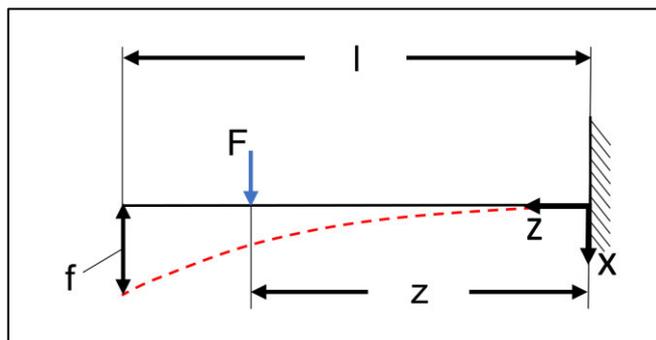


**Abbildung 60:** Belastung des Demonstrators im Versuch

### 5.3.1 Theoretische Grundlagen zur Berechnung

Zur Berechnung der Verformungen und der Abbildung des Lastszenarios durch ein geeignetes mechanisches Modell muss die Anbindungssituation des Demonstrators betrachtet werden.

Die untere Anbindung des Demonstrators kann aufgrund der Verschraubungen als feste Einspannung angesehen werden. Diese schränken translatorische sowie rotatorische Bewegungen ein. Die obere Anbindung wird durch Schnüre realisiert, welche die Translation in X-Richtung unterbinden. Da die Belastung des Demonstrators in diesem Versuch jedoch in Y-Richtung wirkt, kann die obere Anbindung zur Vereinfachung als freies Ende angesehen werden. Die Belastung wird durch drei verschiedene Krafteinleitungspunkte in den Demonstrator geleitet. Ein Lastfall, der die Biegeverformung hierbei abbilden kann, ist der einseitig eingespannte Balken (Abb. 61). Die Betrachtung erfolgt auf Basis der Balkentheorie nach Bernoulli. Eine Annahme, die dabei durchgeführt wird, ist die schubstarre Betrachtung des Balkens. Die Querschnitte verbleiben hierbei trotz Verformungen senkrecht auf der Balkenachse [Gross 2007]. Außerdem wird die dreidimensionale Belastung des Demonstrators auf einen ebenen Spannungszustand reduziert. Dabei werden die dreidimensionalen Belastungen auf eine zweidimensionale Betrachtung vereinfacht.



**Abbildung 61:** Einseitig eingespannter Balken [Nach Ingenieurkurse 2021]

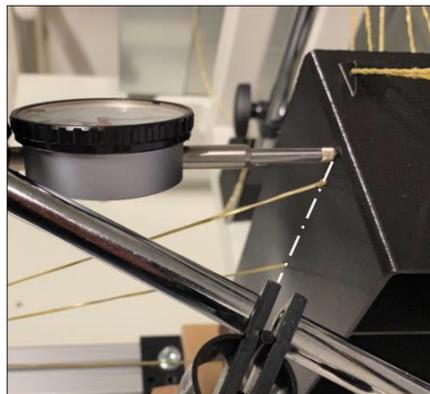
Um die Gesamtverschiebung des Demonstrators zu ermitteln, wird die Berechnung jeweils für jeden Kräfteinleitungspunkt durchgeführt. Mithilfe der Superposition der drei ermittelten Verformungswerte wird anschließend die Gesamtverformung berechnet.

Die Durchbiegung am freien Ende des Balkens kann durch folgenden Zusammenhang errechnet werden [Nach Ingenieurkurse 2021]:

$$f(l) = \frac{F}{6 \cdot E \cdot I_y} \cdot (3 \cdot (z)^2 \cdot l - (z)^3) \quad (2)$$

### 5.3.2 Versuchsdurchführung

Zur Messung der Verformungen während des Versuches wird die Messuhr positioniert. Der Druckkopf muss dabei senkrecht auf der Seitenfläche des Demonstrators aufliegen. Gleichzeitig muss der Messkopf horizontal zentriert werden, sodass diese in einer Linie mit den Kräfteinleitungspunkten liegt und vertikal am obersten Punkt des Demonstrators angelegt wird (Abb. 62). Nach der Positionierung der Messuhr wird diese kalibriert. Dazu wird der drehbare schwarze Außenrand so gedreht, dass der Zeiger der Messuhr auf der null der Messskala liegt.



**Abbildung 62:** Positionierung der Messuhr

Zur Belastung des Demonstrators wird die Belastungsschnur in den Schlitz der Umlenkrolle eingelegt, um den Gewichtsanhänger an die Schlaufe der Belastungsschnur einzuhängen. Der Gewichtsanhänger wird mit einem Gewichtselement von 20 Newton belastet. Im Anschluss wird die Verformung von der Messuhr abgelesen. Im Anschluss wird der Gewichtsanhänger erneut mit einem zusätzlichen Gewichtselement von 20 Newton beaufschlagt und die Verformung abgelesen und notiert. Dieser Vorgang wird in 20 Newton Schritten bis zu einer Gesamtbelastung von 100 Newton wiederholt.

### 5.3.3 Auswertung der Ergebnisse

In diesem Abschnitt soll die Auswertung der Messergebnisse sowie die Gegenüberstellung dieser mit handschriftlich berechneten Verformungswerten (Anhang H) durchgeführt werden. Dabei wird die Durchbiegung eines einseitig eingespannten Balkens betrachtet.

Beim Vergleich der Messwerte mit den Berechnungen wird ersichtlich, dass es eine Abweichung zwischen diesen gibt. Um genauere Aussagen über das Verhältnis hierbei treffen zu können, wird die prozentuale Abweichung errechnet (Tab. 5).

**Tabelle 5:** Messwerte ( $f_m$ ) und Berechnungsergebnisse ( $f_b$ ) aus der ersten Messung

Kraft [N]	$f_m$ [mm]	$f_b$ [mm]	Abweichung [%]
20	0,27	0,0095	96,49
40	0,56	0,0189	96,62
60	0,88	0,0284	96,77
80	1,18	0,0379	96,79
100	1,47	0,0473	96,78

Die Betrachtung der Abweichung zeigt, dass die Messung unabhängig von der Kraftgröße in einem festen Verhältnis zu den Berechnungen abweicht. Dabei handelt es sich bei allen Messungen um eine Abweichung von ungefähr 96 %. Aufgrund der systematischen Abweichung liegt die Vermutung nahe, dass es sich bei dem Messfehler um einen systematischen Fehler handeln könnte. Um dies näher zu untersuchen, wird das Verhältnis  $f_m/f_b$  berechnet, um hieraus einen Proportionalitätsfaktor zu ermitteln. Dadurch sollen die Werte einander angeglichen und somit korrigiert werden (Tab. 6).

**Tabelle 6:** Verhältnis  $f_m/f_b$  aus der ersten Messung

Kraft [N]	$f_m$ [mm]	$f_b$ [mm]	$f_m/f_b$ [-]
20	0,27	0,0095	0,035
40	0,56	0,0189	0,034
60	0,88	0,0284	0,032
80	1,18	0,0379	0,032
100	1,47	0,0473	0,032

Zur Verdeutlichung der systematischen Abweichung zwischen der Messung und der Berechnung werden die ermittelten Verhältnisse zu einem Mittelwert zusammengefasst, der sich zu 0,033 ergibt. Dieser Proportionalitätsfaktor wird im Anschluss verwendet, um die Messungen zu korrigieren und die Abweichung erneut zu betrachten (Tab. 7).

**Tabelle 7:** Korrigierte Messwerte ( $f_{m,k}$ ) aus der ersten Messung

Kraft [N]	$f_{m,k}$ [mm]	$f_b$ [mm]	Abweichung [%]
20	0,009	0,0095	5,63
40	0,019	0,0189	-2,18
60	0,029	0,0284	2,46
80	0,039	0,0379	3,01
100	0,049	0,0473	2,68

Durch einen Vergleich der korrigierten Messwerte mit den berechneten Werten fällt die Abweichung bei maximal sechs Prozent deutlich geringer aus.

Um das Ergebnis der ersten Messung zu stützen und zufällige Zusammenhänge auszuschließen, wird die Messung wiederholt und die Berechnungen erneut durchgeführt (Anhang I). Die Betrachtung der Ergebnisse zeigt ebenfalls eine geringere Abweichung nach der Korrektur der Messwerte. Wenn man das Verhältnis  $f_m/f_b$  betrachtet, liegen die Werte in einem kleinen Spektrum und können durch den Korrekturfaktor 0,034 ausgedrückt werden. Beachtet werden muss jedoch, dass das Messergebnis der ersten Messung mit einer Abweichung von 21,42 % deutlich heraussticht. Es könnte sich hierbei um einen anderweitigen Messfehler handeln, wie zum Beispiel ein falsches Ablesen der Verformung während der Versuchsdurchführung.

Die Erkenntnisse aus den beiden Messungen lassen sich nicht ausreichend belegen. Um die Proportionalität und einen systematischen Messfehler nachzuweisen, müssten mehrere Versuchsergebnisse ausgewertet werden. Die Anzahl, die hierbei verwendet wurde, reicht nicht, um verlässliche Aussagen treffen zu können.

Ein Faktor, welche die Aussagekraft ebenfalls beeinflusst ist, dass in den Versuchen sehr kleine Dimensionen betrachtet werden. Bei den Berechnungswerten handelt es sich beispielsweise um Verformungen in Millimeter, die auf einen Tausendstel genau untersucht werden. Kleinere Messabweichungen oder -fehler können sich bei solch kleinen Dimensionen sehr stark auf das Ergebnis auswirken.

Dennoch kann aus der Untersuchung der Versuchsergebnisse vermutet werden, dass es eine Proportionalität zwischen den Messergebnissen und den berechneten Werten gibt. Diese könnte auf einen systematischen Fehler zurückzuführen sein. Wird der Proportionalitätsfaktor in der Versuchsauswertung als Korrekturfaktor berücksichtigt, lässt sich sagen, dass es eine gute Übereinstimmung zwischen den handschriftlichen Berechnungen und den Verformungen an dem Demonstrator gibt.

### Erklärungsansätze zur Abweichung zwischen Messung und Berechnung

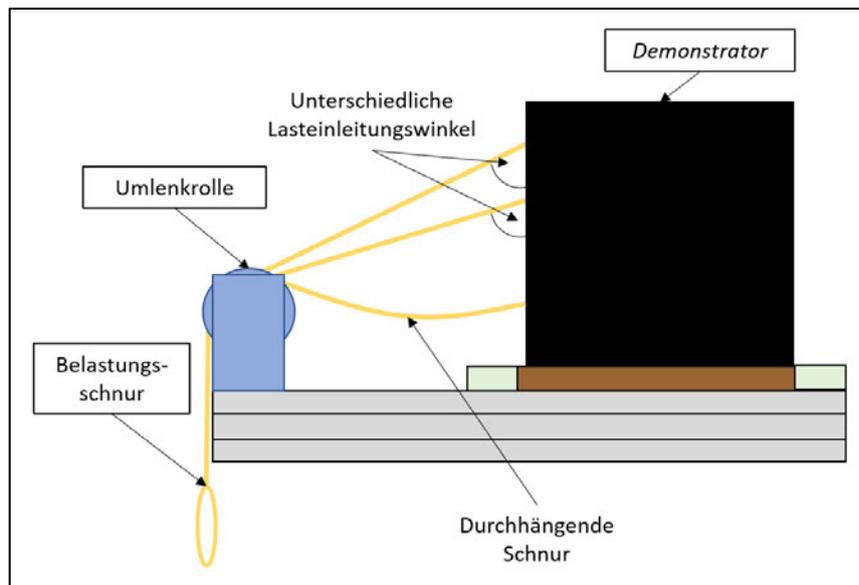
In der Auswertung der Messergebnisse wurden die Messwerte durch den Korrekturfaktor an die Berechnungen angepasst. Die Abweichung zwischen diesen könnte jedoch auch durch die Vereinfachung während der Berechnung verursacht worden sein. Um die Ursachen der Abweichungen zu ermitteln, müssen mehrere Einflussfaktoren analysiert werden.

Dabei kann zwischen systematischen und zufälligen Fehlern unterschieden werden. Zu einem systematischen Fehler könnte beispielsweise die Versuchskonzeptionierung führen, die zu einer immer wiederkehrenden identischen Abweichung führt. Während der Versuchsdurchführung kann es unabhängig vom Prüfkörper und vom Testszenario auch zu zufälligen Messfehlern kommen. Diese sind zumeist subjektiv und können sich abhängig vom Versuchsleiter unterscheiden, wie zum Beispiel das falsche Ablesen von einem Messinstrument.

Für die Versuchsdurchführung wurden beispielsweise Messuhren verwendet, die durch die Drehung des äußeren Randes tarieren werden. Das händische Trieren birgt dabei Potenzial zur Verfälschung des Messergebnisses. Das händische Trieren durch Drehung ist beispielsweise ungenauer als das Trieren digitaler Messuhren mithilfe eines Knopfdruckes. Die Messfehler werden zusätzlich durch die unterschiedliche Positionierung an den Messpunkt verstärkt. Dabei handelt es sich ebenfalls um einen subjektiven Fehler. Damit dieser Fehler minimiert werden kann, muss die Messuhr bei jeder Versuchsdurchführung an einer identischen Position unter demselben Winkel zwischen Messkopf und Auflagefläche positioniert werden.

Ein Faktor, der zusätzliche Abweichungen verursachen könnte, ist das Krafteinleitungskonzept. Durch die Verwendung einer Schnur und Unterlegscheiben, könnte die Kraftübertragung der Gewichte auf den Demonstrator nicht gleichmäßig erfolgen. Die Knoten beispielsweise, die zur Verbindung der Schnur mit den Unterlegscheiben angebracht werden, könnten sich unter Krafteinwirkung lösen. Dabei hat eine geringere Lockerung des Knotens bereits zur Folge, dass die Kraftaufteilung auf die verschiedenen Einleitungspunkte nicht gleichmäßig verläuft. Dies wird dadurch verursacht, dass sich die Schnurlänge durch die Lockerung verlängert und somit durchhängt (Abb. 63). Die Belastung wirkt somit nicht gleichmäßig auf die Krafteinleitungspunkte.

Eine zusätzliche Beeinflussung der Kraftübertragung stellen die unterschiedlichen Lasteinleitungswinkel durch die Schnüre dar. Bei den statischen Tests, die zur Zertifizierung von Kabinenbauteilen verwendet werden (Kap. 2.2.2), wird die Last senkrecht zur Bauteilfläche eingeleitet. Da die Lasteinleitung in der vorliegenden Arbeit mithilfe von Umlenkrollen durchgeführt wird und die Belastungsschnüre dadurch in einem Punkt zusammengeführt werden müssen, können die Belastungen nicht senkrecht zur Fläche eingeleitet werden.



**Abbildung 63:** Lasteinleitungswinkel und Durchhängen der Belastungsschnur

Einen weiteren Gesichtspunkt stellen die mechanischen Modelle dar, nach denen die handschriftlichen Berechnungen durchgeführt wurden. Diese basieren auf Vereinfachungen und reduzieren den Demonstrator auf die Betrachtung der Balkenbiegung. Zur Berechnung des Flächenträgheitsmomentes beispielsweise wird ein Hohlprofil verwendet. Der Querschnitt des Demonstrators wird jedoch durch die vielen Segmente im oberen Bereich zusätzlich versteift. Außerdem wird durch die Verwendung eines konstanten Elastizitätsmoduls ein isotropes Materialverhalten vorausgesetzt. Während des Fertigungsprozesses des Demonstrators kann es jedoch zu Unstetigkeiten während des 3D-Druckvorgangs kommen, die hierdurch nicht berücksichtigt werden.

Durch die Belastung des Demonstrators kommt es außerdem zu zusätzlichen Beanspruchungsarten, die in der Modellbetrachtung nicht abgedeckt werden können. Die Belastung der Flächensegmente beispielsweise führt zu einem lokalen Beulen, welches in den Berechnungen durch die Betrachtung der globalen Verformungen nicht abgedeckt wird.

Die Betrachtung der möglichen Ursachen der Abweichungen verdeutlicht, dass es sich bei der Versuchskonzipierung sowie der Berechnung von Versuchsszenarien um ein komplexes Themenfeld handelt. Der Einfluss des Messfehlers kann dabei nur schwierig erfasst und berücksichtigt werden. Die Vermutungen in der Versuchsauswertung können durch die Verwendung von weiteren Messergebnissen gestützt werden.

### 5.3.4 Abschließende Bewertung

Nachfolgend erfolgt die Bewertung der Versuchskonzeptionierung anhand der unter Kapitel 5.1 vorgestellten Gütekriterien Validität, Reliabilität und Objektivität. Dabei wird nicht nur die Messung zur Ermittlung der Verformungen betrachtet, sondern auch die rechnerische Ermittlung zum Vergleich der Werte.

#### Validität

Bei der Versuchsdurchführung sollten Verformungen gemessen werden. Dazu sollten Messuhren verwendet werden, die durch die verformten Flächenabschnitte und der Auslenkung des Messkopfes hierbei Verformungen messen sollten.

Die Messdurchführung mithilfe von Messuhren kann als eine valide Methode bezeichnet werden. Das Versuchsziel war es, Verformungen aufgrund der Durchbiegung ermitteln zu können. Dies kann mit der Messuhr durchgeführt werden.

Eine geringere Validität hat der Vergleich der Messwerte mit den berechneten Verformungswerten. Der Grund hierfür ist, dass die Berechnungen auf starken Vereinfachungen beruhen. Dadurch wird die Vergleichbarkeit sowie die Aussagekraft maßgeblich beeinflusst.

#### Reliabilität

Die Versuchsdurchführung besteht hauptsächlich durch die Anbringung von Gewichtselementen. Bei der Betrachtung dieses Versuchsschrittes kann von einer ausreichenden Reliabilität gesprochen werden. Das Anbringen von Gewichtselementen birgt keinen Interpretationsspielraum und erfolgt auf dieselbe Weise.

Ein Gesichtspunkt, welche die Reliabilität jedoch beeinflussen könnte, ist der Versuchsaufbau. Dazu zählt beispielsweise die Platzierung der Messuhr, die je nach Position unterschiedliche Messwerte liefern kann.

Weiterhin ist zu beachten, dass die Reliabilität mit der zunehmenden Anzahl an Versuchen abnehmen kann. Das könnte beispielsweise durch die Krafteinleitungsschnüre geschehen, da diese sich im Verlauf der Zeit dehnen und sich die Verknotungen lösen könnten. Dadurch verändert sich die Kraftübertragung und die Messergebnisse verändern sich. Ein weiterer zeitabhängiger Faktor stellt die Verformung des Demonstrators dar. Da die elastische Dehngrenze des Demonstrators unbekannt ist, ist nicht klar, bei welcher Belastung und nach welcher zeitlichen Belastungsperiode plastische Verformungen des Demonstrators eintreten. Durch eine zeitlich zunehmende plastische Verformung werden die Messergebnisse ebenfalls beeinflusst.

### Objektivität

Durch die ausführliche Montagebeschreibung und der einzuhaltenden Maße sind keine Interpretationsspielräume beim Versuchsaufbau gegeben.

Die Vorbereitung zur Kraffteinleitung mithilfe der Schnüre jedoch könnte die Objektivität des Versuches beeinflussen. Bei der Vorbereitung der Schnüre könnte es beispielsweise dazu kommen, dass je nach Versuchsleiter unterschiedliche Schnurlängen verwendet werden. Dadurch wird die Kraftverteilung auf den Demonstrator ebenfalls verändert. Da es sich jedoch bei der Vorbereitung der Schnüre um einen einmaligen Versuchsschritt handelt, stellt dieser Gesichtspunkt kein Problem dar.

Einen vermutlich kleineren, aber dennoch zu beachtenden Faktor bildet die Montage der Schrauben im Versuchsaufbau. In der Luftfahrtpraxis beispielsweise werden Anziehmomente zur Montage von Schrauben definiert, damit diese unabhängig vom Monteur auf die gleiche Weise befestigt werden. Die Versuche mit dem Demonstrator bedürfen nicht so einer genauen Vorgehensweise. Eine Lockerung der Schrauben könnte jedoch dazu führen, dass sich der Demonstrator unter Belastungen anders verformt.

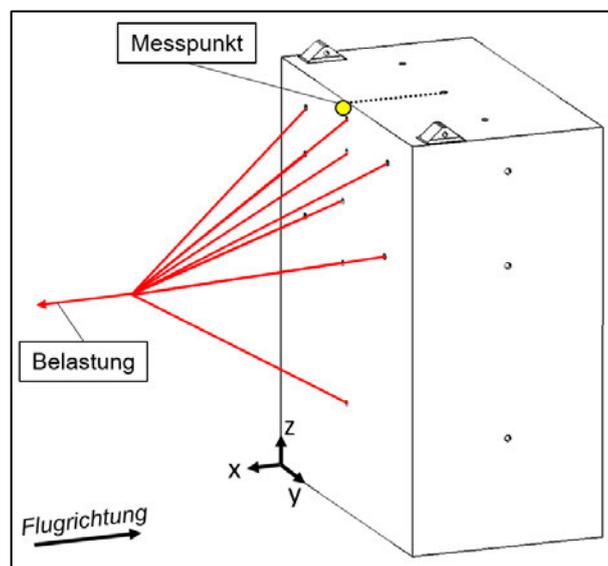
Die Platzierung der Messuhr ist ebenfalls subjektiven Einflüssen ausgesetzt, da die Beschreibung der Messposition ungefähr durchgeführt wurde und keine exakte Auflagefläche für den Messkopf bietet.

## 5.4 Weitere Versuchsszenarien

Der Versuchsstand mit dem Demonstrator kann dazu verwendet werden, um mehrere Szenarien mit unterschiedlichen Belastungssituationen zu simulieren. Nachfolgend werden mögliche Versuchsszenarien vorgestellt, die in der Praxis durch die Versuchsdurchführung erprobt und weiter ausgearbeitet werden müssen. Die Belastungen in den Versuchen sind hierbei an die Trägheitslasten angelehnt, die bei der Beschleunigung einer Flugzeugbordküche entstehen.

### 5.4.1 Versuch: Biegung gegen die Flugrichtung

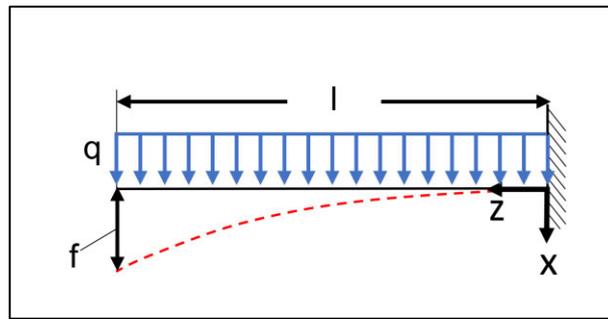
In diesem Versuch soll der Demonstrator an der Rückenfläche belastet werden (Abb. 64). Die Lasten sind an die Trägheitslasten angelehnt, die bei der Beschleunigung einer Flugzeugbordküche entstehen. Die auftretende Biegeverformung hierbei soll im Versuch mithilfe von Messuhren gemessen und im Anschluss mit handschriftlich ermittelten Verformungswerten verglichen und ausgewertet werden.



**Abbildung 64:** Belastungssituation an der Rückenfläche

#### Theoretische Grundlagen

Der Demonstrator kann zur vereinfachten Berechnung als einseitig eingespannter Balken betrachtet werden (Abb. 65). Die Grundfläche des Demonstrators wird dabei durch die Verschraubungen als feste Einspannung und die Oberseite als freies Ende betrachtet. Da die Last durch die Verteilung auf 15 Krafteinleitungspunkte in den Demonstrator geleitet wird, werden diese zur Reduzierung der Komplexität als konstante Streckenlast angenommen. Dadurch kann die Durchbiegung am Balkenende berechnet werden.



**Abbildung 65:** Einseitig eingespannter Balken [Nach Dubbel 2007]

### Versuchsdurchführung

Bei diesem Versuch wird der Demonstrator ohne die oberen Anbindungen erprobt. Da die oberen Anbindungen eine Bewegung in X-Richtung unterbinden und dadurch keine Messungen durchgeführt werden könnten, müssen diese vor der Versuchsdurchführung entfernt werden.

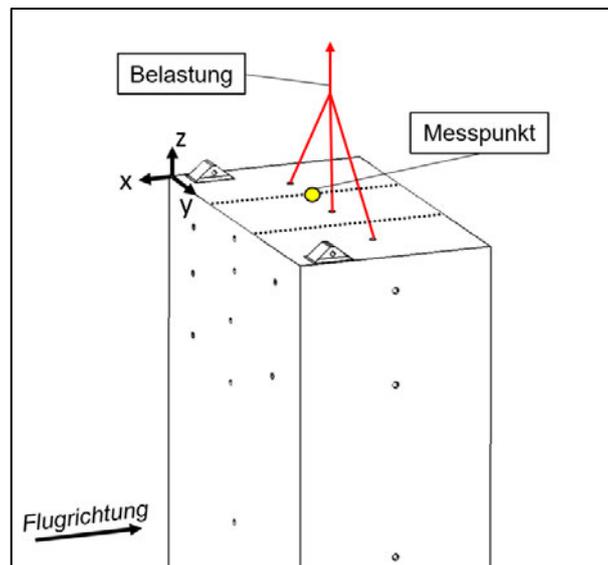
Zu Beginn wird die Messuhr an den Messpunkt aufgesetzt (Abb. 64), sodass diese an dem obersten Punkt der Rückenfläche aufliegt. Nach dem Einhängen des Gewichtanhängers an die Belastungsschnur wird die Messuhr durch die Drehung des äußeren Randes tariert.

Ein Gewicht von 20 Newton wird an den Gewichtsanhänger angehängt. Im Anschluss wird der Wert der Messuhr notiert. Das Gewicht wird im Anschluss jeweils in Schritten von 20 Newton erhöht und bei jeder Erhöhung die Werte notiert.

Abschließend werden die notierten Werte mit den handschriftlich ermittelten Berechnungen verglichen und die Ergebnisse ausgewertet.

## **5.4.2 Versuch: Vertikale Dehnung des Demonstrators**

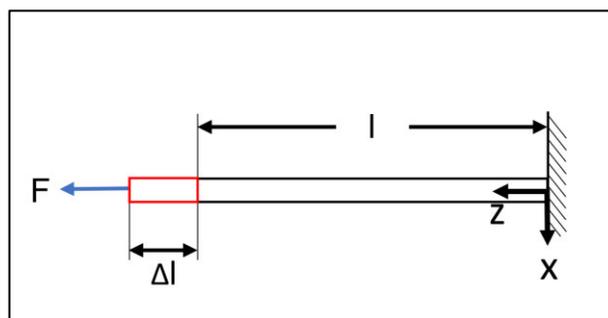
Der Demonstrator soll bei diesem Versuch an der Oberseite belastet werden (Abb. 66). Die Lasten sind hier an die Trägheitslasten angelehnt, die bei der Beschleunigung einer Flugzeugbordküche in Z-Richtung entstehen. Dabei soll die Dehnung des Demonstrators aufgrund der Krafteinwirkung im Versuch mithilfe von Messuhren gemessen und im Anschluss mit handschriftlich ermittelten Verformungswerten verglichen und ausgewertet werden.



**Abbildung 66:** Belastungssituation an der Oberseite

### Theoretische Grundlagen

Der Demonstrator wird zur handschriftlichen Berechnung als Stab angenommen, dessen Dehnung infolge von Zugkräften berechnet wird (Abb. 67). Die Grundfläche des Demonstrators wird hier ebenfalls durch die Verschraubungen als feste Einspannung und die Oberseite als freies Ende betrachtet. Die Lasteinleitung mithilfe von drei Krafteinleitungspunkten soll dabei als eine einzige Zugkraft betrachtet werden, die genutzt wird, um die Verformung zu berechnen.



**Abbildung 67:** Stabdehnung aufgrund einer Zugkraft [Nach Dubbel 2007]

### Versuchsdurchführung

Bei diesem Versuch wird der Demonstrator ohne die oberen Anbindungen erprobt, da keine Belastungen in X-Richtung wirken und diese unerheblich für die Versuchsdurchführung und die Betrachtung als Stab sind.

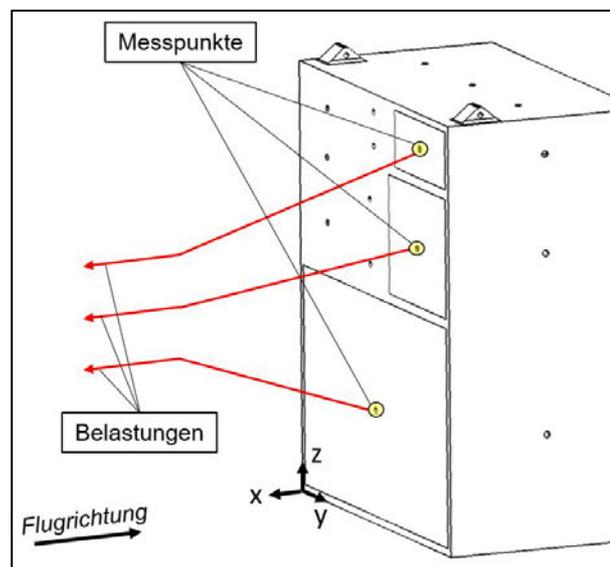
Zu Beginn wird die Messuhr an den Messpunkt aufgesetzt (Abb. 66). Der Messpunkt liegt dabei auf der Höhe eines Steges und nicht auf einer Flächenmitte. Dadurch sollen keine lokalen Verformungen aufgrund des Beulens von Flächenelementen, sondern die Längenänderung des gesamten Demonstrators gemessen werden soll.

Nach dem Einhängen des Gewichtanhängers an die Belastungsschnur wird die Messuhr durch die Drehung des äußeren Randes tariert. Ein Gewicht von 20 Newton wird an den Gewichtsanhänger angehängt. Im Anschluss wird der Wert der Messuhr notiert. Das Gewicht wird im Anschluss jeweils in Schritten von 20 Newton erhöht und bei jeder Erhöhung die Werte notiert.

Abschließend werden die notierten Werte mit den handschriftlich ermittelten Berechnungen verglichen und die Ergebnisse ausgewertet.

### 5.4.3 Versuch: Geometrieinfluss auf die Verformung

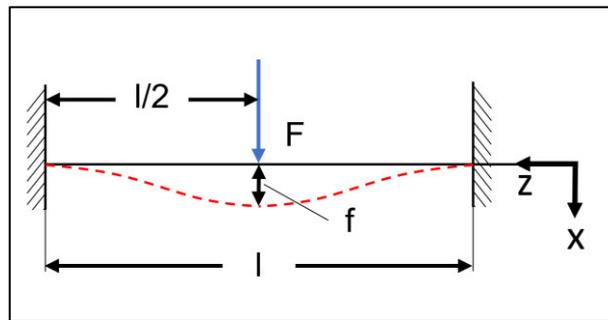
Der Demonstrator soll in diesem Versuch an der Rückenfläche belastet werden (Abb. 68). Die Lasten sollen dabei in X-Richtung wirken. Dabei werden drei verschiedene Segmente des Demonstrators belastet und die dabei entstehenden Verformungen mithilfe von Messuhren gemessen. Im Anschluss sollen diese Verformungen mit handschriftlich berechneten Verformungswerten verglichen und ausgewertet werden. Ziel ist, es die dabei Aussagen über die Verformungsmessungen in Abhängigkeit der Geometrie (belastete Fläche) abzuleiten.



**Abbildung 68:** Belastungen an der Rückenfläche

#### Theoretische Grundlagen

Bei der handschriftlichen Berechnung wird jeweils nur ein Flächensegment pro Berechnungsschritt betrachtet. Als Flächensegment werden dabei die Grundflächen bezeichnet, die durch die verschiedenen Fächer im Demonstrator gebildet werden. Die Berechnungen müssen für alle drei dargestellten Flächensegmente durchgeführt werden (Abb. 68). Die Verformung des Flächensegmentes wird dabei als beidseitig eingespannter Balken betrachtet, dessen Durchbiegung ermittelt werden kann (Abb. 69).



**Abbildung 69:** Zweiseitig eingespannter Balken [Nach Dubbel 2007]

### Versuchsdurchführung

Der Demonstrator muss zur Versuchsdurchführung an den oberen Anbindungen angebinden sein, damit die Gesamtverschiebung des Demonstrators in die X-Richtung unterbunden wird und nur lokale Verformungen an den Flächensegmenten gemessen werden.

Es gibt insgesamt drei Messpunkte, an denen gemessen werden soll. Die Messuhr wird an einen Messpunkt aufgesetzt. Nach dem Einhängen des Gewichtanhängers an die Belastungsschnur wird die Messuhr durch die Drehung des äußeren Randes tariert.

Ein Gewicht von 20 Newton wird an den Gewichtsanhänger angehängt. Im Anschluss wird der Wert der Messuhr notiert. Das Gewicht wird danach jeweils in Schritten von 20 Newton bis zu einer Gesamtlast von 100 Newton erhöht. Die Messergebnisse sollen dabei bei jeder Erhöhung notiert werden.

Dieser Vorgang wird für die anderen beiden Messpunkte wiederholt.

Abschließend werden die notierten Werte mit den handschriftlich ermittelten Berechnungen verglichen und die Ergebnisse ausgewertet.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

Das Ziel der Arbeit war es, einen Demonstrator für Kabinenmodule/-monumente zu entwerfen, dimensionieren, fertigen, aufzubauen und zu erproben. Dabei sollte dies zur Verbesserung der Lehre von Studenten und Schülern verwendet werden. Dazu wurde die Erprobung von Kabinenbauteilen analysiert, um ein geeignetes Versuchskonzept zu entwerfen. Auf Basis einer Flugzeugbordküche wurde dann ein Demonstrator abgeleitet, der mithilfe des 3D-Druckverfahrens gefertigt und Versuchen unterzogen wurde.

Durch den Entwurfs- und Fertigungsprozess, der in dieser Arbeit durchlaufen wurde, konnte ein Demonstrator entwickelt werden, der mehrachsig belastet werden kann. Dieser bildet nicht das Belastungs- und Verformungsverhalten einer echten Bordküche ab, weist jedoch eine geometrische Ähnlichkeit zu diesem auf. Durch die Iteration während des 3D-Druckprozesses konnte ein qualitativ hochwertiges und robustes 3D-Druckbauteil hergestellt werden. Die Erkenntnisse, die hierdurch abgeleitet und in dieser Arbeit beschrieben wurden, können als Basis zur weiteren Optimierung des Demonstrators aber auch anderer Bauteile dienen. In Zukunft könnte der Demonstrator weiterhin optimiert und robuster gestaltet werden, damit es langfristig in der Lehre verwendet werden kann und unter mehrmaliger Erprobung nicht beschädigt wird. Hierzu kann beispielsweise das Krafteinleitungskonzept mithilfe von Bohrungen optimiert werden. Die Bohrungen in den Flächenschwerpunkten verlaufen zwischen denselben Druckschichten. Dadurch wird eine Druckgeometrie geschwächt und kann an dieser Stelle durch Rissbildung versagen. Ein weiterer Optimierungspunkt ist die unterschiedliche lokale Verformbarkeit zwischen den unterschiedlichen Flächensegmenten. Die Verwendung einer identischen Wandstärke ist zwar für die geometrische Nachbildung der realen Bordküche von Vorteil, für die Versuchsdurchführung bedeutet dies jedoch eine Einschränkung. Der Grund hierfür ist, dass die kleineren Segmente weniger stark als die Großen verformt werden können.

Zur Erprobung des Demonstrators wurde ein Versuch entwickelt, bei dem die Belastung quasistatisch aufgebracht und die gemessenen Verformungen mit handschriftlichen Berechnungen verglichen wurden. Der Einsatz in der Lehre kann nicht nur Kenntnisse über die prinzipielle Vorgehensweise zur statischen Erprobung von Kabinenbauteilen vermitteln. Durch die handschriftliche Berechnung werden zusätzlich Vorgehensweisen zur Berechnung von mechanischen Modellen, wie zum Beispiel die Verformungsberechnung aufgrund von Biegung nähergebracht. Der Vergleich zwischen gemessenen und verformten Werten bei der Versuchsauswertung zeigt eine starke Abweichung, die vermutlich durch einen systematischen Messfehler verursacht wird.

Dies könnte in Zukunft durch die Verwendung eines mechanischen Modells, welche die Belastungssituation am Demonstrator besser abbildet, verringert werden.

Die Krafteinleitung müsste ebenfalls optimiert werden. Dies könnte beispielsweise durch eine zuverlässigere Verbindung der Schnüre anstelle einer Verknotung umgesetzt werden. Zusätzlich könnten anstelle der Unterlegscheiben größere Elemente zur Kraftverteilung verwendet werden, wie zum Beispiel durch Lochstreifen. Dadurch kann die Belastung großflächiger auf die Flächen übertragen und Beschädigungen aufgrund punktueller Lasten vermieden werden.

Weitere Versuchsszenarien müssten durch die praktische Umsetzung und der damit einhergehenden Identifizierung von Schwachstellen optimiert werden.

# Literaturverzeichnis

- AB3D 2021** AB3D: *3D Druck – Erste Hilfe: Elefantenfuß*, 2021. – URL: <https://www.ab3d.at/3d-druck-erste-hilfe-elefantenfuss/> (2021-11-05)
- Ackert 2013** ACKERT, Shannon: *Commercial Aspects of Aircraft Customization*, 2013. – URL: [http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/commercial\\_aspects\\_of\\_aircraft\\_customization\\_\\_\\_v1.pdf](http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/commercial_aspects_of_aircraft_customization___v1.pdf) (2021-10-25)
- Airbus 2021** AIRBUS S.A.S.: *Aircraft characteristics - Airport and maintenance planning : A340-200/-300*, 2021. – URL: [https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/techdata/aircraft\\_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A340-200-300.pdf](https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/techdata/aircraft_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A340-200-300.pdf) (2021-10-23)
- Bertsche 2009** BERTSCHE, Bernd; GÖHNER, Peter; JENSEN, Uwe; SCHINKÖTHE, Wolfgang; WUNDERLICH, Hans-Joachim: *Zuverlässigkeit mechatronischer Systeme - Grundlagen und Bewertung in frühen Entwicklungsphasen*. 1. Aufl. Berlin : Springer, 2009
- Boxed 2017** BOXED: *Warping and Cracking with closed environment FDM3D printers*, 2017. – URL: <https://www.box3d.eu/warping-cracking-closed-environment-3d-printers/> (2021-11-22)
- Böge 2009** BÖGE, Alfred: *Technische Mechanik : Statik – Dynamik – Fluidmechanik – Festigkeitslehre*. 28.Aufl. Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2009
- Conrad 2008** CONRAD, Klaus-Jörg: *Grundlagen der Konstruktionslehre - Methoden und Beispiele für den Maschinenbau*. 3. Aufl. München : Carl Hanser, 2008
- Conrad 2021** CONRAD: *Ultimaker ABS - M2560 Blue 750 - 206127 Filament ABS 2.85 mm 750 g Blau 1 St.*, 2021. – URL: <https://www.conrad.de/de/p/ultimaker-abs-m2560-blue-750-206127-filament-abs-2-85-mm-750-g-blau-1-st-1528676.html> (2021-12-23)
- Dubbel 2007** GROTE, K.-H.; FELDHUSEN, J.: *Dubbel – Taschenbuch für den Maschinenbau*. 22.Aufl. Berlin : Springer, 2007
- EASA 2007** EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA): *Certification Specifications for Large Aeroplanes – CS-25 Amendment 4*, 2007. – URL: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25\\_Amdt4.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25_Amdt4.pdf) (2021-11-03)

- Eschen 2018** ESCHEN, Henrik; HARNISCH, Martin; SCHÜPPSTUHL, Thorsten: *Flexible and automated production of sandwich panels for aircraft interior*, 2018. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2351978918313209> (2021-09-18)
- Fahlbusch 2016** FAHLBUSCH, Thomas (Hrsg.); LIPPERT, Rene Bastian; LACHMAYER, Roland: *3D-Druck beleuchtet – Additive Manufacturing auf dem Weg in die Anwendung*. 1.Aufl. Berlin : Springer Verlag, 2016
- Fastermann 2014** FASTERMANN, Petra: *3D-Drucken – Wie die generative Fertigungstechnik funktioniert*. 1.Aufl. Berlin : Springer, 2014
- Filament2Print 2019** FILAMENT2PRINT: *The importance of the type of infill in 3D printing*, 2019. – URL: [https://filament2print.com/gb/blog/71\\_importance-infill-3d-printing.html](https://filament2print.com/gb/blog/71_importance-infill-3d-printing.html) (2021-11-02)
- Fraunhofer 2016** FRAUNHOFER IMWS: *Schadenstoleranz von Honeycomb-Sandwich-Strukturen*, 2016. – URL: <https://www.imws.fraunhofer.de/content/dam/imws/de/documents/Kunststoffe/2016%2005%2031%20Projektblatt%20Schadenstoleranz%20von%20Honeycomb-Sandwich-Strukturen.pdf> (2021-10-28)
- Gebhardt 2013** GEBHARDT, Andreas: *Generative Fertigungsverfahren : Additive Manufacturing und 3D Drucken für Prototyping – Tooling – Produktion*. 4.Aufl. München : Carl Hanser, 2013
- Gross 2007** GROSS, DIETMAR; HAUGER, WERNER; SCHRÖDER, JÖRG; WALL, WOLFGANG A.: *Technische Mechanik – Band 2: Elastostatik*. 8.Aufl. Berlin : Springer, 2007
- GUNT 2021** G.U.N.T. GERÄTEBAU GMBH: *SE 112 Montagerahmen*, 2021. – URL: <https://www.gunt.de/de/produkte/montagerahmen/022.11200/se112/glc-t-1:pa-119:pr-1328> (2021-12-14)
- Hagl 2015** HAGL, Richard: *Das 3D-Druck-Kompendium – Leitfaden für Unternehmer, Berater und Innovationstreiber*. 2.Aufl. Wiesbaden : Springer Gabler, 2015
- Harbison 2021** HARBISON, Ian: *Easyjet continues to drive down cost per seat*, 2021. – URL: <https://www.aviationbusinessnews.com/resources/uploads/2019/12/Space-Flex-V2-G1-galley-2-2-600x800.jpg> (2021-09-12)

- Hopmann 2015** HOPMANN, Christian; MICHAELI, Walter: *Einführung in die Kunststoffverarbeitung*. 7.Aufl. München : Carl Hanser Verlag, 2015
- Horst 2014** HORST, Peter; WOLF, Klaus; ROSSOW, Cord-Christian: *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. 1.Aufl. München : Carl Hanser, 2014
- Ingenieurkurse 2021** INGENIEURKURSE: Übersicht – Biegelinie für unterschiedliche Balkenbelastungen, 2021. – URL: <https://www.ingenieurkurse.de/technische-mechanik-elastostatik/balkenbiegung/einachsige-biegung/uebersicht-biegelinie-fuer-unterschiedliche-balkenbelastungen.html> (2021-11-19)
- Just3dp 2016** JUST3DP: *16 typische Probleme beim 3D-Druck und ihre Lösung*, 2016. – URL: <https://www.just3dp.com/blog/post/probleme-beim-3d-druck-und-ihre-loesung/> (2021-10-18)
- Kaierle 2021** KAIERLE, Stefan (Hrsg.); RETTSCHLAG, Katharina; LACHMAYER, Roland: *Konstruktion für die Additive Fertigung 2020*. 1.Aufl. Berlin : Springer Verlag, 2021
- Kantaros 2021** KANTAROS, Antreas; PIROMALIS, Dimitrios: *Employing a Low-Cost Desktop 3D Printer : Challenges, and How to Overcome Them by Tuning Key Process Parameters*, 2021. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/350654750\\_Employing\\_a\\_Low-Cost\\_Desktop\\_3D\\_Printer\\_Challenges\\_and\\_How\\_to\\_Overcome\\_Them\\_by\\_Tuning\\_Key\\_Process\\_Parameters](https://www.researchgate.net/publication/350654750_Employing_a_Low-Cost_Desktop_3D_Printer_Challenges_and_How_to_Overcome_Them_by_Tuning_Key_Process_Parameters) (2021-10-21)
- Klein 2013** KLEIN, Bernd: *Leichtbau-Konstruktion – Berechnungsgrundlagen und Gestaltung*. 10.Aufl. Wiesbaden : Springer Vieweg, 2013
- Krause 2011** KRAUSE, D.; PLAUMANN, B.; GUMPINGER T.; JONAS, H.: *Flexible Positionierung von modularen Kabinenmonumenten durch innovative Anbindungen in Leichtbauweise*, 2011. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/269761838\\_Flexible\\_Positionierung\\_von\\_modularen\\_Kabinenmonumenten\\_durch\\_innovative\\_Anbindungen\\_in\\_Leichtbauweise](https://www.researchgate.net/publication/269761838_Flexible_Positionierung_von_modularen_Kabinenmonumenten_durch_innovative_Anbindungen_in_Leichtbauweise) (2021-09-05)
- Krause 2016** KRAUSE, Dieter; SEEMANN, Ralf; OLTSMANN, Jan; RASMUSSEN, Olaf: *Produktvalidierung von Leichtbaustrukturen für die Flugzeugkabine*, 2016. – URL: <https://www.dgfr.de/publikationen/2016/420019.pdf> (2021-11-15)
- Kundu 2010** KUNDU, Ajoy Kumar: *Aircraft Design*. 1.Aufl. New York : Cambridge University Press, 2010

- Lampen 2014** LAMPEN, P.: *Stationary Dynamic Testing for Designing Aircraft Cabin Interior Monuments*, 2014. DFG Workshop Multiaxial Testing and Simulation [PowerPoint Präsentation]
- Lengsfeld 2015** LENGSELD, Hauke; WOLFF-FABRIS, Felipe; KRÄMER, Johannes; LACALLE, Javier; ALTSTÄDT, Volker: *Faserverbundwerkstoffe – Prepregs und ihre Verarbeitung*. München : Carl Hanser Verlag, 2015
- Lindemann 2009** LINDEMANN, Udo: *Methodische Entwicklung technischer Produkte : Methoden flexibel und situationsgerecht anwenden*. 3. Aufl. Berlin : Springer, 2009
- Loong 2015** LOONG, Michael: *Essentials of Airplane Maintenance*. 1. Aufl. BookSurge LLC, 2005
- Markforged 2021** MARKFORGED: *3D Printing Settings Impacting Part Strength*, 2021. – URL: <https://markforged.com/resources/learn/design-for-additive-manufacturing-plastics-composites/understanding-3d-printing-strength/3d-printing-settings-impacting-part-strength> (2021-11-12)
- Movement24 2021** MOVEMENT24: *Prozessevaluation*, 2021. – URL: <https://www.movement24.de/beratung/evaluation/prozessevaluation/> (2021-12-03)
- Neitzel 2014** NEITZEL, Manfred; MITSCHANG, Peter; BREUER, Ulf: *Handbuch Verbundwerkstoffe – Werkstoffe, Verarbeitung, Anwendung*. München : Carl Hanser Verlag, 2014
- Pflug 2001** PFLUG, Jochen; VERPOEST, Ignaas; BRATFISCH, Philipp; VANDEPITTE, Dirk: *Kontinuierliche Herstellung von Kernmaterialien für Sandwichbauteile im Automobilbau*, 2001. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/291146316\\_Kontinuierliche\\_Herstellung\\_von\\_Kernmaterialien\\_fur\\_Sandwichbauteile\\_im\\_Automobilbau](https://www.researchgate.net/publication/291146316_Kontinuierliche_Herstellung_von_Kernmaterialien_fur_Sandwichbauteile_im_Automobilbau) (2021-11-06)
- Pompei 1992** POMPEI, Arturo; OLDERSHAW, Alan C.; BALLARD, Albert S.; ELTING, Bruce S.: *Aircraft Cabin System for Selectively Locating Interior Units – US 5083727*, 1992. – URL: <https://patents.google.com/patent/US5083727?q=5083727> (2021-10-17)
- Prusa3D 2021** PRUSA3D: *Stringing and oozing*, 2021. – URL: [https://help.prusa3d.com/en/article/stringing-and-oozing\\_1805](https://help.prusa3d.com/en/article/stringing-and-oozing_1805) (2021-09-10)

- Prusament 2021** PRUSAMENT: *Technisches Datenblatt - Prusament PETG von Prusa Polymers*, 2021. – URL:  
[https://prusament.com/media/2020/01/PETG\\_TechSheet\\_GER.pdf](https://prusament.com/media/2020/01/PETG_TechSheet_GER.pdf)  
(2021-10-23)
- Rasmussen 2013** RASMUSSEN, O.; PLAUMANN, B.; KRAUSE, D.: *Untersuchung von Einflussfaktoren auf die Systemgrenzengestaltung bei dynamischen Versuchen*. In: WARTZACK, Sandro (Hrsg.), *Design for X – Beiträge zum 24. DfX-Symposium September 2013*. 1.Aufl. Hamburg : TuTech Verlag, 2013
- Rossow 2014** HORST, Peter (Hrsg.); WOLF, Klaus; ROSSOW, Cord-Christian: *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. 1.Aufl. München : Carl Hanser Verlag, 2014
- RTCA 2004** RTCA INCORPORATED: *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment – RTCA DO-160E*. Washington : RTCA Incorporated, 2004
- Schäuffele 2010** SCHÄUFFELE, Jörg; ZURAWKA, Thomas: *Automotive Software Engineering – Grundlagen, Prozesse, Methoden und Werkzeuge effizient einsetzen*. 4.Aufl. Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2010
- Schliwa 2013** SCHLIWA, Ralf: *Konfektionierbare Monumente – EP 2 411 273 B1*, 2013. – URL:  
<https://patentimages.storage.googleapis.com/fe/76/29/e985b0aa2a844d/EP2411273B1.pdf> (2021-11-03)
- Schmidt 2000** SCHMIDT, G. H. Eberhard: *Handbuch Airlinemanagement*. 1.Aufl. München : Oldenbourg Wissenschaftsverlag, 2000
- Schürmann 2007** SCHÜRMAN, Helmut: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. 2. Aufl. Berlin : Springer, 2007
- Scopigno 2017** SCOPIGNO, R.; CIGNONI, P.; PIETRONI, N.; CALLIERI, M.; DELLEPIANE, M.: *Digital Fabrication Techniques for Cultural Heritage: A Survey*, 2017. – URL:  
<http://vcg.isti.cnr.it/Publications/2017/SCPCD17/DigitalFabricationForC>  
H.pdf (2021-11-11)
- Sculpteo 2021** SCULPTEO: *The State of 3D Printing – 2021 Edition*, 2021. – URL:  
<https://www.sculpteo.com/de/ebooks/state-of-3d-printing-report-2021/>  
(2021-10-26)

- Seemann 2014** SEEMANN, R.; PLAUMANN, B.; OLTMANN, J.; KRAUSE, D.: *FE-Modelling Guidelines for the Dimensioning of Aircraft Cabin Interior under stationary dynamic loads*, 2014. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/265785805\\_FE-Modelling\\_Guidelines\\_for\\_the\\_Dimensioning\\_of\\_Aircraft\\_Cabin\\_Interior\\_under\\_Stationary\\_Dynamic\\_Loads](https://www.researchgate.net/publication/265785805_FE-Modelling_Guidelines_for_the_Dimensioning_of_Aircraft_Cabin_Interior_under_Stationary_Dynamic_Loads) (2021-11-01)
- Simplify3d 2021** SIMPLIFY3D: *Rafts, Skirts and Brims!*, 2021. – URL: <https://www.simplify3d.com/support/articles/rafts-skirts-and-brims/> (2021-10-13)
- Tiid 2005** TIID, Leo; LEHMANN, Lars; HOFFMANN, Thomas: *Galley-Halterung – DE102004012262A1*, 2005. – URL: <https://patents.google.com/patent/DE102004012262A1/fr> (2021-11-20)
- TUHH 2012** TECHNISCHE UNIVERSITÄT HAMBURG (TUHH): *TU Hamburg: Einweihung einer weltweit einzigartigen Prüfanlage für Faserverbundwerkstoffe - Flugzeuge, Windkraftanlagen und Autos effizienter machen*, 2012. – URL: [https://intranet.tuhh.de/aktuell/pressemitteilung\\_einzeln.php?Lang=en&id=8257](https://intranet.tuhh.de/aktuell/pressemitteilung_einzeln.php?Lang=en&id=8257) (2021-11-02)
- Uhlenbrock 2013** UHLENBROCK, Roger; SCHUGT, Michael; TYBEL, Michael: *Absicherung elektrischer Antriebskomponenten in (H)EVs – Testlücke mit Power-HiL schließen*, 2013. – URL: <https://www.all-electronics.de/elektronik-entwicklung/absicherung-elektrischer-antriebskomponenten-in-hevs.html> (2021-10-14)
- VDI 1993** VDI-GESELLSCHAFT ENTWICKLUNG KONSTRUKTION VERTRIEB (Hrsg.): *VDI-Richtlinie 2221 – Methodik zum Entwickeln und Konstruieren technischer Systeme und Produkte*. Düsseldorf : Beuth, 1993
- Wiedemann 2007** WIEDEMANN, Johannes: *Leichtbau : Elemente und Konstruktion*. 3. Aufl. Berlin : Springer, 2007
- Wohlgemuth 2013** WOHLGEMUTH, Martin; SPIELBERGER, Patrick; SEEMANN, Ralf: *Notwendigkeit von detaillierten FE-Modellen zur Effizienzsteigerung der Produktion von Flugzeugküchen*. In: WARTZACK, Sandro (Hrsg.), *Design for X – Beiträge zum 24. DfX-Symposium September 2013*. 1.Aufl. Hamburg : TuTech Verlag, 2013
- Wolf 2007** WOLF, Joachim (Hrsg.); WALTER, Achim; KONRADT, Udo; KLAPPER, Daniel; ALBERS, Sönke: *Methodik der empirischen Forschung*. 2.Aufl. Wiesbaden : Gabler, 2007
- Zenkert 1997** ZENKERT, Dan: *The Handbook of Sandwich Construction*. Cradley Heath : EMAS, 1997

## Anhang A: Berechnung der Lastvielfache zur Krafteinleitung

Kraft F ermittelt nach (1) für den Demonstrator mit  $m = 0,62 \text{ Kg}$  und  $g = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ :

$$\text{Mit } n = 1 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 1 = 6,08 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 2 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 2 = 12,16 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 3 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 3 = 18,25 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 4 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 4 = 24,33 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 5 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 5 = 30,41 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 6 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 6 = 36,49 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 7 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 7 = 42,58 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 8 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 8 = 48,66 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 9 \quad F = 0,62 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 9 = 54,74 \text{ N}$$

Kraft F ermittelt nach (1) für die Bordküche mit  $m = 214,1 \text{ Kg}$  und  $g = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ :

$$\text{Mit } n = 1 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 1 = 2100,32 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 2 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 2 = 4200,64 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 3 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 3 = 6300,96 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 4 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 4 = 8401,28 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 5 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 5 = 10501,61 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 6 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 6 = 12601,93 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 7 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 7 = 14702,25 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 8 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 8 = 16802,57 \text{ N}$$

$$\text{Mit } n = 9 \quad F = 214,1 \text{ Kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 9 = 18902,89 \text{ N}$$

## Anhang B: Auswertung des ersten 3D-Druckvorgangs



Abbildung 70: Glasfragmente auf der Rückenfläche des Demonstrators

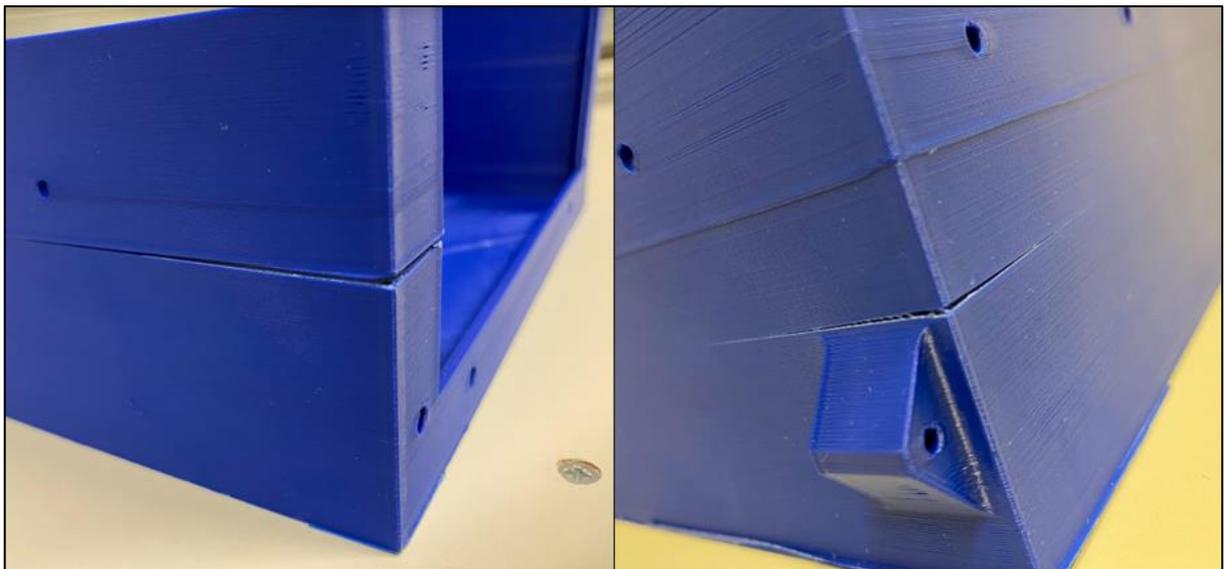
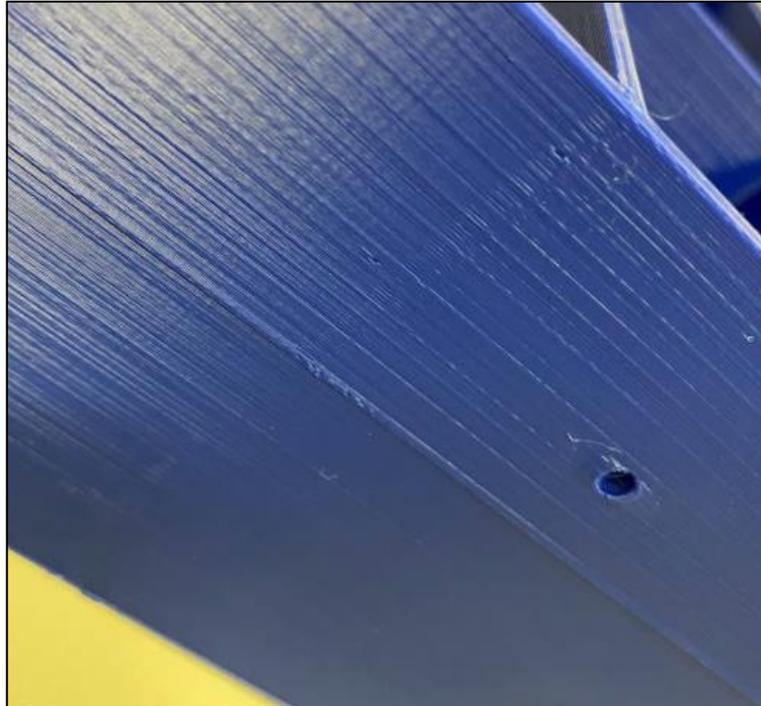


Abbildung 71: Risse in den Schichten des 3D-Druckbauteils

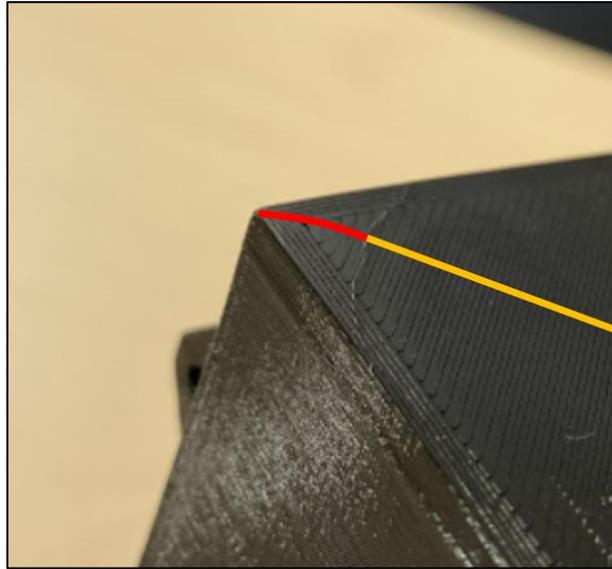


**Abbildung 72:** Verschiebung einer Druckschicht

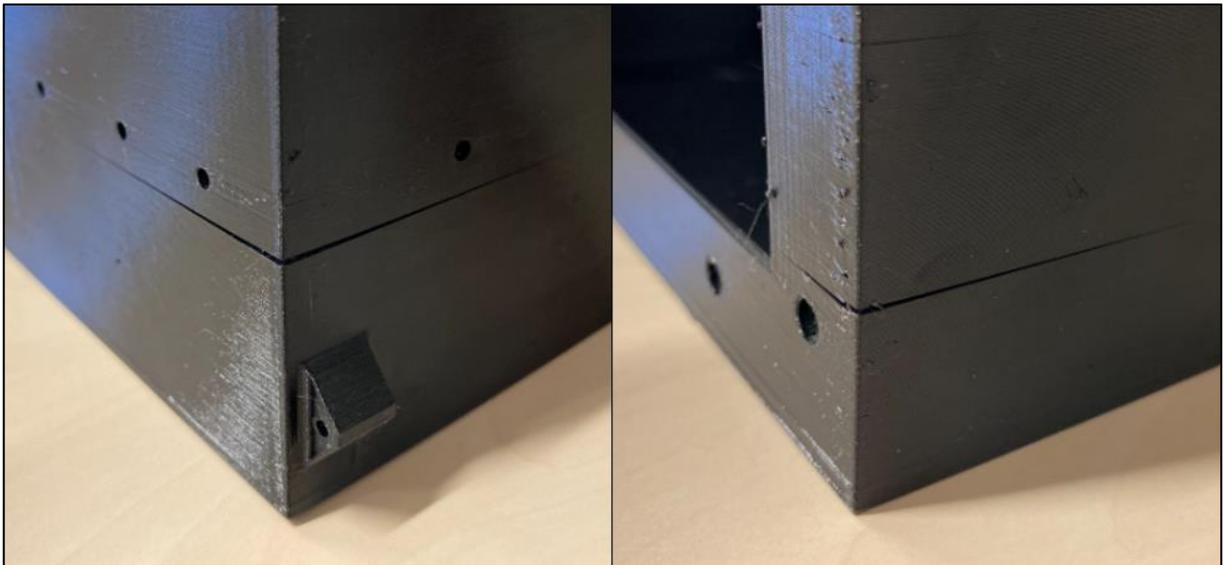


**Abbildung 73:** Fehlende Passgenauigkeit des Druckelementes

## Anhang C: Auswertung des zweiten 3D-Druckvorgangs

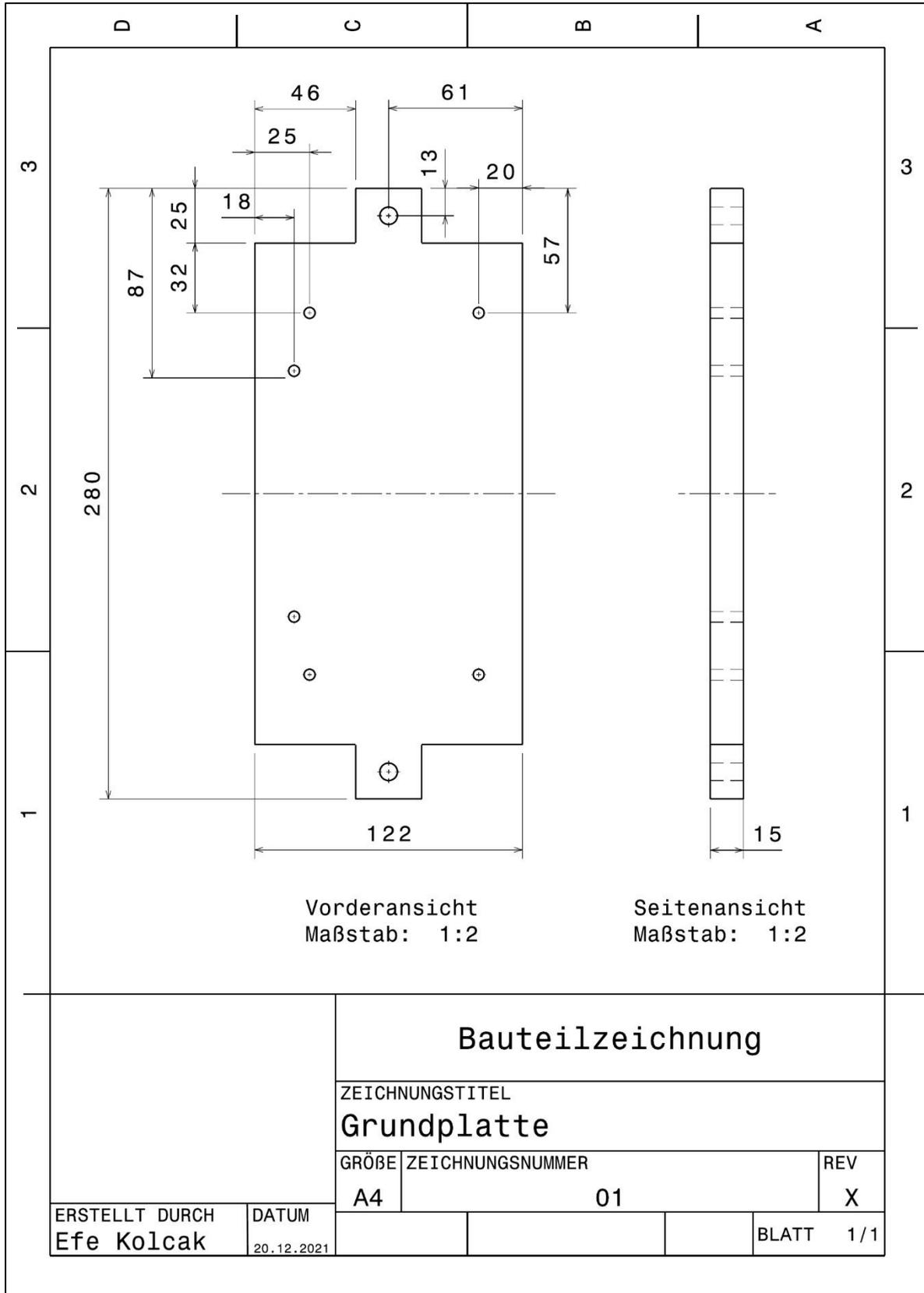


**Abbildung 74:** Gekrümmter Flächenabschnitt (rot) aufgrund von Materialverzug



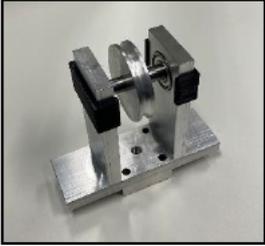
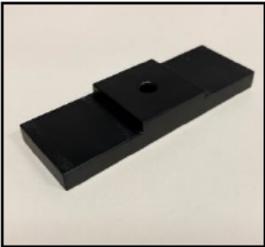
**Abbildung 75:** Risse zwischen den Druckschichten aufgrund von Materialverzug

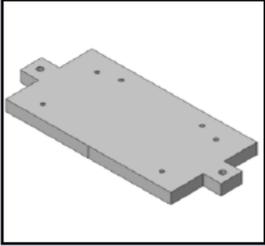
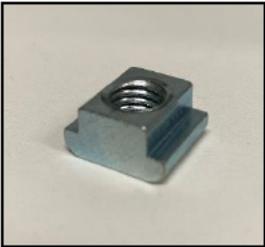
# Anhang D: Technische Zeichnung der Grundplatte



## Anhang E: Verwendete Materialien

Nr.	Bezeichnung	Anzahl	Abbildung
1	Montagerahmen GUNT SE112	1	 [GUNT 2021]
2	Gewichtsanhänger (Eigengewicht 1 Newton)	3	
3	Gewicht (20 Newton)	4	
4	Gewicht (10 Newton)	1	
5	Gewicht (5 Newton)	2	

6	Umlenkrolle mit Lager	4	
7	Verschraubbarer Klemmhebel (M8x50)	4	
8	Einspannelement	8	
9	Magnetstativ	3	
10	Messuhr (Messbereich: 20 mm; Teilung: 0,01 mm)	3	
11	Aluminiumprofil (500 mm x 40 mm)	2	

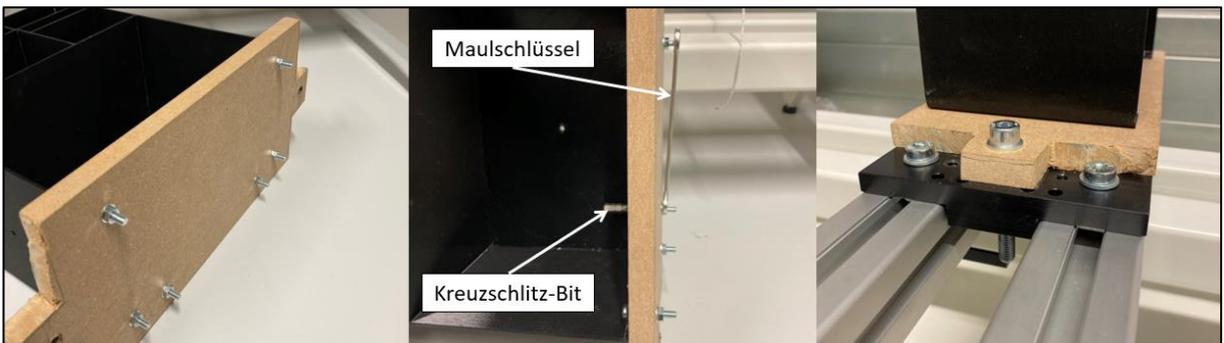
12	Führungsschienen mit Sternschrauben	1	
13	Holz-Grundplatte	1	
14	Gewindeeinsatz	6	
15	Schnur	Nach Bedarf	-
16	Zylinderschraube (M8x60)	4	-
17	Zylinderschraube (M8x22)	4	-
18	Kreuzschlitzschrauben (M4x25)	6	-
19	Mutter (M4)	6	-
20	Unterlegscheibe (Ø 8,4)	12	-
21	Unterlegscheibe (Ø 5,3)	16	-
22	Unterlegscheibe (Ø 4,3)	12	-

# Anhang F: Aufbau des Versuchsstandes

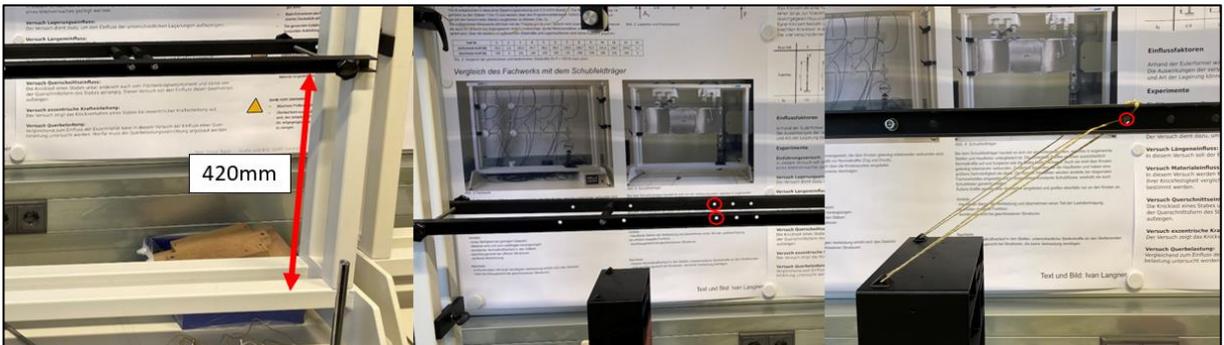
## 1. Vorbereitung der Anbindung



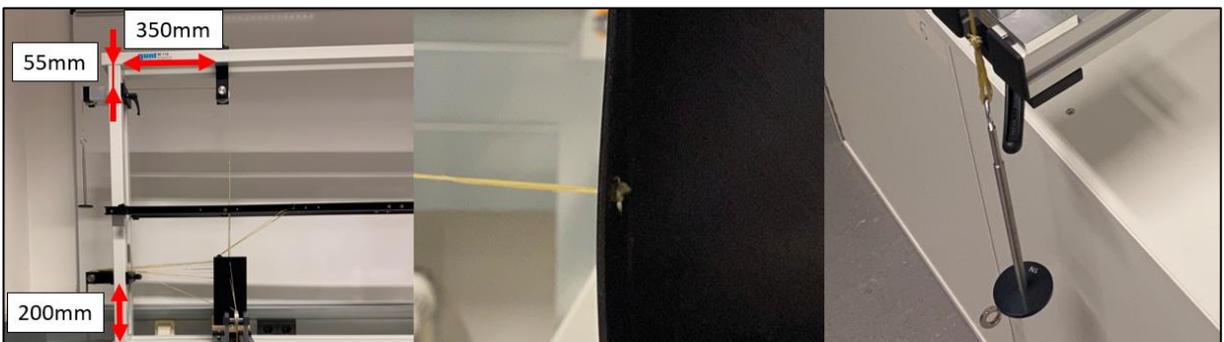
## 2. Untere Anbindung des Demonstrators



## 3. Obere Anbindung des Demonstrators



## 4. Vorbereitung zur Kräfteinleitung

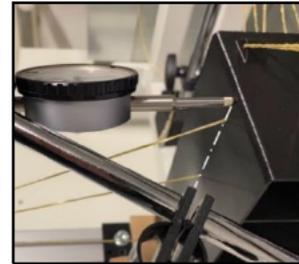
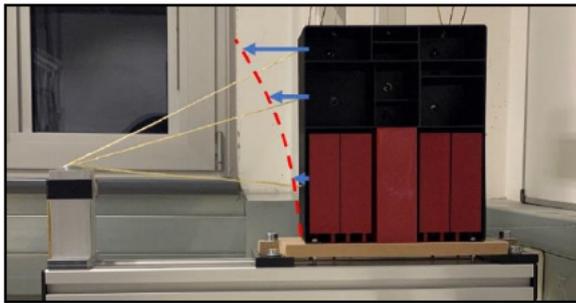


## Anhang G:      **Arbeitszettel zur Versuchsdurchführung**

### Versuch – Biegebelastung eines Bordküchen-Demonstrators

In diesem Versuch soll der Demonstrator quasistatisch belastet werden und die auftretenden Verformungen messen zu können. Diese werden im nächsten Schritt mit handschriftlich ermittelten Verformungswerten verglichen. Der Vergleich soll auf Plausibilität hin untersucht werden und eventuelle Erklärungen zur Abweichung getroffen werden.

#### Versuchsaufbau:

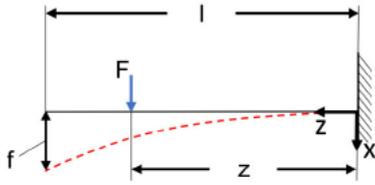


#### Versuchsdurchführung:

- Positionierung der Messuhr (siehe obere Abbildung)
- Tarierung der Messuhr durch Drehung des Außenrandes
- Gewichte in Schritten von 20 Newton aufsetzen
- Bei jeder Gewichtserhöhung Messwerte  $f_m$  ablesen und in Folgende Tabelle notieren

#### Versuchsauswertung:

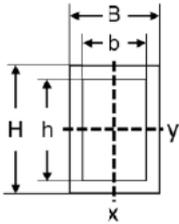
Kraft [N]	$f_m$ [mm]	$f_{b,ges}$ [mm]	Abweichung [%]
20			
40			
60			
80			
100			

Ansatz zur Verformungsberechnung:

$$f(l) = \frac{F}{6 \cdot E \cdot I_y} \cdot (3 \cdot (z)^2 \cdot l - (z)^3)$$

$$z_1 = 58,75 \text{ mm}; z_2 = 152,35 \text{ mm};$$

$$z_3 = 203,5 \text{ mm}$$

Berechnung des axialen Flächenträgheitsmomentes  $I_y$ :

$$I_y = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{12}$$

Mit:  $H = 187 \text{ mm}; B = 105,6 \text{ mm}; h = 185 \text{ mm}; b = 103,6 \text{ mm}$

Berechnung der Verformungen in Form von Durchbiegung:

20 Newton	$z_1$	$z_2$	$z_3$	$\Sigma f_{b,ges}$
$f_b$				

40 Newton	$z_1$	$z_2$	$z_3$	$\Sigma f_{b,ges}$
$f_b$				

60 Newton	$z_1$	$z_2$	$z_3$	$\Sigma f_{b,ges}$
$f_b$				

80 Newton	$z_1$	$z_2$	$z_3$	$\Sigma f_{b,ges}$
$f_b$				

100 Newton	$z_1$	$z_2$	$z_3$	$\Sigma f_{b,ges}$
$f_b$				

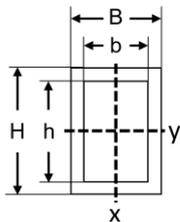
Berechnung der prozentualen Abweichung:

$$\text{Abweichung [\%]} = \left( \frac{f_g - f_b}{f_g} \right)$$

## Anhang H: Berechnung der Verformungen

Zur Berechnung der Gesamtverformung werden drei Einzelverformungen berechnet, die im Anschluss überlagert werden. Dies muss für alle Kraftgrößen des Versuches durchgeführt werden.

Hierzu wird das axiale Flächenträgheitsmoment  $I_y$  berechnet [Nach Böge 2009]:



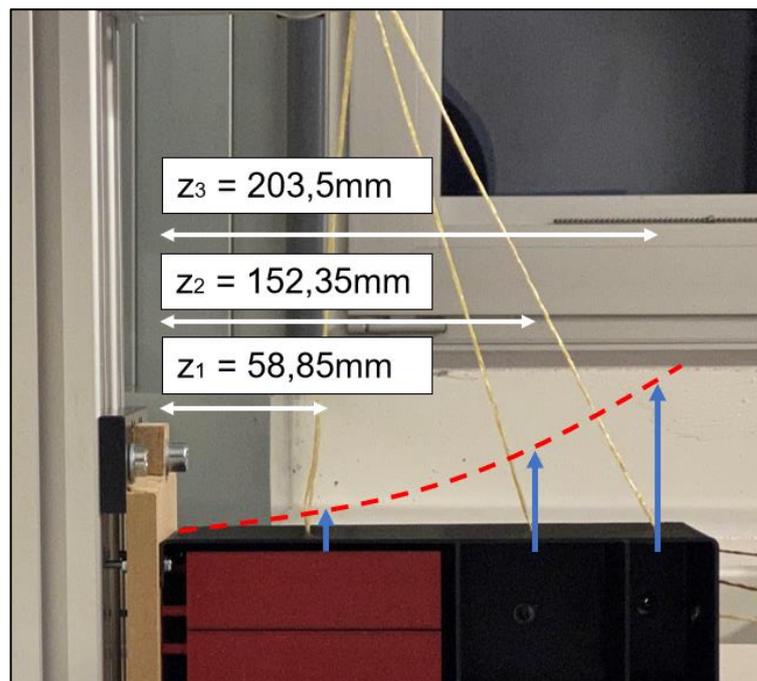
$$I_y = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{12} \quad (3)$$

Mit  $H = 187\text{mm}$ ;  $B = 105,6\text{mm}$ ;  $h = 185\text{mm}$ ;  $b = 103,6\text{mm}$ :

$$I_y = \frac{187 \text{ mm} \cdot (105,6 \text{ mm})^3 - 185 \text{ mm} \cdot (103,6 \text{ mm})^3}{12}$$

$$I_y = 2598610,3 \text{ mm}^4$$

Mit den Abständen zu den Krafteinleitungspunkten:



**Abbildung 76:** Angabe der Abstände zu den Krafteinleitungspunkten

Die Durchbiegung wird im Folgenden nach (2) berechnet. Dabei muss die Belastung aufgrund der Aufteilung auf drei Kräfteinleitungspunkte durch dreigeteilt werden.

Mit  $l = 222,2 \text{ mm}$ ;  $E_{\text{PETG}} = 1500 \text{ MPa}$  [Prusament 2021];  $I_y = 1208352,069 \text{ mm}^4$ :

$$\begin{aligned} \text{Mit } F &= 20/3 \text{ N:} & f_1(z_1 = 58,85 \text{ mm}) &= 0,0006 \text{ mm} \\ \text{(Gewicht 20 N)} & & f_2(z_2 = 152,35 \text{ mm}) &= 0,0034 \text{ mm} \\ & & f_3(z_3 = 203,5 \text{ mm}) &= 0,0055 \text{ mm} \\ & & f_{\text{ges},20\text{N}} &= f_1 + f_2 + f_3 = 0,0095 \text{ mm} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Mit } F &= 40/3 \text{ N:} & f_1(z_1 = 58,85 \text{ mm}) &= 0,0012 \text{ mm} \\ \text{(Gewicht 40 N)} & & f_2(z_2 = 152,35 \text{ mm}) &= 0,0068 \text{ mm} \\ & & f_3(z_3 = 203,5 \text{ mm}) &= 0,0109 \text{ mm} \\ & & f_{\text{ges},40\text{N}} &= f_1 + f_2 + f_3 = 0,0189 \text{ mm} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Mit } F &= 60/3 \text{ N:} & f_1(z_1 = 58,85 \text{ mm}) &= 0,0018 \text{ mm} \\ \text{(Gewicht 60 N)} & & f_2(z_2 = 152,35 \text{ mm}) &= 0,0102 \text{ mm} \\ & & f_3(z_3 = 203,5 \text{ mm}) &= 0,0164 \text{ mm} \\ & & f_{\text{ges},60\text{N}} &= f_1 + f_2 + f_3 = 0,0284 \text{ mm} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Mit } F &= 80/3 \text{ N:} & f_1(z_1 = 58,85 \text{ mm}) &= 0,0024 \text{ mm} \\ \text{(Gewicht 80 N)} & & f_2(z_2 = 152,35 \text{ mm}) &= 0,0136 \text{ mm} \\ & & f_3(z_3 = 203,5 \text{ mm}) &= 0,0219 \text{ mm} \\ & & f_{\text{ges},80\text{N}} &= f_1 + f_2 + f_3 = 0,0379 \text{ mm} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Mit } F &= 100/3 \text{ N:} & f_1(z_1 = 58,85 \text{ mm}) &= 0,003 \text{ mm} \\ \text{(Gewicht 100 N)} & & f_2(z_2 = 152,35 \text{ mm}) &= 0,017 \text{ mm} \\ & & f_3(z_3 = 203,5 \text{ mm}) &= 0,0273 \text{ mm} \\ & & f_{\text{ges},100\text{N}} &= f_1 + f_2 + f_3 = 0,0473 \text{ mm} \end{aligned}$$

## Anhang I: Darstellung der zweiten Messung

**Tabelle 8:** Messwerte und Berechnungsergebnisse aus der zweiten Messung

Kraft [N]	$f_m$ [mm]	$f_b$ [mm]	Abweichung [%]	$f_m/f_b$ [-]
20	0,22	0,0095	95,70	0,043
40	0,58	0,0189	96,73	0,033
60	0,91	0,0284	96,88	0,031
80	1,22	0,0379	96,90	0,031
100	1,52	0,0473	96,89	0,031

Mit dem Proportionalitäts-/Korrekturfaktor = 0,034:

**Tabelle 9:** Korrigierte Messwerte aus der zweiten Messung

Kraft [N]	$f_{m,k}$ [mm]	$f_b$ [mm]	Abweichung [%]
20	0,007	0,0095	21,42
40	0,020	0,0189	3,46
60	0,031	0,0284	7,70
80	0,041	0,0379	8,20
100	0,051	0,0473	7,90



## Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Abschlussarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Abschlussarbeit „– bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit (§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI) – ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen.“

Quelle: § 18 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Abschlussarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als letztes Blatt in das Prüfungsexemplar der Abschlussarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

### Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name: Kolcak

Vorname: Efe

dass ich die vorliegende Masterarbeit bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

Entwurf, Fertigung und Aufbau sowie Erprobung eines Demonstrators für Kabinenmodule/-monumente im Flugzeugbau

ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

*- die folgende Aussage ist bei Gruppenarbeiten auszufüllen und entfällt bei Einzelarbeiten -*

Die Kennzeichnung der von mir erstellten und verantworteten Teile der -bitte auswählen- ist erfolgt durch:

Hamburg

Ort

01.01.2022

Datum

  
Unterschrift im Original