



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

FEM Analyse und Validierung von Leichtbaukonstruktionen anhand eines Interiorteststandes

Sönke Burger

28. Februar, 2012

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Lufthansa Technik AG
VIP & Executive Jet Solutions
Weg beim Jäger 193
22335 Hamburg

Verfasser: Sönke Burger
Abgabedatum: 28.02.2012

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast
2. Prüfer: Dipl.-Ing. Tobias Knobloch

Industrielle Betreuung: Dipl.-Ing. Tobias Knobloch

Anmerkung zur Veröffentlichung

Um diese Arbeit veröffentlichen zu können, wurden einzeln Werte mit einem "x" oder mehreren "x" unkenntlich gemacht. Außerdem sind einige Bilder, die dem geistigen Eigentum der Luft-hansa Technik gehören, aus dieser Arbeit entfernt worden. An die Stelle dieser Bilder wurde ein Platzhalter eingefügt.

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Bachelorarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig 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.

Datum Unterschrift Student

Abstrakt

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Festigkeitsanalyse von Leichtbaukonstruktionen und deren Auswertung. Außerdem soll die Vergleichbarkeit zwischen FEM Rechnungen und realem Verhalten von Sandwichstrukturen analysiert werden.

Für die Durchführung von Full Scale Tests (Tests im Maßstab 1:1) von Möbeln aus Sandwichpaneelen wird zunächst ein Teststand untersucht und auf diese Tests ausgelegt. Es wird anhand eines FEM Schalenmodells geprüft, ob der Teststand eine spezifizierte Last aufnehmen kann und dargestellt, welche konstruktiven Verbesserungen auf Grund der Analyse vorzunehmen sind. Darüber hinaus wird die für die Tests verwendete Messtechnik vorgestellt und beschrieben. Unter Verwendung des erstellten und geprüften FEM Schalenmodells des Teststandes wird ein Vergleich zwischen einer FEM Berechnung und einem realen Test durchgeführt. Dabei wird ein realer Möbelzugtest und seine Messergebnisse mit den Ergebnissen der FEM Berechnung des selben Möbels auf dem Teststandmodell verglichen. Die daraus gewonnenen Erkenntnisse können zur Verifizierung der Modellierungsmethodik für FEM Modelle, die im Bereich der Möbelkonstruktion bei Lufthansa Technik verwendet werden, genutzt werden. Außerdem kann mit Hilfe der Ergebnisse eine Aussage darüber getroffen werden, in wieweit der Teststand in seiner Modellierung korrekt ist und für eine Simulation eines Full Scale Tests in der FEM genutzt werden kann.

Für die Untersuchung von Klebenähten an Sandwichpaneelen, werden Versuchsproben aus einfachen Geometrien gefertigt und in einem Versuch mit Gewichten belastet. Vor dem Versuch werden die Versuchsproben genau definiert und in einer Vorauslegung berechnet, um einen zerstörungsfreien Versuch zu gewährleisten. Bei der Analyse dieser Versuchsproben wird vordergründig die Verformung untersucht. Die im Versuch genutzten Versuchsproben werden als FEM Modell modelliert und mit den im Versuch genutzten Lasten berechnet. Der anschließende Vergleich der Ergebnisse miteinander zeigt auf, in welcher Qualität die FEM Berechnungen das reale Verhalten der Versuchsproben wiedergeben. In einer zusätzlichen Auswertung wird eine Aussage darüber getroffen, ob die in der FEM berechneten Kräfte entlang einer Klebnaht mit den Verhalten der Versuchsproben übereinstimmen, oder ob eine definierte Abweichung zu erkennen ist.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	viii
Tabellenverzeichnis	x
Symbolverzeichnis	xi
Abkürzungsverzeichnis	xiii
1 Vorwort und Aufgabenstellung	1
1.1 Lufthansa Technik AG	1
1.2 Aufgabenstellung und Problematik	1
2 Grundlagen und Vorbetrachtung	3
2.1 Die Finite Elemente Methode	3
2.2 Teststand - Allgemein	4
2.3 Sandwichkonstruktionen und deren struktureller Aufbau	4
3 Teststand	6
3.1 Aufbau und Auslegung	6
3.1.1 Anforderungen an den Teststand und deren Umsetzung	6
3.1.2 Festigkeitsberechnung des Teststandes	7
3.1.3 Auswertung der Festigkeitsberechnung	12
3.1.4 Konstruktive Konsequenzen aus der Festigkeitsauswertung	18
3.2 Messtechnik	19
3.2.1 Anforderungen an die Messtechnik	19
3.2.2 Verwendete Messtechnik	19
4 Vergleich zwischen Full Scale Test und FEM Berechnung	21
4.1 Aufbau des Versuchsmöbels	21
4.2 Zugtest und Aufbau am Teststand	21
4.3 FEM Simulation	23
4.3.1 Aufbau des Teststandmodells	23
4.3.2 Unterschiede zwischen FEM Modell und realem Test	25
4.4 Auswertung und Vergleich des Versuches	26
4.4.1 Messdaten	26
4.4.2 Vergleich der Messdaten	27
4.5 Diskussion der Ergebnisse	29
4.6 Versagensauswertung	30
5 Versuchsdurchführung und Analyse von trivialen Leichtbaukonstruktionen	32
5.1 Ziel und Hintergrund des Versuches	32
5.2 Versuchsaufbau	33
5.3 Aufbau der Versuchsproben	33
5.3.1 Auf Biegung beanspruchtes L-Profil (Versuchsprobe 1)	33

5.3.2	Auf Torsion beanspruchtes L-Profil (Versuchsprobe 2)	34
5.3.3	Dezentral belastete Korpuseckverbindung (Versuchsprobe 3)	35
5.3.4	T-Verbindung (Versuchsprobe 4)	35
5.4	Vorbetrachtung	36
5.4.1	Auf Biegung beanspruchtes L-Profil	36
5.4.2	Auf Torsion beanspruchtes L-Profil	37
5.4.3	Dezentral belastete Korpuseckverbindung	39
5.4.4	T-Verbindung	40
5.5	Modellierung der Versuchsproben in der FEM	42
5.5.1	Allgemeine Modellierungsmethode der Versuchsproben	42
5.5.2	Modellierung der einzelnen Versuchsproben	43
5.5.3	Materialdefinition der Versuchsproben innerhalb der FEM	45
5.6	Versuchsdurchführung	49
5.6.1	Versuch 1 (L-Profil auf Biegung)	49
5.6.2	Versuch 2 (L-Profil auf Torsion)	50
5.6.3	Versuch 3 (Korpuseckverbindung)	51
5.6.4	Versuch 4 (T-Verbindung)	52
5.7	Auswertung und Analyse	53
5.7.1	Vergleich der Biegelinien	53
5.7.2	Vergleich der einzelnen Messpunkte	57
5.7.3	Auswertung der Klebenähte	61
5.7.4	Zusammenfassung der Versuchsergebnisse	64
6	Fazit	65
6.1	Ergebnisse	65
6.2	Ausblick	66
A	Appendix A	68
B	Appendix B	71
C	Appendix C	83
D	Appendix D	85
E	Appendix E	96
F	Appendix F	107

Abbildungsverzeichnis

2.1	Realer und schematischer Aufbau eines Sandwichpanels	4
2.2	Aufbau eines Sandwichkerns	5
3.1	Sitzschienenanbindung über Lower Attachments	7
3.2	Anbindung des Upper Attachments	7
3.3	CAD Modell des Teststandes	7
3.4	Schweißnahtdarstellung im CAD Modell	9
3.5	Schweißnahtdarstellung im FEM Modell	9
3.6	Bohrlöcher für eine Schraubenverbindung im CAD-Modell	10
3.7	FEM Modellierung von Schraubenverbindungen	10
3.8	Lasteinleitung in den Teststand	11
3.9	von Mises Vergleichsspannungen für den Lastfall 2 des Teststandmodells	13
3.10	Auswertung der von Mises Spannungen in der Zylinderanbindung im 3D Modell	13
3.11	Auswertung der von Mises Spannungen in der Bodenbindung im 3D Modell	14
3.12	Auswertung der von Mises Spannungen in der Versteifung im 3D Modell	14
3.13	Auswertung der von Mises Spannungen in der Stützstrebenanbindung im 3D Modell	15
3.14	Schematischer Lösungsansatz einer Bügelkonstruktion	18
3.15	Präzisions-Miniatur-Kraftsensor, Typ 8431	20
3.16	Potentiometrischer Wegtaster, Typ 8712	20
3.17	USB Sensor Interface, Typ 9205	20
4.1	Schematische Darstellung des Versuchsmöbels	21
4.2	Modifizierte Anbindung des Versuchsmöbels an den Teststand	22
4.3	Lastgeschirr und Sensorik am Versuchsmöbel	23
4.4	Verformung des Teststandes bei einer Belastung von $6.1kN$	24
4.5	Lasteinleitung in Türen	24
4.6	Kompletter Aufbau des FEM Teststandes	25
4.7	Upper und Lower Attachments dargestellt im FEM Modell	25
4.8	Verformung der Möbel und des Teststandes	26
4.9	Vergleich der gemessenen Verformung	28
4.10	Vergleich der gemessenen Dehnung (horizontal)	28
4.11	Vergleich der gemessenen Dehnung (vertikal)	29
4.12	Graphische Darstellung der überlasteten Klebnaht	30
4.13	von Mises Vergleichsspannungen in den Deckschichten	31
5.1	Aufbau einer Klebnaht in der FEM und in Realität	32
5.2	CAD-Modell des Versuchsaufbaus für die Versuchsproben	33
5.3	Versuchsprobe 1 mit schematisch wirkender Kraft	34
5.4	CAD-Modell der zweiten Versuchsprobe mit schematisch wirkender Kraft	34
5.5	CAD-Modell der dritten Versuchsprobe mit schematisch wirkender Kraft	35
5.6	CAD-Modell der vierten Versuchsprobe mit schematisch wirkenden Kräften	35
5.7	Resultierende Kraftverteilung im Querschnitt der Versuchsprobe	36
5.8	Erwartete Verformung der Versuchsprobe	36
5.9	Angenommene Kraftverteilung in der Klebnaht	38
5.10	Angriffspunkt der resultierenden Kraft	38

5.11	Einspannung und vereinfachte Auflagerreaktionen der T-Verbindung	41
5.12	Mittelflächenmodell mit Messpunktskizze	42
5.13	FEM Modell der Versuchsprobe 1	44
5.14	FEM Modell der Versuchsprobe 2	44
5.15	FEM Modell der Versuchsprobe 3	45
5.16	FEM Modell der Versuchsprobe 4	45
5.17	Schematischer Lagenaufbau der verwendeten Holzverstärkung	46
5.18	Vergleich der Verformungen bei Verwendung von unterschiedlichen Schubmodulen	48
5.19	Versuchsdurchführung mit der ersten Versuchsprobe	49
5.20	Versagesbild des auf Biegung beanspruchten L-Profiles	50
5.21	Versuchsaufbau von Versuchs 2	50
5.22	Winkelberechnung aus den Versuchsdaten	51
5.23	Versagensanzeichen der zweiten Versuchsprobe	51
5.24	Versuchsaufbau für die Korpuseckverbindung	52
5.25	Maximale Belastung und Verformung	52
5.26	T-Verbindung - Versuchsaufbau und Messung	52
5.27	Maximale Belastung und Verformung der T-Verbindung	53
5.28	Vergleich der Biegelinien der ersten Versuchsprobe	54
5.29	Vergleich der Biegelinien der Korpuseckverbindung	54
5.30	Vergleich der Biegelinien der T-Verbindung	54
5.31	Vergleich der Biegelinien des auf Torsion beanspruchten L-Profiles	55
5.32	Vergleich der Biegelinien mit korrigierten Werten	55
5.33	Biegelinienvergleich der zweiten Versuchsprobe entlang der y-Achse	56
5.34	Torsionswinkel entlang der x-Achse	56
5.35	Torsionswinkel entlang der y-Achse	57
5.36	Differenzen zwischen Messwerten und FEM Berechnung für die erste Versuchsprobe	58
5.37	Nicht korrigierte Differenzen der Messpunkte von Versuchsprobe 3	59
5.38	Korrigierte Differenzen der Messpunkte von Versuchsprobe 3	59
5.39	Nicht korrigierte Differenzen der Messpunkte von Versuchsprobe 4	60
5.40	Korrigierte Differenzen der Messpunkte von Versuchsprobe 4	60
5.41	Kräfte an der Klebnaht im FEM Modell (Versuchsprobe 2)	62
5.42	Klebnahtauswertung für die Klebnaht des auf Torsion belasteten L-Profiles . . .	62
5.43	Entstehende Kräfte an der Klebnaht für die T-Verbindung	63

Tabellenverzeichnis

4.1	Messdaten der definierten Lastfälle aus dem realen Zugversuch	27
4.2	Messdaten der definierten Lastfälle aus der FEM-Rechnung	27
4.3	Vergleich und Differenzen der beiden Untersuchungen	27
5.1	Mechanische Fasereigenschaften von Fichtenholz	46
B.1	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M12 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	77
B.2	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	78
B.3	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 22mm Klemmlänge	79
B.4	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 25mm Klemmlänge	80
B.5	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge (Teil 1)	81
B.6	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge (Teil 2)	82
B.7	Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M12 Schrauben mit 54mm Klemmlänge	82

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

Symbol	Bedeutung des Symbols
A	geometrische Fläche
c	Federkonstante
d	Nenndurchmesser
e	Randabstand
E	Elastizitätsmodul
F	Kraft
G	Schubmodul
I	Axiale Flächenmoment 2.Grades
k	Steifigkeit
K	Gesamtsteifigkeitsmatrix
l	Länge bzw. Klemmlänge
M	Moment
n	Anzahl der verwendeten Schrauben
Q	globale Steifigkeitsmatrix
Q'	lokale Steifigkeitsmatrix
R_e	Streckgrenze
$R_{p0.2}$	Dehngrenze
RF	Reservefaktor
$ROTX$	Rotatorischer Freiheitsgrad um die X-Achse
$ROTY$	Rotatorischer Freiheitsgrad um die Y-Achse
$ROTZ$	Rotatorischer Freiheitsgrad um die Z-Achse
S	Sicherheit
t	Blechdicke bzw. Stärke
T	Transformationsmatrix
T^T	transponierte Transformationsmatrix
u	Verschiebung
U	Verschiebungsvektor
UX	Translatorischer Freiheitsgrad entlang der X-Achse
UY	Translatorischer Freiheitsgrad entlang der Y-Achse
UZ	Translatorischer Freiheitsgrad entlang der Z-Achse
v	Verschwächungsbeiwert
z	Abstand zur neutralen Achse (Schwerpunktsabstand)

Griechische Symbole

Symbol	Bedeutung des Symbols
σ	Spannung (mechanisch)
ϵ	Dehnung (mechanisch)
τ	Scherspannung
ρ	spezifische Masse
ν	Querkontraktionszahl

Indizes

Indize	Bedeutung des Indizes
<i>cb</i>	kombinierter
<i>ges</i>	gesamt
<i>Grenz</i>	Grenzwert
<i>k</i>	pro Lage
<i>l</i>	Lochleibung
<i>L2</i>	Lochleibungsdruck
<i>max</i>	maximale
<i>min</i>	minimale
<i>s</i>	Spannungsquerschnitt
<i>sch</i>	Scherkraft
<i>Schw</i>	Schweißen
<i>sum</i>	Summe
<i>vorh.</i>	vorhandene
<i>y</i>	y-Achse
<i>yy</i>	um die y-Achse
<i>z</i>	Zugkraft
<i>zul.</i>	zulässige

Abkürzungsverzeichnis

<i>APDL</i>	Ansys Parametric Design Language
<i>CAD</i>	Computer Aided Design
<i>CS</i>	Certification Specifications
<i>DMS</i>	Dehnungsmessstreifen
<i>EASA</i>	European Aviation Safety Agency
<i>EU</i>	Europäische Union
<i>FE</i>	Finite Elemente
<i>FEM</i>	Finite Elemente Methode
<i>HSB</i>	Handbuch Struktur Berechnung
<i>MRO</i>	Maintenance, Repair and Overhaul
<i>USB</i>	Universal Serial Bus
<i>VIP</i>	Very Important Person

1 Vorwort und Aufgabenstellung

1.1 Lufthansa Technik AG

Die Lufthansa Technik AG ist eine 100 prozentige Tochter des Mutterkonzerns Deutsche Lufthansa AG und bietet sogenannte MRO-Dienstleistungen für Fluggesellschaften und Betreibern von Flugzeugen an. MRO ist eine englische Abkürzung für *Maintenance, Repair and Overhaul*, zu deutsch, Wartung, Reparatur und Überholung. Am Standort Hamburg baut die Lufthansa Technik Kabinen von Passagierflugzeuge von Privatkunden, Firmen oder Regierungen aus. Bei diesen Privatflugzeugen handelt es sich hauptsächlich um Einzelstücke, mit einer nach Kundenwünschen eingerichteten Kabine. Damit ein Flugzeug nach seiner Umrüstung eine Zulassung erhält, müssen alle Einbauten und Möbel den jeweils gültigen Luftfahrthanforderungen der entsprechenden Luftfahrtbehörde genügen. In Deutschland und der EU ist dies die EASA. Die Zulassung enthält unter anderem einen Festigkeitsnachweis der Möbel gemäß der Bauvorschrift der EASA.

1.2 Aufgabenstellung und Problematik

Die Thematik dieser Arbeit beschäftigt sich mit dem Vergleich von Rechnungen mit Hilfe der Finiten Elemente Methode (im folgenden FEM genannt) und dem realen Verhalten von Leichtbaukonstruktionen.

Um den luftfahrtspezifischen Anforderungen der Behörden zu entsprechen, müssen Kabinenmonumente und Ausstattungen den sogenannten „Emergency Landing Conditions“ entsprechen. Diese enthalten Lastvielfache, denen die Kabinenmonumente und Ausstattungen standhalten müssen. Mit Hilfe von Finiten Elementen (im folgenden FE genannt) Rechenmodellen werden die Schnittlasten der Monumente bestimmt und mit zulässigen Belastungen abgeglichen. Der Aufbau der FEM Modelle besteht vorwiegend aus Schalenelementen und stellt eine vereinfachte Geometrie dar. Um komplexe Geometrien nachzuweisen wird auch auf reale Versuche (sogenannte „Full Scale Tests“) zurückgegriffen, die auf Testständen im Maßstab 1:1 durchgeführt werden. Bei der Lufthansa Technik entsteht zum jetzigen Zeitpunkt ein solcher Teststand. Mit Hilfe des Teststandes sollen die Berechnungen der FEM verifiziert werden und das tatsächliche Verhalten mit den Rechenergebnissen in Zusammenhang gebracht werden. Dabei muss der Teststand beschrieben werden und seine Ergebnisse mit denen der FEM Berechnungen verglichen werden. Außerdem sollen triviale Leichtbaukonstruktionen auf dem Teststand getestet werden und mit den vereinfachten Modellen der FEM in Schalenbauweise verglichen und analysiert werden. Ziel dieser Arbeit ist es, dass eine Datensammlung entsteht, die dazu dienen kann, eine Relation zwischen Ausgabewerten der FEM Berechnungen und den real vorliegenden Spannungen und Kräften aufzuzeigen.

In dieser Bachelor Thesis mit dem Titel „FEM Analyse und Validierung von Leichtbaukonstruktionen anhand eines Interiorteststandes“ soll folgender Inhalt behandelt werden:

- Aufbau und Technik des Teststandes sowie Datenaufzeichnung der Versuchsergebnisse zur späteren Verwendung
- Validierung der Versuchsergebnisse aus einem realen Test eines Möbels mit den Ergebnissen und Werten der FEM Berechnung des vereinfachten Möbels
- Durchführung und Vergleich von Versuchen mit verschiedenen Geometrien mit den entsprechenden FEM Modellen unter folgenden Gesichtspunkten
 - Konstruktion von trivialen Proben, aus denen direkte Aussagen über die Lastpfade getroffen werden können
 - Vorbetrachtung und Abschätzung (Analyse) von Randbedingungen
 - Auswertung in Bezug auf die Vergleichbarkeit der Daten
 - Dokumentation der Versuchsdurchführung

2 Grundlagen und Vorbetrachtung

2.1 Die Finite Elemente Methode

Die Finite Elemente Methode ist ein historisch gesehen junges Verfahren. Der Name „Finite Elemente Methode“ wird das erste Mal 1960 durch R. W. Clough (Professor für Baustatik) verwendet. Der Grund für diese junge Entwicklung liegt im Wesentlichen in der Computer Entwicklung. Die Finite Elemente Methode ist ein streng methodisches Konzept und erfordert bei komplexen Bauteilen viel Rechenleistung. Diese Rechenleistung ist erst seit dem Durchbruch des „Personal Computers“ (PC's) verfügbar. Die Finite Elemente Methode ist eine numerische Methode zur Berechnung von Verschiebungen. Sie wird auch als Matrizenverschiebungsverfahren oder Verschiebungsgrößen-Verfahren [5] bezeichnet. Mit Hilfe der Finiten Elemente Methode lassen sich Verschiebungen innerhalb eines mechanischen Modells berechnen. Dazu bedient sich die FEM hauptsächlich dem Hooke'schen Gesetz, welches sagt, die Kraft F ist das Produkt aus Steifigkeit k und Weg u [5]:

$$F = k \cdot u \quad (2.1)$$

Während das Hooke'sche Gesetz aus skalaren Größen besteht, besteht die Formel in der FEM aus Matrizen. Das liegt daran, dass die Steifigkeit k in der FEM aus den Einzelsteifigkeiten aller Elementen besteht. Auch die Verschiebungen und Kräfte jedes einzelnen Knotens werden in der Formel berücksichtigt. Es gilt also: $F=K U$ oder ausgeschrieben:

$$\begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ k_{m1} & k_{m2} & \dots & k_{mn} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_m \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

Die Einsatzgebiete der heutigen FEM Programme sind innerhalb der Mechanik weit reichend. Anfängen von kleinen Festigkeitsnachweisen im linearen Bereich bis hin zu hochkomplexen Crash Analysen im nichtlinearen Bereich. Außerdem lassen sich auch Strömungssimulationen mit Hilfe der FEM erstellen. Grundsätzlich ist es aber so, dass die FEM Programme dem Nutzer heute zwar viel abnehmen, das Ergebnis aber stark von der Qualität des erstellten Berechnungsmodells abhängt. Außerdem bedarf ein Ergebnis einer FEM Analyse immer einer korrekten Interpretation durch den Anwender.

2.2 Teststand - Allgemein

Ein Teststand beschreibt allgemein ein Gerät, an dem Versuche jeglicher Art durchgeführt werden und Daten aus diesen Versuchen gewonnen werden können. Je nach Umgebung, in der ein Teststand genutzt werden soll, gibt es verschiedene Anforderungen an einen Teststand und somit auch sehr unterschiedliche Auslegungen. Für einen Teststand der im Bereich der Statik eingesetzt werden soll, ist es wichtig, dass er für die aufkommenden Lasten ausgelegt ist. Außerdem sollte ein Teststand so aufgebaut sein, dass es möglich ist, Daten aus den Versuchen auszulesen. Dies kann mit Hilfe von Messtechnik die am Teststand montiert oder integriert ist geschehen. Alle weiteren Anforderungen an einen Teststand sind speziell danach ausgelegt, wie der Teststand genutzt werden soll. Dies wird in einem späteren Kapitel genauer beschrieben.

2.3 Sandwichkonstruktionen und deren struktureller Aufbau

Sandwichstrukturen bestehen im Allgemeinen aus drei Teilen. Deckschichten, Kern und Klebstoff (siehe Abbildung 2.1). Die zwei dünnen, stabilen und hochmoduligen¹ Deckschichten werden durch einen relativ dicken (im Vergleich zu den Deckschichten), leichten Kern getrennt. Zwischen Kern und Deckschicht verklebt eine dünne Klebeschicht die beiden Komponenten miteinander.

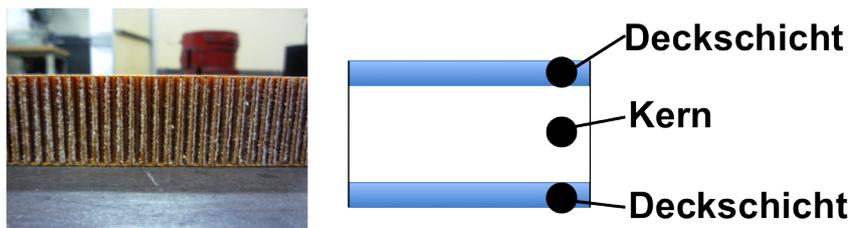


Abbildung 2.1: Realer und schematischer Aufbau eines Sandwichpanels

Das Funktionsprinzip eines Sandwiches ist dem eines Doppel-T-Trägers nachempfunden, welches ein effizientes Strukturdesign darstellt. Das Design führt zu einer leichten Konstruktion mit einer hohen Biegesteifigkeit, welche sich aus dem Elastizitätsmodul E und dem axialen Flächenmoment 2. Grades I zusammensetzt. Das Design des Doppel-T-Trägers oder auch das Design eines Sandwiches erhöht gezielt das axiale Flächenmoment 2. Grades, da es möglichst viel steifes Material (bezogen auf die Querschnittsfläche) möglichst weit von der neutralen Achse platziert. Das axiale Flächenmoment 2. Grades errechnet sich aus folgender Formel:

$$I_{yy} = I_y + z_s^2 \cdot A \quad (2.3)$$

Durch eine Fläche die weit entfernt von der neutralen Achse (Schwerpunktachse) liegt, wird der so genannte Steiner'sche Anteil des axialen Flächenmoment 2. Grades erhöht. Der Steiner'sche Anteil wird sehr viel größer je weiter er von der neutralen Achse entfernt sitzt und ist damit oft deutlich größer als der Eigenanteil². So kann über das axiale Flächenmoment 2. Grades die Biegesteifigkeit eines Bauteils deutlich erhöht werden. Der Steg eines Doppel-T-Trägers ist gerade so dimensioniert, dass er die Schubkräfte zwischen den beiden Flanschen übertragen kann. Er

¹Unter hochmoduligen Materialien werden Werkstoffe mit einem sehr hohen Elastizitätsmodul beschrieben.

²In der Formel 2.3 entspricht $z_s^2 \cdot A$ dem Steiner'schen Anteil und I_y dem Eigenanteil. Der Eigenanteil wird in Fällen, wo der Steiner'sche Anteil deutlich überwiegt oft vernachlässigt.

schützt den Doppel-T-Träger vor einem Versagen durch Beulen oder durch Scherbelastungen. Die Deckschichten stellen in einem Sandwich die Flansche eines Doppel-T-Trägers dar. Der Kern tritt an die Stelle des Stegs. Während ein Doppel-T-Träger aus einem Material besteht, werden Kern und Deckschichten bei einem Sandwich aus unterschiedlichen Materialien gefertigt. Außerdem ist der Kern kontinuierlich zwischen den Deckschichten im Sandwich verteilt und nicht wie der Flansch beim Doppel-T-Träger nur mittig. Die Deckschichten nehmen Zug- und Druckbeanspruchungen auf, während der Kern Scherkräfte überträgt und die Deckschichten stabilisiert und stützt. Die meist verwendete Form des Honigwabenkerns ist die hexagonale Form, die herstellungsbedingt unterschiedliche mechanische Eigenschaften besitzt. Der Grund dafür sind doppelte (in Längsrichtung, L-Richtung) und einfache (W-Richtung) Zellwände, die bei der Herstellung durch aufeinanderkleben von Faserstreifen entstehen. Der Aufbau eines hexagonalen Honigwabenkerns ist in Abbildung 2.2 dargestellt. Die Verklebung zwischen Kern und Deckschicht muss stark genug sein, um die Zug- und Scherkräfte zwischen den beiden Komponenten zu übertragen. Dies macht die Verklebung zwischen Kern (Honigwabe) und Deckschichten zu einem kritischen Punkt der Sandwiche. Die Sandwiche die in dieser Arbeit verwendet werden, bestehen aus luftfahrtzugelassenen Materialien und setzen sich aus zwei dünnen Glasfaserdeckschichten und einem Honigwaben-Papier Kern zusammen.

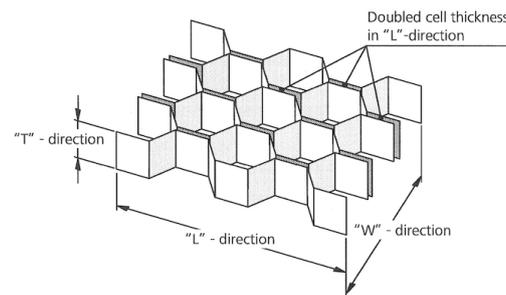


Abbildung 2.2: Aufbau eines Sandwichkerns mit unterschiedlichen Zellwandstärken [3]

3 Teststand

3.1 Aufbau und Auslegung

3.1.1 Anforderungen an den Teststand und deren Umsetzung

Der Teststand der bei der Lufthansa Technik entsteht, soll für Festigkeitsnachweise an Möbeln für VIP-Kabinen verwendet werden. Wie in der Aufgabenstellung und Problematik (s. Kapitel 1.2) erwähnt, gelten für Möbel und Inneneinrichtungen besondere Lastvielfache denen sie standhalten müssen. Diese sind genau beschrieben in der EASA CS25.561 "Emergency Landing Conditions".

Außerdem sollen auf dem Teststand die sogenannten "Abuse Loads" getestet werden. Bei diesem Test werden Kräfte simuliert, welche im Falle von Turbulenzen oder ähnlichen Extremsituationen von Passagieren durch festhalten oder abstützen in die Möbel eingeleitet werden könnten. Diese Belastungen beschreibt allerdings keine behördliche Norm, sondern ist von jedem Flugzeughersteller selbst spezifiziert. Auf das simulieren und Testen der Abuse Loads wird in dieser Arbeit jedoch nicht weiter eingegangen werden.

Der Teststand wurde in einer Vorauslegung mit einer max. Zuglast von x Tonnen spezifiziert. Das bedeutet, dass eine maximale Zugkraft von ca. xx kN in den Teststand eingeleitet werden können soll. Diese Kraft soll der Teststand aufnehmen können, ohne dabei zu Versagen oder sich dauerhaft (plastisch) zu verformen. Diese Werte müssen vor einer endgültigen Inbetriebnahme jedoch erst noch verifiziert werden. Die Kraft wird über einen weggesteuerten Hydraulikzylinder eingebracht. Um verschiedene Kraftangriffspunkte zu simulieren ist der Hydraulikzylinder in seiner Höhe verstellbar.

Das Möbel das getestet werden soll, soll möglichst so am Teststand befestigt werden, wie es auch später im Flugzeug eingebaut und befestigt wird. Die Belastung eines Möbels kann so am realistischsten nachgestellt werden. Die untere Befestigung eines Möbels im Flugzeug wird über Sitzschienen vorgenommen. Sollte diese Befestigung nicht reichen werden zusätzlich sogenannte "Hardpoints³" verwendet. Auch auf dem Teststand werden Sitzschienen installiert. Diese müssen aber in der Querrichtung (im Folgenden y-Richtung) verschiebbar sein. Dies wird am Teststand mit Hilfe einer Spannplatte realisiert (s. Abbildung 3.1). Die Sitzschiene ist fest mit einer darunter liegenden Metallplatte verschraubt. Die Metallplatte an sich ist mit der Spannplatte verschraubt. Die Verschraubung zwischen Spannplatte und Metallplatte kann gelöst werden und somit die Sitzschiene an die benötigte Stelle verschoben werden.

Für die Anbindung der Hardpoints wird ebenfalls, ein in y-Richtung verschiebbares System am Teststand benötigt. Diese wird ebenso wie die Sitzschienenanbindung realisiert. Die obere Befestigung der Möbel im Flugzeug wird durch "Rods⁴" realisiert. Diese Rods besitzen an ihren Enden eine Gabel. Durch die Befestigung eines Aufnahmebockes mit Auge, kann jedes Rod an den Teststand angebunden werden. Eine beispielhafte Anbindungsmöglichkeit eines Rods an einem Auge wird in Abbildung 3.2 gezeigt.

Die gesamte Bauform des Teststandes ist in Abbildung 3.3 dargestellt, eine detaillierte Zeichnung

³Hardpoints sind zusätzliche Strukturanbindungspunkte die außerhalb der Sitzschienen liegen. Sie werden verwendet, wenn ein Möbel zusätzlich zu den Befestigungen an den Sitzschienen einen Strukturanbindung benötigt, oder wenn das Möbel so im Flugzeug positioniert ist, dass keine Anbindung über die Sitzschienen erfolgen kann.

⁴Unter Rods versteht man ein Gestänge, dass zur Verbindung der Flugzeugstruktur im Deckenbereich oder Außenwandbereich mit den Kabinenmonumenten genutzt wird.

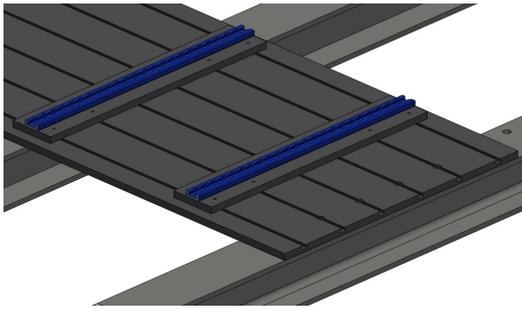


Abbildung 3.1: In y-Richtung verschiebbare Sitzschienenanbindung am Teststand

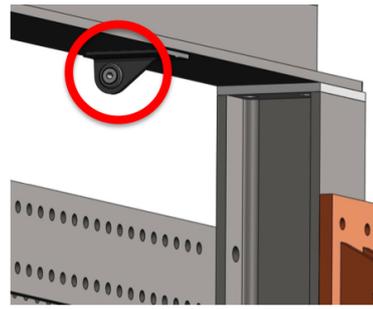


Abbildung 3.2: Anbindungsmöglichkeit für die obere Anbindung mit Bock und Auge

mit Abmaßen und eine Stückliste mit Positionen und Materialien befindet sich im Appendix A. Die Krafteinleitung in den Teststand erfolgt an Position 1. Da dieser Stelle ist der Hydraulikzylinder mit dem Teststand verbunden und überträgt die Kraft vom Hydraulikzylinder in den Teststand. Die untere Befestigung der Möbel erfolgt auf den Positionen 2 und 3, während die obere Befestigung an Position 4 an den Teststand angebunden wird. Die Konstruktion des Teststandes besteht aus Baustahl. Teile die nicht miteinander verschweißt sind, sind mit Schrauben verschraubt.

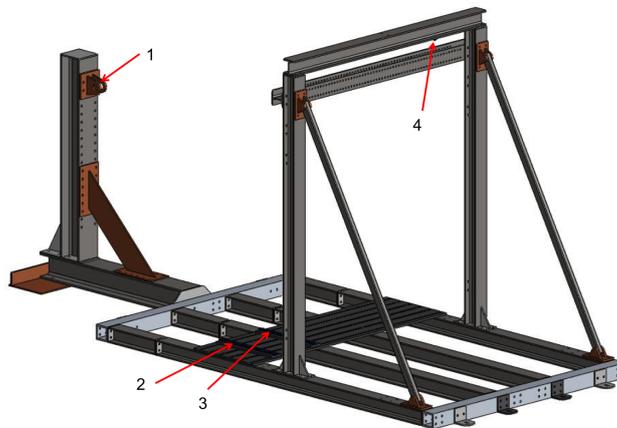


Abbildung 3.3: Gesamtaufbau eines CAD Modells des Teststandes

3.1.2 Festigkeitsberechnung des Teststandes

Wie bereits erwähnt muss eine Validierung der spezifizierten Teststandeigenschaften durchgeführt werden. An Hand von Berechnungen muss nachgewiesen werden, dass der Teststand tatsächlich die vorgegebene Zugkraft von x Tonnen aushält, ohne dass bleibende Verformungen auftreten.

Um die Festigkeit des Teststandes zu berechnen, wird eine FEM Berechnung durchgeführt. Für die Berechnung wird ein vernetzungsfähiges FEM Modell benötigt. Hierzu wird die CAD Geometrie exportiert und in das FEM Programm importiert. Zur Berechnung wird das FEM Programm Ansys[®] genutzt. Die gesamte Berechnung und Modellierung wird in 3 verschiedenen

Programmumgebungen innerhalb der Software durchgeführt, die im Folgenden kurz erläutert werden.

- *Design Modeler*
In dieser Umgebung wird eine Geometrie erstellt oder importiert und dann zu einem vernetzbaren Modell vereinfacht.
- *Mechanical*
Hier wird das Modell aus dem Design Modeler vernetzt. Außerdem besteht die Möglichkeit Randbedingungen⁵ zu erzeugen, Lasten aufzubringen und auch das Modell zu berechnen. Dieser Schritt wird aber aus verschiedenen Gründen bei der Lufthansa in einer dritten Programmumgebung durchgeführt. Im Mechanical werden außerdem Bauteilgruppen definiert und ein Skript in der Ansys Programmiersprache APDL zur Materialeigenschaftsdefinition und Zuweisung der Materialien zu den verschiedenen Bauteilen eingeladen.
- *Ansys Classic*
Die aus dem Mechanical erzeugte Datei wird in Ansys Classic eingelesen. Es werden letzte Modellierungen, wie zum Beispiel Schrauben in das Modell eingefügt und Randbedingungen vergeben. Über ein weiteres Skript werden die gewünschten Lastfälle definiert und anschließend das Modell berechnet. Auch die Auswertung und Betrachtung der Ergebnisse erfolgt in der Ansys Classic Umgebung.

Das Teststandmodell wird als 3D Geometrie importiert und dann im Design Modeler in ein Schalenmodell umgewandelt. Dabei wird von jedem Körper eine Mittelfläche erzeugt und diese dann mit anderen Mittelflächen verbunden. Der Vorteil eines Schalenmodells (Flächenmodell) gegenüber einem Festkörpermodell (3D-Modell) liegt vor allem darin, dass die Berechnung eines Schalenmodells einen deutlich geringeren Rechenaufwand benötigt, da pro Element weniger Knoten berechnet werden müssen (8 Knoten pro Rechteck-Schalenelement mit Seitenmittelknoten zu 20 Knoten pro Hexaederelement mit Seitenmittelknoten). Außerdem besitzt der Teststand keine komplizierten Geometrien, die eine Schalenmodellierung nicht nachbilden könnte. Teile des Teststandes, die miteinander verschweißt sind, werden wie ein, in einer ganzen Form gegossenes Teil modelliert. Das heißt, dass keine expliziten Schweißnähte modelliert werden, sondern die Teile sich an der schneidenden Körperkante die selben Knoten teilen (s. Abbildung 3.5). So können die Kräfte zum nächsten Teil übertragen werden. Eine Schweißnahtauswertung kann an dieser Stelle durch eine spätere Ausgabe der Knotenkräfte gemacht werden.

Verschraubungen werden im CAD Modell nicht dargestellt. Es werden nur die Löcher für die Schrauben abgebildet, und somit die genauen Positionen definiert. Die Modellierung der Schrauben in der FEM wird über mehrere Schritte realisiert. Schrauben werden durch "COMBIN14"-Elemente dargestellt. Dieses Element ist ein Feder-Dämpfer Element. Es wird am Teststand als reines Federelement eingesetzt. Eine Schraube wird mit 3 Federelementen modelliert. Jedem Federelement wird eine Steifigkeit in eine Richtung des globalen Koordinatensystems zugeordnet um die Steifigkeitseigenschaften zu simulieren. Diese Steifigkeit wird jeweils für Schrauben eines speziellen Durchmessers und einer bestimmten Klemmlänge berechnet. Sie wird aus einer

⁵Unter Randbedingungen sind hier das Einschränken von z.B. verschiedenen Freiheitsgraden für verschiedene Bauteile gemeint. Zu den Randbedingungen würden aber auch Kontaktbedingungen zwischen Bauteilen oder wirkende Lasten zählen.

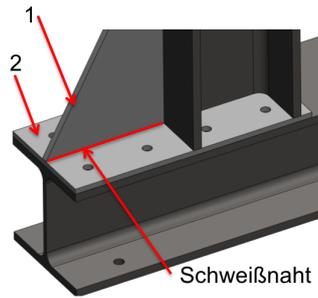


Abbildung 3.4: Auf Stoß modellierte Bauteile (1 und 2) sollen miteinander verschweißt werden. Es wird keine gesonderte Schweißnaht dargestellt

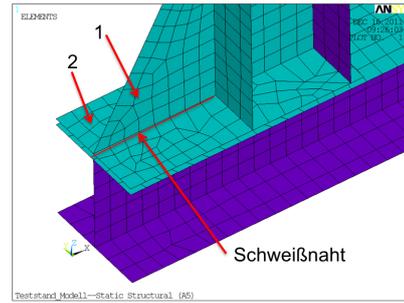


Abbildung 3.5: Versteifungsstück (1) und Bodenplatte (2) teilen sich in der Schnittkante dieselben Knoten. Kräfte können übertragen werden.

allgemeinen Formel berechnet, die sich wie folgt zusammensetzt:

$$F = c \cdot x \quad (3.1)$$

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (3.2)$$

Löst man Gleichung 3.2 nach der Kraft F auf und setzt in Gleichung 3.1 ein, ergibt sich:

$$\sigma \cdot A = c \cdot x \quad (3.3)$$

Über das Hooke'sche Gesetz aus Gleichung 3.4 lässt sich in Gleichung 3.3 die Spannung σ ersetzen.

$$\sigma = E \cdot \epsilon \quad (3.4)$$

Es entsteht:

$$E \cdot \epsilon \cdot A = c \cdot x \quad (3.5)$$

In der Gleichung 3.5 wird ϵ durch $\frac{\Delta l}{l}$ ersetzt und für x wird Δl geschrieben, weil x die Längenänderung einer Feder in Gleichung 3.1 darstellt. Damit ergibt sich die Formel 3.6, die nach c umgestellt, die gesuchte Lösung für die Federsteifigkeit der Schraube darstellt.

$$E \cdot \frac{\Delta l}{l} \cdot A = c \cdot \Delta l \quad (3.6)$$

$$c = \frac{E \cdot A}{l} \quad (3.7)$$

Mit der Gleichung 3.7 kann nun die Steifigkeit einer Schraube berechnet werden. Pro Schraube werden zwei verschiedene Steifigkeiten benötigt. Eine Steifigkeit für die Zugbelastung der Schraube und eine für die Scherbelastung der Schraube. Aus der Gleichung 3.7 können beide Werte berechnet werden.

- Zugbelastung

Zur Berechnung der Steifigkeit bei Zugbelastungen, wird für die Fläche A der Spannungsquerschnitt A_s der jeweiligen Schraube eingesetzt. Für die Länge l wird die Klemmlänge der Schraubenverbindung verwendet.

- Scherbelastung

Bei der Steifigkeitsberechnung für eine Scherbelastung wird für die Fläche A die Fläche berechnet und eingesetzt, die auf Scherung belastet ist. Für die Länge l wird der Schraubendurchmesser eingesetzt.

Ein COMBIN14-Element stellt eine Steifigkeit für einen der 6 Freiheitsgrade dar. Für die Modellierung einer Schraube werden die 3 translatorischen Freiheitsgrade mit jeweils einer Steifigkeit und einem Element versehen. Ein COMBIN14-Element wird zwischen 2 Knoten erstellt, aus diesem Grund müssen die Bohrlöcher in dem Flächenmodell geschlossen werden. Vor dem Schließen der Fläche wird an jeder Schraubenposition ein Zwangsknoten definiert, der mittig zum Bohrloch sitzt. Zwischen den beiden Zwangsknoten der beiden zu verbindenden Bauteile werden dann die 3 COMBIN14-Elemente erstellt. Einen Vergleich zwischen CAD-Schraubenverbindung und FEM Modellierung ist in den beiden Abbildungen 3.6 und 3.7 gezeigt.

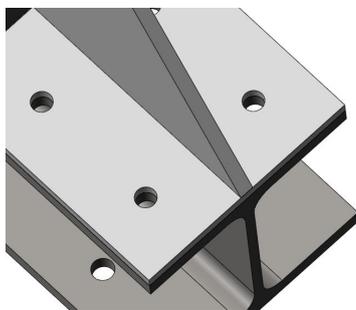


Abbildung 3.6: Bohrlocher für eine Schraubenverbindung im CAD-Modell

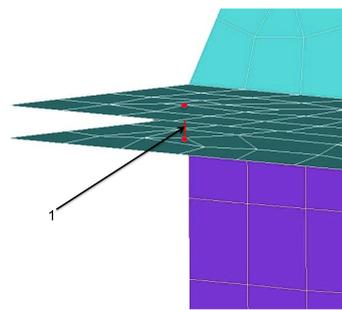


Abbildung 3.7: Geschlossene Fläche mit Zwangsknoten an denen drei übereinander liegende COMBIN14-Elemente (1) die Schraubenverbindung simulieren.

Bei einem realen Test ist die Lasteinleitung je nach Test unterschiedlich, da über die unterschiedlichen Geometrien und Befestigungspunkte der Möbel die Kräfte vom Teststand immer unterschiedlich in die Möbel eingeleitet werden. Die Art der Lasteinleitung in den Teststand über den Zylinder ist jedoch bei jedem Test sehr ähnlich.

Um eine vereinfachte Lasteinleitung zu modellieren, wird aus LINK8-Elementen ein reduziertes Lastgeschirr⁶ erstellt. Bei einem LINK8-Elementen handelt es sich um einen Zug-/Druckstab zwischen zwei Knoten mit jeweils 3 Freiheitsgraden (UX , UY , UZ) pro Knoten. Dem LINK8-Element wird eine Querschnittsfläche und Material zugeordnet. Im Falle des Teststandes wird den LINK8-Elementen Stahl als Material und ein Durchmesser von 2 mm gewählt. Da das Lastgeschirr nur den Zweck der Lasteinleitung und Verteilung besitzt, können in dem Element sehr hohe Spannungen (über den zulässigen Spannungen des Materials) auftreten, ohne dass sie Einfluss auf die Auswertung der Festigkeit des Teststandes haben. Der Aufbau des Lastgeschirrs aus LINK8-Elementen ist in Abbildung 3.8 dargestellt. Die Möbelbefestigung wird in der vereinfachten Annahme an zwei Punkten an den unteren I-Trägern des Teststandes und an einer Stelle am obersten I-Träger realisiert. Dies soll zwei untere Möbelbefestigungen und eine obere Möbelbefestigung simulieren. Gezogen wird das Lastgeschirr von der höchst anzusetzenden Stelle am Teststand 1600mm über dem Fussboden. Dieser Ansatz ergibt das maximale Moment, das in den Teststand laut Spezifikation eingeleitet werden kann und stellt damit, zusammen mit xx kN Zugkraft des Zylinders, den Fall der höchsten zulässigen Belastung dar, welchen es zu verifizieren gilt.

Die Befestigung des Teststandes am Boden ist in dem FEM Modell zunächst durch Schrauben an den entsprechenden Bodenbefestigungspunkten realisiert. Auch diese Schrauben sind über COMBIN14-Elemente simuliert. Der untere der beiden Elementknoten wird dann in allen drei translatorischen Freiheitsgraden festgehalten. Damit ist der Teststand im Raum fest definiert.

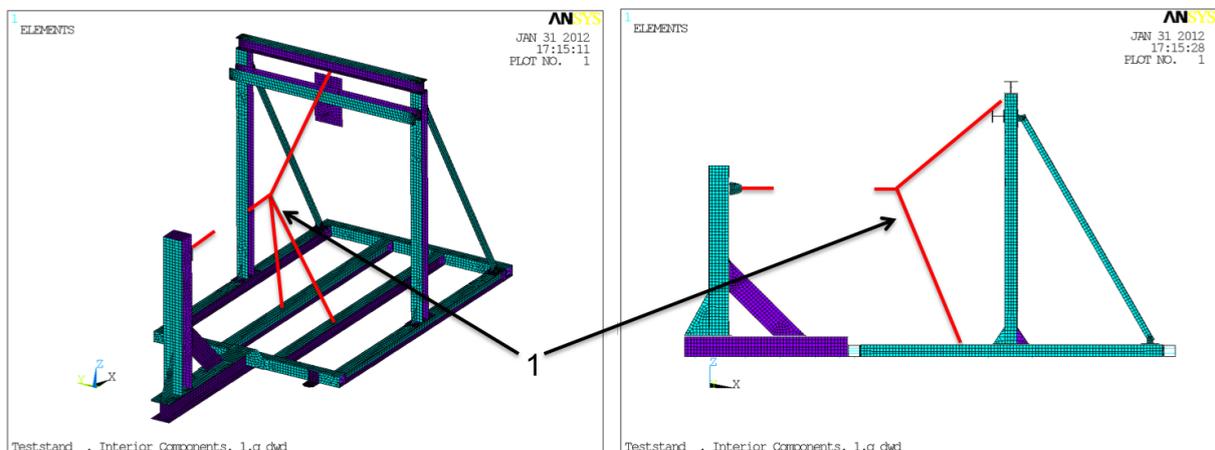


Abbildung 3.8: Lasteinleitung in den Teststand über das Lastgeschirr (1) aus LINK8-Elementen

⁶Das Lastgeschirr stellt hier nur die Lasteinleitung in den Teststand dar und wird somit als Ersatz für ein Möbel genutzt. Des weiteren wird bei dieser Analyse nur der Teststand auf Versagen untersucht. Die auftretenden Spannungen im Lastgeschirr sind daher zur Auswertung nicht relevant. Aus diesem Grund kann die Dimensionierung des Lastgeschirrs frei gewählt werden. Es muss nur auf darauf geachtet werden, dass das Lastgeschirr durch sein Eigengewicht keine hohen Lasten in den Teststand einbringt

3.1.3 Auswertung der Festigkeitsberechnung

Das gesamte FEM Schalenmodell wird mit 2 Lastfällen berechnet. Im Lastfall 1 wird der Teststand ausschließlich der Schwerkraft ausgesetzt. Im zweiten Lastfall wird der Teststand zusätzlich zur Schwerkraft mit der bereits in Abschnitt 3.1.2 erwähnten Kraft von $xx\text{ kN}$ belastet (siehe Abbildung 3.8).

In der Auswertung zeigt sich, dass sich Teile des Teststandes im Lastfall 1 und vor allem in Lastfall 2, in vertikaler Richtung, in negative z -Richtung verformen. Diese Verformung würde unter realen Versuchsbedingungen nicht stattfinden können, da der Teststand auf dem Boden aufliegt. Es muss daher eine Veränderung des FEM Modells vorgenommen werden. Alle Teile des Teststandes, die sich in den Boden verformen, werden in z -Richtung festgehalten. Das bedeutet, dass ihr Freiheitsgrad in Richtung der z -Achse auf Null gesetzt wird. Nun kann eine neue Rechnung durchgeführt werden. Bei der Auswertung der Neuberechnung muss darauf geachtet werden, dass die Knotenkräfte an den Stellen, die in z -Richtung festgehalten werden, eine Druckkraft aufweisen. Eine Druckkraft bedeutet, dass sich der Teststand an dieser Stelle wirklich in den Boden verformt. Sollte es Knoten geben, an denen eine Zugkraft entsteht, so muss dieser Knoten sich wieder in z -Richtung bewegen dürfen. Somit entsteht eine Art Iterationsverfahren, bis der Teststand sich nur so verformen kann, wie es der Realität entspricht. Eine zweiter Lösungsansatz unter Verwendung von Kontaktbedingungen⁷ konnte nicht erfolgreich durchgeführt werden.

Die Auswertung der Vergleichsspannungen nach von Mises ist in Abbildung 3.9 dargestellt. Die Farbskala am unteren Rand des Bildes zeigt die Vergleichsspannungen in der Einheit Megapascal (MPa). Da der Teststand aus Stahl gefertigt wird, gilt für das hier verwendete Material St37-2 eine maximale Streckgrenze von $R_e=235N/mm^2$. Daher wird die Farbskala manuell auf einen Maximalwert von $235MPa$ skaliert. Alle Bereiche im Modell, die grau eingefärbt sind, besitzen eine Spannung die außerhalb der Skala liegt. Da es bei der Vergleichsspannung nur positive Ergebnisse gibt, bedeutet eine graue Färbung eine zu hohe Zug- oder Druckbelastung für das Bauteil an dieser Stelle.

Wie in der Abbildung 3.9 zu sehen ist, gibt es einige Teile mit einer zu hohen Belastung. Von diesen Teilen wird ein 3D Volumenmodell angefertigt und für ein genaueres Ergebnis mit Solid-Elementen erneut gerechnet. Zur Vernetzung dieser Volumenmodelle werden SOLID187-Elemente verwendet. Ein SOLID187-Element ist ein 10 Knoten Tetraederelement mit Seitenmittelnknoten und jeweils drei translatorischen Freiheitsgraden an jedem Knoten. Bei der Detailrechnung werden die auf das Bauteil wirkenden Kräfte aus dem Schalenmodell des gesamten Teststandes ermittelt und dann auf das Volumenmodell aufgebracht. Bei dieser Vorgehensweise ist zu beachten, dass die Krafteinleitung in das Volumenmodell punktuell passiert. Aus diesem Grund sollte die Krafteinleitung möglichst weit weg von der zu untersuchenden Stelle geschehen, damit die Kraft gleichmäßig im Bauteil verteilt werden kann. Die Ergebnisse der Detailauswertung werden in der folgenden Auflistung kurz beschrieben:

⁷Bei Kontaktbedingungen kann sich ein Element nur so lange in eine Richtung verformen, bis es mit einem Element eines anderen Bauteils in berührt kommt. Welche Elemente mit welchen in Kontakt kommen können muss vor der Rechnung definiert werden, außerdem muss der bei Beginn der Rechnung vorherrschende Abstand zwischen den Elementen definiert werden.

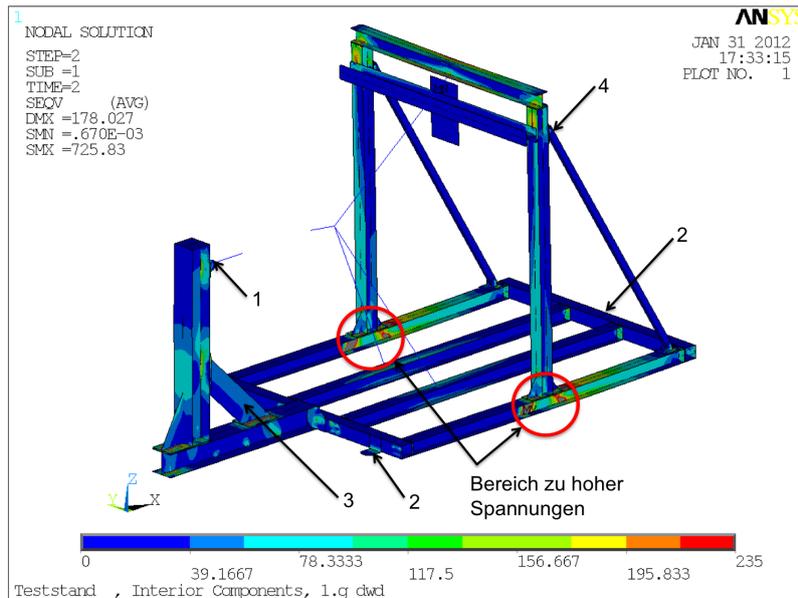


Abbildung 3.9: von Mises Vergleichsspannungen für den Lastfall 2 des Teststandmodells

- *Zylinderanbindung (Item 1, Abbildung 3.9)*

Die Abbildung 3.10 zeigt im Bereich der Schraubenlöcher zu große Spannungen, diese können vernachlässigt werden, da in der Rechnung Randbedingungen verwendet werden, welche die Löcher in y-Richtung festhalten. Dies bedeutet, dass kein Material nachfließen kann und es ergeben sich sehr hohe Spannungen. Dieses Verhalten des Materials ist nicht realistisch. Um die Festigkeit an dieser Stelle zu untersuchen, wird bei einer späteren Auswertung der Schraubverbindungen die Lochleibung untersucht. Auch die Schweißverbindung muss in einem zusätzlichen Rechenenschritt geprüft werden. Die Rechnung des Volumenmodells ergibt, dass die Zylinderanbindung den Belastungen standhält.

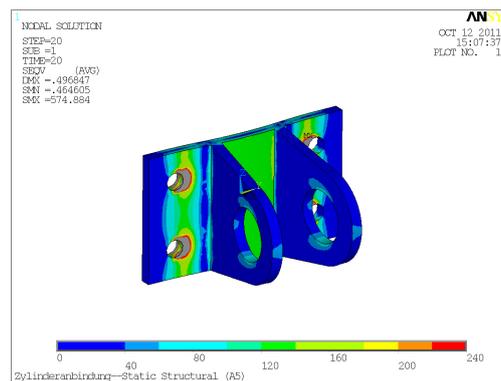


Abbildung 3.10: Auswertung der von Mises Spannungen in der Zylinderanbindung im 3D Modell

- *Bodenanbindung auf der Rückseite des Teststandes (Item 2, Abbildung 3.9)*

Die Bodenanbindung auf der Rückseite des Teststandes ist durch zwei 10mm starke L-Profile aus Stahl umgesetzt. Es handelt sich dabei um die gleichen L-Profile, die auch auf der Vorderseite des Teststandes in Abbildung 3.9 zu erkennen sind. Die Detailauswertung (Abbildung 3.11) zeigt, dass die Spannungen bei voller Belastung auch im Volumenmodell zu hoch für das Bauteil sind. Die L-Profile würden aufgebogen werden. An dieser Stelle

muss eine konstruktive Verbesserung durchgeführt werden, zum Beispiel durch Aussteifung der Profile mit Hilfe von Knotenblechen⁸.

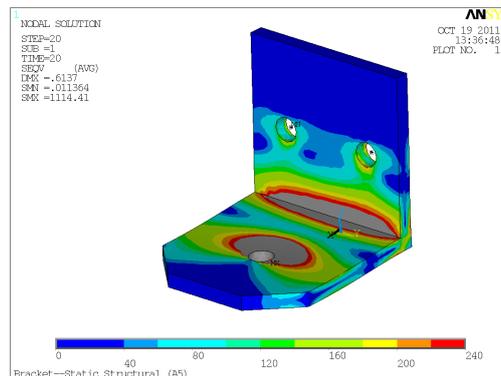


Abbildung 3.11: Auswertung der von Mises Spannungen in der Bodenankbindung im 3D Modell

- *Versteifung des großen I-Profils für die Zylinderanbindung (Item 3, Abbildung 3.9)*

Im Schalenmodell ergeben sich im Bereich der Versteifung an den Schweißnähten hohe Spannungen. Außerdem biegt sich die Platte, die mit dem I-Profil verschraubt wird, stark durch. Im Schalenmodell waren an dieser Stelle keine Kontaktbedingungen gesetzt. Das bedeutet, dass sich die beiden Bauteile ineinander Verformen konnten. Da dies nicht dem realen Verhalten entspricht, sind hier falsche Ergebnisse vorhanden. Das Ergebnis der FEM Berechnung mit Solid Elementen unter Verwendung von Kontaktbedingungen zwischen den Bauteilen zeigt keine Spannungen, die über den zulässigen Spannungen liegen. Das ist darauf zurück zu führen, dass sich die Platte (Item 1, Abbildung 3.12) auf Grund der Kontaktbedingungen nicht mehr durchbiegen kann. Die Auswertung des Volumenmodells zeigt, dass die Konstruktion hält. Spannungen über dem Grenzwert treten nur an den Schraubenlöchern auf, die aber schon wie bei der Zylinderanbindung auf die gesetzten Randbedingungen zurückzuführen sind.

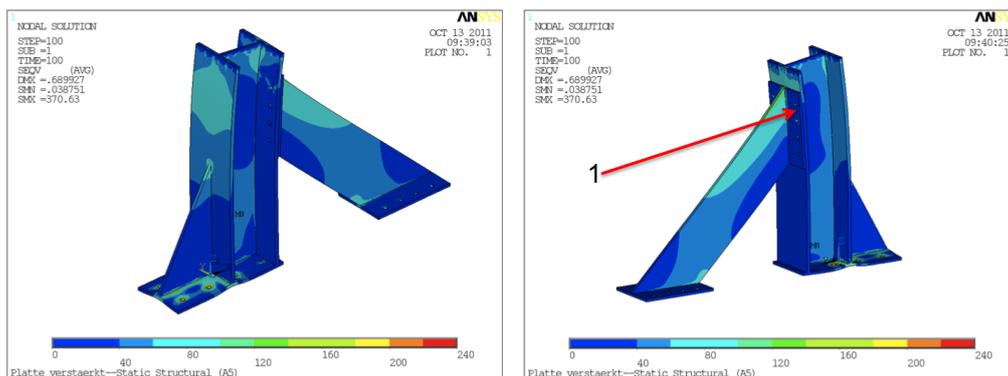


Abbildung 3.12: Auswertung der von Mises Spannungen in der Versteifung im 3D Modell

⁸Bei Knotenblechen handelt es sich um eine Diagonalversteifung. Bei einem 90° Winkel entspricht die Form also einem Dreieck, welches an die Seiten des L-Profiles geschweißt wird

- *Anbindung der Stützstreben (Item 4, Abbildung 3.9)*

Die Stützstrebenanbindung zeigt im Bereich der Schweißnaht zu hohe Spannungen. Wie in Abbildung 3.13 zu sehen ist, sind die Spannungen im oberen Bereich der Schweißnaht zu hoch. Das FEM Modell entspricht an dieser Stelle nicht ganz der Realität, da am Bauteil ein Radius zwischen Grundplatte und Laschen vorzufinden ist. Dieser Radius würde die Kerbspannung an der Stelle reduzieren. Da an dieser Stelle aber auch eine Schweißnaht liegt und kein homogenes Material, ist das Teil sehr kritisch zu betrachten. Eine neue konstruktive Auslegung des Teils ist zu empfehlen. Ein Lösungsansatz wäre zum Beispiel eine größere und dickere Bodenplatten zu verwenden und die Laschen an der Bodenplatte breiter und mit einem größeren Radius auslaufen zu lassen.

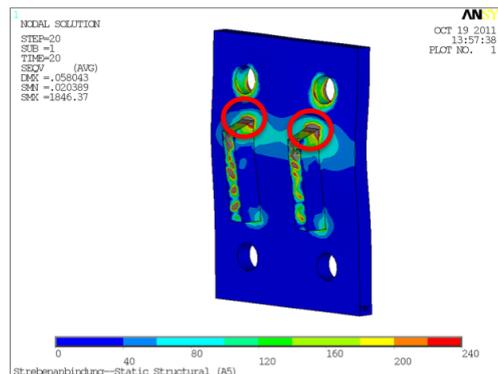


Abbildung 3.13: Auswertung der von Mises Spannungen in der Stützstrebenanbindung im 3D Modell

Um die Schraubenverbindungen auszuwerten, werden die Kräfte, die an den COMBIN14 - Elementknoten entstehen, verwendet. Diese Knotenkräfte sind die Kräfte, denen die Schrauben stand halten müssen. Im Folgenden wird die Auswertung einer Schraubenverbindung auf Zugversagen, Scherversagen und Lochleibung beschrieben. Die Ergebnisse für alle Schrauben sind in einer Tabelle im Appendix B dargestellt.

- *Zugversagen der Schraubenverbindung*

Für die Auswertung auf Zugversagen, wird zunächst die Festigkeitsklasse der einzelnen Schraube benötigt. Im Teststand sind nur Schrauben mit der Festigkeitsklasse 8.8 verbaut. Daraus ergibt sich die zulässige Spannung von $\sigma_{zul.} = 640 \text{ N/mm}^2$. Schrauben, die im FEM Modell auf Druck belastet sind, werden in der Auswertungstabelle zwar berücksichtigt, entsprechen aber nicht dem realen Verhalten, da eine Schraubverbindung nicht auf Druck belastet werden kann. Die aus dem FEM Modell entnommen Zugkräfte, werden mit dem Spannungsquerschnitt jeder einzelnen Schraube verrechnet.

$$\sigma_{vorh.} = \frac{F_z}{A_s} \quad (3.8)$$

$$R_F = \frac{\sigma_{zul.}}{\sigma_{vorh.}} \quad (3.9)$$

- Scherversagen der Schraubenverbindung

Zur Berechnung der Scherfestigkeit der Schraubenverbindungen wird zunächst die zulässige Scherspannung der Schrauben benötigt. Diese beträgt nach Handbuch Struktur Berechnung [1] bis zu 60% der mindest Bruchzugspannung. Bei einer Festigkeitsklasse von 8.8 beträgt die maximal zulässige Bruchzugspannung $\sigma_{zul.}=800N/mm^2$ somit beträgt die zulässige Scherfestigkeit nach folgender Rechnung $\tau_{zul.}=480N/mm^2$.

$$\tau_{zul.} = \sigma_{zul.} \cdot 0.6 = 480 \frac{N}{mm^2} \quad (3.10)$$

Für einen M16 Bolzen mit einem Spannungsquerschnitt von $A_s=157N/mm^2$ wird die maximal zulässige Kraft in der unten stehenden Gleichung beispielsweise berechnet:

$$\begin{aligned} \tau_{zul.} &= \frac{F_{sch,zul.}}{A_s} \\ F_{sch,zul.} &= \tau_{zul.} \cdot A_s = 480 \frac{N}{mm^2} \cdot 157mm^2 \\ F_{sch,zul.} &= 75360N \end{aligned}$$

- Versagen durch Lochleibung

Bei einer Schraubenbverbindung muss nicht nur die Festigkeit der Schraube geprüft werden, sondern auch das Material, dass die Schraube umgibt. Bei Schrauben, die Kräfte in Scherrichtung der Schraube aufnehmen müssen, muss auch das Material diese Kräfte aufnehmen können. An diesen Stellen wird das Material auf Lochleibung untersucht. Beispielhaft wird die Prüfung des Materials an einer Stelle rechnerisch durchgeführt.

Um ein Verbindung bzw. das umgebende Material auf Lochleibung zu untersuchen wird zunächst die Lochleibungsfestigkeit des Materials ermittelt. Für unlegierte Stähle mit einer Streckgrenze $R_{p0.2} \leq 2000MPa$ und einem Mindestverhältnis von Randabstand zu Lochdurchmesser $\frac{e}{d} = 1.5$ gilt nach HSB 20110-01[1] folgender Zusammenhang:

$$\sigma_{L2} = 1.3 \cdot R_{p0.2} \quad (3.11)$$

Mit einer Streckgrenze von $R_{p0.2} = 235N/mm^2$ ergibt sich eine Lochleibungsfestigkeit von $\sigma_{L2} = 305Mpa$. Die Lochleibung soll nun beispielhaft an einer M16 Schraube mit einer Klemmlänge von $l = 21mm$ und einer Belastung in Scherrichtung von $F = 9353N$ berechnet werden. Der Lochleibungsdruck setzt sich nach [2] wie folgt zusammen:

$$\sigma_{L2} = \frac{F_l}{n \cdot d \cdot t_{min}} \quad (3.12)$$

Dabei entspricht n der Anzahl der Verbindungen, d dem Durchmesser der untersuchten Bohrung und t_{min} der kleinsten Klemmlänge. In diesem Beispiel wird nur eine Verbindung untersucht auf die die Kraft F wirkt. Mit $n = 1$, $d = 16mm$ für den Bohrdurchmesser einer M16 Schraube und einer konstanten Klemmlänge von $l = t_{min} = 21mm$ ergibt sich ein vorhandener Lochleibungsdruck von $\sigma_{L2} = 27.8MPa$. Es ergibt sich ein Reservefaktor für Lochleibung von $RF_l = 10.9$.

- Versagensprüfung der Schweinähte

Auch die Festigkeit der Schweißnähte wird von Hand kontrolliert. Dabei werden alle Einzelkräfte einer Naht aus dem Schalenmodell ausgelesen und aufaddiert. Für Stahl als verwendetes Schweißmaterial gilt $\sigma_{zul.} = R_{p0,2} = 235 \text{ N/mm}^2$. Da der Teststand mit unterschiedlichen Lasten betrieben wird, wird eine dynamische Belastung der Schweißnähte angenommen. Für eine dynamische Belastung gilt ein Sicherheitswert von $S=2$. Bei den Schweißnähten handelt es sich um Kehlnähte. Diese Nähte werden mit einer mittleren Güteklasse bewertet. Daraus resultiert ein Verschwächungsbeiwert $v_2=0.8$. Zusätzlich zur Güte besitzt eine Kehlnaht die dynamisch auf Zug / Druck belastet ist einen Verschwächungsbeiwert von $v_1=0.35$. Die aus den gegebenen Werten resultierende zulässige Schweißnahtspannung berechnet sich nach [10]:

$$\sigma_{Schw.,zul.} = \frac{\sigma_{Schw.,Grenz.}}{S} = \frac{v_1 \cdot v_2 \cdot \sigma_{Grenz.}}{S} = \frac{0.35 \cdot 0.8 \cdot 235 \frac{N}{mm^2}}{2} = 32.9 \frac{N}{mm^2} \quad (3.13)$$

Die in der FEM Berechnung untersuchte Zylinderanbindung hielt einer Belastung des Teststandes von xx kN zwar stand, jedoch empfiehlt die Schweißnahtauswertung eine Neukonstruktion der Geometrie. Am Beispiel einer neu konstruierten Zylinderanbindung soll eine Berechnung der Schweißnaht durchgeführt werden, es soll dabei die Mindestbreite der Schweißnaht bestimmt werden. Grundsätzlich gilt bei der Berechnung:

$$\sigma_{vorh.} = \frac{F_{Schw}}{A_{Schw}} \quad (3.14)$$

Die höchst anzunehmende Kraft, die die Schweißnaht übertragen muss, sind xx kN . Die Fläche berechnet sich aus der Länge der Kehlnaht und ihrer Breite. An jeder Lasche der Zylinderanbindung sind 2 Schweißnähte, daraus folgt:

$$A_{Schw} = 2 \cdot 2 \cdot (150 \text{ mm} \cdot x_{min}) = 4 \cdot 150 \text{ mm} \cdot x_{min} \quad (3.15)$$

Gleichung 3.15 wird nun in die Gleichung 3.14 eingesetzt. Für die vorhandene Spannung wird die zulässige Schweißnahtspannung aus Gleichung 3.13 eingesetzt. Wird die Gleichung nach x umgestellt, erhält man die mindest benötigte Schweißnahtbreite:

$$\begin{aligned} A_{Schw} &= \frac{F_{Schw}}{\sigma_{Schw.,zul.}} \\ 4 \cdot 150 \text{ mm} \cdot x_{min} &= \frac{xxxxxN}{32.9 \frac{N}{mm^2}} \\ x_{min} &= \frac{xxxxxN}{32.9 \frac{N}{mm^2} \cdot 4 \cdot 150 \text{ mm}} \\ x_{min} &= 2.5 \text{ mm} \end{aligned}$$

Für die Neukonstruktion wird eine Schweißnahtbreite von 5 mm gewählt. Mit dieser Berechnungsmethode können alle anderen Schweißnähte überprüft werden und gegebenenfalls neu dimensioniert werden.

3.1.4 Konstruktive Konsequenzen aus der Festigkeitsauswertung

Die Festigkeitsauswertung ergibt, dass einige Teile neu dimensioniert werden müssen. Dazu zählen die Zylinderanbindung, die Anbindung der Stützstreben und die Bodenanbindung. Außerdem war in dem ursprünglichen Modell des Teststandes keine zusätzliche Versteifung des großen I-Profiles für die Zylinderanbindung vorgesehen. Diese wurde schon nach der ersten FEM Berechnung in das Modell eingefügt, da an dieser Stelle schon im Schalenmodell zu große Verformungen auftraten und zu große Spannungen in der vorhandenen Versteifung vorlagen.

Die aus der FEM Berechnung ausgelesenen Kräfte, die der Teststand unter voller Belastung in den Boden einleiten würde, ergaben eine weitere konstruktive Änderung. Der Boden am Standort des Teststandes ist nicht in der Lage, die abgeleiteten Kräfte aus dem Teststand aufzunehmen. Es gibt für dieses Problem zwei Lösungsansätze:

- Der erste Ansatz wäre, den Boden unter dem Teststand zu verstärken. Dadurch müsste der Teststand nicht weiter verändert werden.
- Der zweite Ansatz sieht eine Art Bügelkonstruktion über dem Teststand vor. Dabei soll ein Bügel aus Stahlträgern vom vorderen I-Profil, an dem sich die Zylinderanbindung befindet, bis zum Aufbau der I-Profile, an denen die Möbel befestigt werden, konstruiert werden. Dieser Bügel würde die Belastung des Bodens stark verringern, da er das Moment, welches durch die Krafteinleitung des Zylinders entsteht, aufheben würde. Abbildung 3.14 zeigt den schematischen Lösungsansatz. Dieser zweite Lösungsansatz hätte unter Umständen auch zur Folge, dass die Bodenanbindungen nicht neu dimensioniert werden müssten, da auch ihre Belastung verringert werden würde, in Folge der geringeren Lasteinleitung in den Boden.



Abbildung 3.14: Schematischer Lösungsansatz einer Bügelkonstruktion zur Verringerung der in den Boden eingeleiteten Lasten

3.2 Messtechnik

In diesem Abschnitt wird ein Überblick für die am Teststand vorgesehene Messtechnik und Messausrüstung gegeben. Damit soll gezeigt werden, welche Größen am Teststand aufgezeichnet werden können und wie nach einem Versuch ausgewertet wird.

3.2.1 Anforderungen an die Messtechnik

Bei der Durchführung von Versuchen am Teststand muss vor allem die Gesamtkraft, die in den Versuchskörper eingeleitet wird aufgezeichnet und ständig kontrolliert werden können. Für die Anforderungen der EASA ist es ausreichend, wenn die in den Versuchskörper eingeleitete Kraft, nachweislich der Belastung des untersuchten Lastfalls entspricht. Diese Belastung muss über mindestens 3 Sekunden gehalten werden. Wird beispielsweise ein Versuchskörper auf den 9g Lastfall untersucht, muss gezeigt werden, dass die eingeleitete Kraft dem 9 fachen des Gesamtgewichts des Versuchskörpers entspricht. Um die FEM Berechnung und Simulation eines Versuchskörpers mit einem realen Test validieren zu können, soll zusätzlich zur Kraftmessung an ausgewählten Stellen des Versuchskörpers eine Verformung gemessen werden können. Diese kann dann mit den Verformungen im FEM Modell verglichen werden. Alle gemessenen Daten sollen in Echtzeit verfolgt, sowie nach dem Versuch gespeichert werden können.

Die Geschwindigkeit, mit der die Kraft aufgebracht wird, lässt sich über den Teststand regeln. Der Hydraulikzylinder ist weggesteuert. Es wird am Kontrollpult eine Fahrgeschwindigkeit eingestellt. Diese Messgröße ist für die Auswertung nicht relevant, da wie oben erwähnt der Versuchskörper die Kraft über eine bestimmte Zeit aushalten muss. Die Größe der Verformung des Körpers ist nicht relevant, solange durch die Verformung keine Fluchtwege blockiert werden. Die Aufzeichnung der Verformung dient am Teststand, wie beschrieben, nur dem Vergleich zur FEM Berechnung.

3.2.2 Verwendete Messtechnik

Um die eingeleitete Kraft zu messen, wird ein Präzisions-Miniatur-Kraftsensor vom Typ 8431 (siehe Abbildung 3.15) der Firma Burster Präzisionsmesstechnik⁹ verwendet. Der Sensor verfügt auf beiden Seiten über ein Gewinde, mit dem er hinter dem Zylinder und vor dem Lastgeschirr eingebaut werden kann. Der Sensor sollte nicht mit Torsions- und Knickkräften belastet werden. Trotz eines Überlastschutzes sollte der Sensor nicht öfter in dem Grenzbereich seiner Messkraft genutzt werden. Außerdem sind schlagartige Belastungen zu vermeiden. Am Teststand entsteht eine maximale Belastung von $xx\text{ kN}$. Der verwendete Sensor kann eine maximale Kraft von 100 kN verarbeiten. Somit ist sichergestellt, dass der Sensor immer in einem sicheren Belastungsbereich betrieben wird.

Die Verformung des Versuchskörpers wird mit einem potentiometrischen Wegtaster vom Typ 8712 der Firma Burster gemessen (siehe Abbildung 3.16). Dieser Sensor verfügt über einen Messbereich von 150 mm und einer Auflösung von 0.01 mm . Um eine lange Lebensdauer zu erreichen sollte der Wegsensor möglichst parallel zur Verformungsrichtung installiert werden. Die Schubstange des Wegsensors ist Federbelastet, so dass eine schlüssige Verbindung mit dem Versuchsobjekt nicht nötig ist.

⁹Burster Präzisionsmesstechnik GmbH & Co. KG, Talstrasse 1-5, 76593 Gernsbach



Abbildung 3.15: Präzisions-Miniatur-Kraftsensor, Typ 8431



Abbildung 3.16: Potentiometrischer Wegtaster, Typ 8712

Um die gemessenen Daten auszulesen wird ebenfalls aus dem Hause Burster ein USB Sensor Interface vom Typ 9205 verwendet (siehe Abbildung 3.17). Das Gerät verfügt über 4 Eingänge und kann über USB mit einem Computer verbunden werden. Es können je nach Sensor verschiedenen Signale verarbeitet werden. So kann das Gerät beispielsweise Kräfte, Drehmomente, Beschleunigungen, Wege, Winkel und auch DMS-Signale verarbeiten. Die Eingänge sind frei konfigurierbar und können auf das jeweilige Sensorsignal eingestellt werden. Anschließend können die Sensoren angeschlossen und direkt am Computer mit Hilfe der von Burster entwickelten Software DigiVision ausgelesen werden. Das Ausgabegerät kann bis zu 2500 Messwerten pro Sekunde aufnehmen und verarbeiten.



Abbildung 3.17: USB Sensor Interface, Typ 9205

4 Vergleich zwischen Full Scale Test und FEM Berechnung

In diesem Kapitel soll ein Vergleich zwischen einem, auf einem Teststand durchgeführten Versuch und einer FEM Berechnung entstehen. Es wird ein Versuchsmöbel auf einem Teststand gezogen. Die Krafteinleitung in das Möbel wird dabei durch ein auf das Möbelabgestimmtes Lastgeschirr realisiert. Dabei wird an ausgewählten Stellen die Dehnung, Verformung und Kraft im Möbel gemessen. Möbel, Lastgeschirr und Teststand sind in der FEM nachmodelliert. Das FEM Modell wird mit der Kraft, die zu einem bestimmten Zeitpunkt an einem entsprechenden Messpunktes anliegt, belastet und anschließend werden die FEM Daten mit den Messdaten verglichen.

4.1 Aufbau des Versuchsmöbels

Bei dem Versuchsmöbel handelt es sich um einen Schrank, der für den Einbau in ein Single-Aisle¹⁰ Flugzeug vorgesehen ist. Der Korpus setzt sich hauptsächlich aus Aluminiumsandwichpaneelen und Glasfasersandwichpaneelen verschiedener Stärken zusammen. Das Möbel verfügt über einen eingebauten Klappmechanismus. Dieser ermöglicht es, längere und sperrige Gegenstände (wie zum Beispiel eine Krankentrage mit Patient) in die Flugzeugkabine zu transportieren. Durch den Klappmechanismus gestaltet sich die Konstruktion des Möbels aufwendiger, da eine strukturelle Schwachstelle zu Gunsten dieses Mechanismus vermieden werden soll. Die Befestigung des Möbels erfolgt durch ein Upper Attachment an die Flugzeugstruktur und zwei Lower Attachments an die Sitzschienen der Kabine. Eine schematische Darstellung des Möbels ist in Abbildung 4.1 zu sehen.

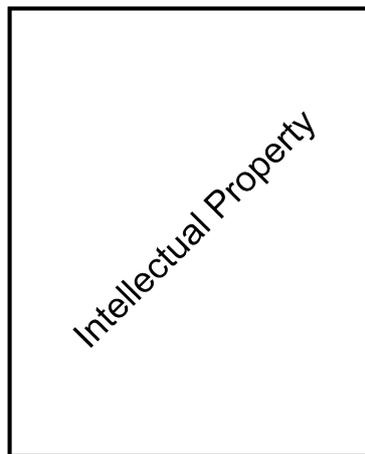


Abbildung 4.1: Schematische Darstellung des Versuchsmöbels. Links: Möbel in Start-, Flug- und Landekonfiguration. Rechts: Möbel in umgeklappten Zustand

4.2 Zugtest und Aufbau am Teststand

Der Zugtest des Versuchsmöbels wird bei einer externen Firma durchgeführt, da der Teststand der Lufthansa Technik zu diesem Zeitpunkt noch nicht verfügbar ist. Der Aufbau des Teststandes entspricht prinzipiell dem Aufbau des Teststandes der Lufthansa. Daher kann das FEM Modell des Lufthansa Teststandes für den Vergleich verwendet werden. Bei dem Zugtest wird der 9g

¹⁰Bei Single-Aisle Flugzeugen handelt es sich um Kurz- oder Mittelstreckenflugzeuge die in der Kabine nur über einen Gang verfügen.

Forward Lastfall für Emergency Landing Conditions nach EASA CS25.561 simuliert. Bei dem Versuch werden auch etwaige maximal Lasten (Payloads) in den Staufächern und Schubladen berücksichtigt.

Der Aufbau des Möbels am Teststand entspricht prinzipiell dem der Befestigung im Flugzeug. Da am Teststand keine Sitzschienen vorhanden sind, wird anstelle von Sitzschienenfittingen, das Möbel im Bereich der Lower Attachments direkt mit dem Teststand verschraubt. Die Verbindung des Möbels im oberen Bereich wird statt mit einem Tierrod mit Hilfe einer Gewindestange realisiert. Die modifizierten Anbindungen sind in Abbildung 4.2 dargestellt.

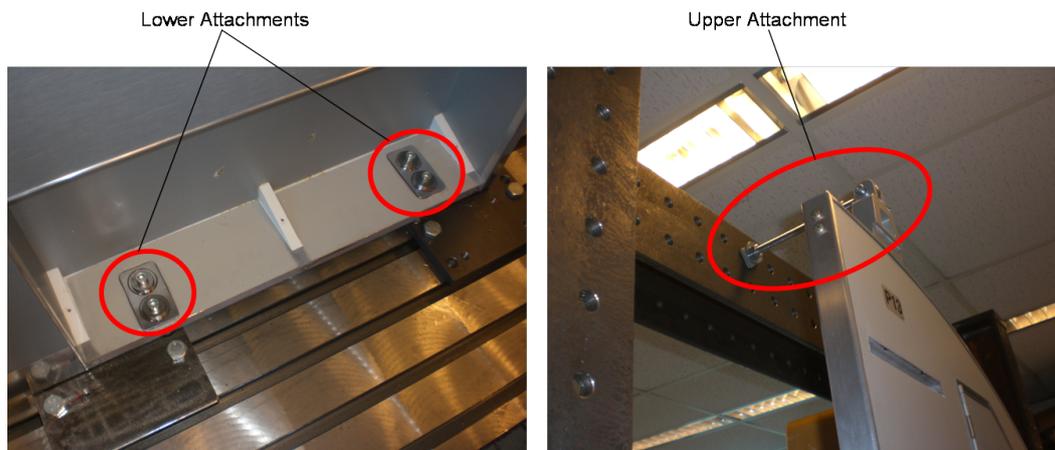


Abbildung 4.2: Modifizierte Anbindung des Versuchsmöbels an den Teststand [8]. Links: Verschraubung der Lower Attachments mit dem Teststand. Rechts: Gewindestange zur Anbindung des Upper Attachments.

Zur Durchführung des 9g Zugversuchs, wird an dem Möbel mit einem Hydraulikzylinder gezogen. Der Hydraulikzylinder ist über ein Lastgeschirr, das speziell auf das Möbel abgestimmt ist, mit dem Möbel verbunden. Um den Beschleunigungsfall realitätsnah zu simulieren, wird die Last je nach Massenverteilung im Möbel verteilt. Die Realisierung der Verteilung wird dadurch erreicht, dass die maximale Zuladung (Masse) pro Staufach oder Schublade in eine Kraft umgerechnet wird. Mit dieser Kraft wird über das Lastgeschirr an der Tür des Staufaches oder der Schublade gezogen (über die Tür oder die Schublade wird die entsprechende Last dann in das Bauteil eingeleitet). Das Eigengewicht des Möbels ohne Zuladung muss ebenfalls berücksichtigt werden. Dabei wird das Möbel gedanklich in zwei Teile unterteilt (obere und untere Hälfte) und deren Schwerpunkte ermittelt. An den Schwerpunkten wird dann mit der, dem Gewicht entsprechenden Kraft über das Lastgeschirr gezogen. Durch diese Verteilung ergeben sich an dem Versuchsmöbel 7 Punkte, an denen mit einer bestimmten Kraft gezogen werden muss. Die Kraftverteilung wird über Hebelwirkung erreicht. Durch die verschiedenen Hebel und deren Angriffspunkte ergibt sich dann das Lastgeschirr, an dem, an einem zentralen Punkt mit der Gesamtkraft gezogen wird. Die Gesamtkraft ergibt sich aus allen Einzelkräften der Hebelarme.

Für den späteren Vergleich mit den Daten aus der FEM Berechnung, werden an dem Möbel ein Wegsensor und zwei Dehnungsmessstreifen installiert. Zusätzlich befindet sich zwischen der Verbindung von Lastgeschirr und Hydraulikzylinder ein Kraftsensor, der die gesamte in das Möbel eingebrachte Kraft misst. Die Positionen der Messausrüstung und der Versuchsaufbau mit Lastgeschirr ist in Abbildung 4.3 gezeigt. Folgende Daten werden aufgezeichnet:

- Kraft [N]
- Weg [mm]
- Dehnung (horizontal) [μm]
- Dehnung (vertikal) [μm]
- Zeit [s]

Da keine exakten Positionen der Messinstrumente für den späteren Vergleich der FEM Daten bekannt sind, werden die Position der Dehnungsmessstreifen und des Wegsensors aus den Bildern ermittelt. Dies kann mit einer Toleranz von wenigen Zentimetern geschehen. Gleiches gilt für die Position, an denen das Lastgeschirr angebracht ist.

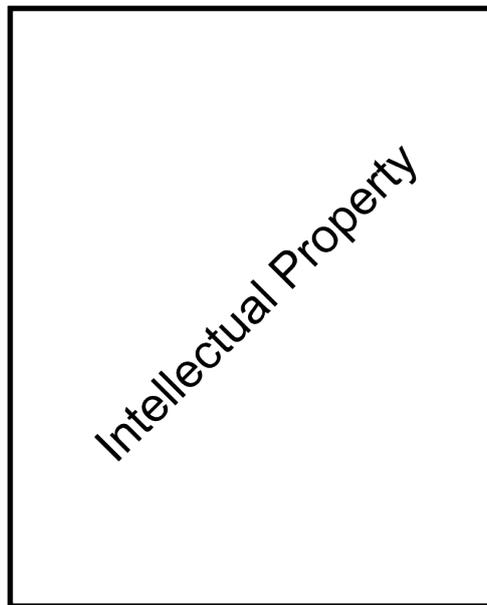


Abbildung 4.3: Lastgeschirr und Sensorik am Versuchsmöbel [8]

4.3 FEM Simulation

Im folgenden Abschnitt soll auf den Aufbau des FEM Modells des Teststandes, die Unterschiede zwischen Simulation und dem realen Versuch, sowie die Auswertung des Versuches eingegangen werden. Die FEM Berechnung wird mit dem Programm Ansys durchgeführt.

4.3.1 Aufbau des Teststandmodells

Der modellierte FEM Teststand entspricht dem derzeitigen Entwicklungsstand, des bei Luft-hansa Technik verwendeten Teststandes. Er unterscheidet sich in der Geometrie von dem Teststand, auf dem das Möbel real getestet wurde, der prinzipielle Aufbau ist jedoch sehr ähnlich. Die Modellierung des Teststandes entspricht der aus Kapitel 3. Bei dem Versuchsmöbel wird eine maximale Zugkraft von $6.1kN$ angebracht [7]. Da der Teststand auf $xx kN$ ausgelegt ist, und die Belastung deutlich kleiner ist, ist sichergestellt, dass der Teststand den Belastungen stand hält. Bei einer Belastung von $6.1kN$ wird der Teststand wie in Abbildung 4.4 gezeigt um maximal $3.7mm$ verformt. Diese Verformung tritt am oberen Querträger auf.

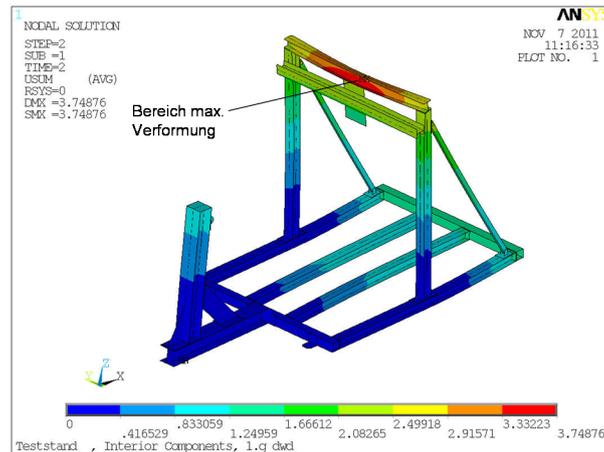


Abbildung 4.4: Verformung des Teststandes bei einer Belastung von 6.1 kN .

Je nach Methode und Befestigung der Messinstrumente, muss bei der Messung der Verformung am Möbel darauf geachtet werden, dass sich der Teststand mit verformt. Somit wäre die reine Verformung des Möbels geringer. Um einen einfacheren Vergleich zwischen FEM Modell und realem Test ziehen zu können, ist es sinnvoll, die Verformung von einem Punkt aus zu messen, der weder mit dem Teststand, noch mit dem Möbel verbunden ist. Es sollte sich also um einen Punkt handeln, der sich unter keinen Umständen verformt.

Um den realen Test in der FEM qualitativ gut nachzubilden, wird das Lastgeschirr in dem FEM Modell mit modelliert. Dabei werden die gleichen Last- und Längenverhältnisse verwendet, wie auch beim realen Lastgeschirr. Die Simulation der Lasten in den Türen wird mit Beam Elementen an den Stellen der Schlösser und Scharniere umgesetzt. Diese sind im Schwerpunkt jeder Tür miteinander verbunden. Am Türschwerpunkt greift die jeweilig zugeordnete Kraft an. Eine beispielhafte Anordnung der Beam-Elemente zeigt Abbildung 4.5. Das gesamte FEM Modell mit Versuchsmöbel und Lastgeschirr ist in Abbildung 4.6 dargestellt.

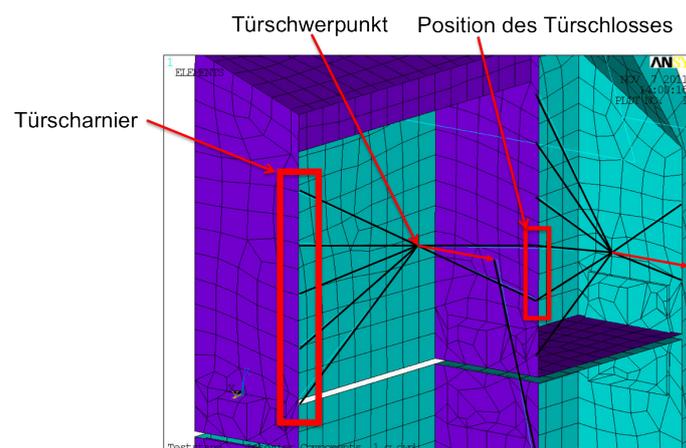


Abbildung 4.5: Beam-Elemente (schwarz) werden zwischen den Scharnieren bzw. Schlössern und Türschwerpunkt gesetzt.

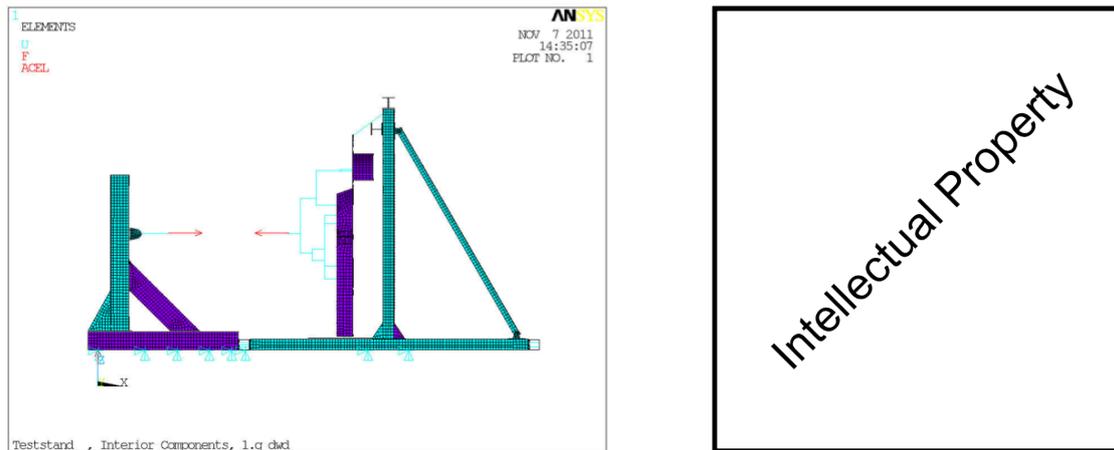


Abbildung 4.6: Kompletter Aufbau des FEM Teststandes mit Versuchsmöbel und Lastgeschirr

4.3.2 Unterschiede zwischen FEM Modell und realem Test

Um in der FEM ein nutzbares Ergebnis in einer angemessenen Rechenzeit zu erzielen, wird das Versuchsmöbel zunächst vereinfacht. Alle nicht tragenden Teile (z.B. Dekorteile) werden entfernt. Das gesamte Modell wird, wie der Teststand als Schalenmodell modelliert. Türen und Massepunkte (wie zum Beispiel ein Feuerlöscher) sind im FEM Modell nicht modelliert (siehe zum Beispiel Abbildung 4.5). Massen werden mit einer entsprechenden Last in das Modell eingebracht. Materialzusammensetzungen (z.B. ein 10mm Glasfaser Sandwichpanel geklebt auf ein 25mm Aluminium Sandwichpanel) werden durch Shell Elemente mit einem Schichtaufbau (Lagenaufbau) dargestellt. Die Anbindung innerhalb des FEM Modells zwischen Versuchsmöbel und Teststand ist denen im Flugzeug durch Upper- und Lower Attachments nachempfunden. Die Lower Attachments werden durch Federelemente simuliert und bilden die reale Verbindung gut ab. Bei dem Upper Attachment gibt es einen Unterschied zur Anbindung an den realen Teststand. Die Anbindung des Rods an den Teststand ist im realen Modell sehr steif und erlaubt nur kleine Bewegungen um die globale y-Achse. Im FEM Modell wird eine Anbindung gewählt, die eher der Anbindung im Flugzeug entspricht und eine Rotation um die globale y-Achse zulässt (siehe Abbildung 4.7). Kraftaufnehmer, DMS und Wegsensor sind keine Elemente die in der FEM modelliert werden können. Diese gesuchten Messgrößen können im Ergebnis an den jeweiligen Knoten direkt ausgelesen werden.

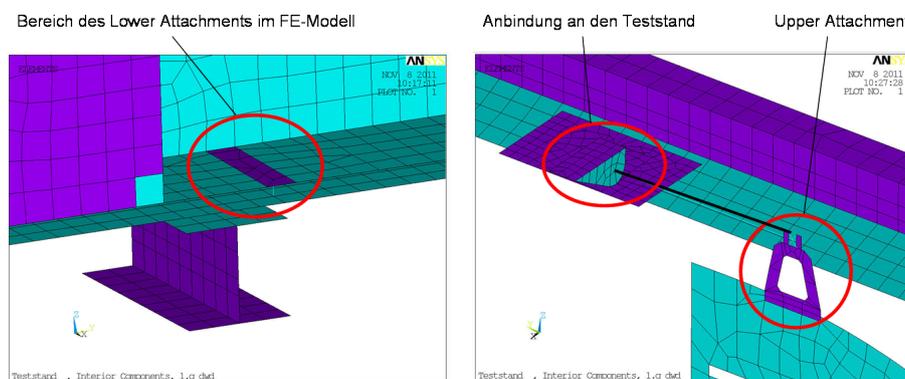


Abbildung 4.7: Upper und Lower Attachments dargestellt im FEM Modell

4.4 Auswertung und Vergleich des Versuches

In diesem Abschnitt werden Messdaten aus dem realen Versuch und der FEM Berechnung dargestellt, miteinander verglichen und anschließend analysiert. Ziel ist es, eine Aussage darüber treffen zu können, ob die Modellierung des Versuchsaufbaus in der FEM eine realistische Abbildung des tatsächlichen Verhalten des Möbels darstellt. Abbildung 4.8 zeigt beispielhaft die Gesamtverformung nach Berechnung des Modells. Gut zu erkennen ist in dieser Abbildung das Lastgeschirr, über das die Kraft eingeleitet wurde.

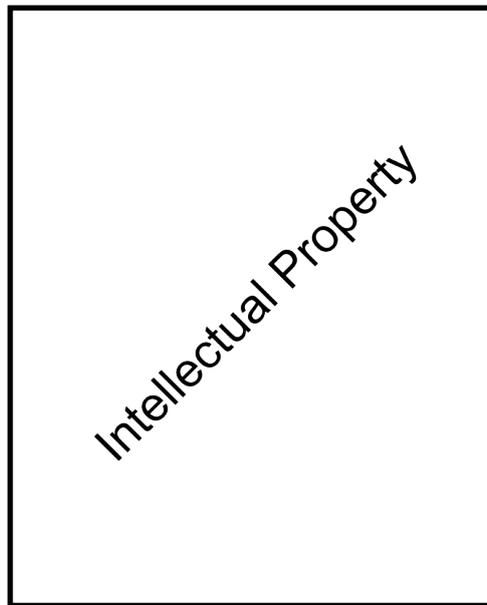


Abbildung 4.8: Verformung der Möbels und des Teststandes bei maximaler Lasteinleitung

4.4.1 Messdaten

Die Sensoren, die im Versuch verwendet werden, nehmen kontinuierlich Datenwerte auf. Aus dem FEM Modell können jedoch nur Daten bei definierter Zugkraft ausgelesen werden. Aus diesem Grund werden mehrere Belastungsfälle für das FEM Modell definiert und berechnet. Mit diesen Daten kann dann ein Vergleich mit den entsprechenden Messwerten aus dem Versuch gezogen werden. Die Zugkräfte, die für das FEM Modell definiert werden, stammen aus der Auswertung des realen Versuches. Bei dem Zugversuch zeigt das Versuchsmöbel bis ca. 4700N Belastung eine annähernd lineare Verformung (siehe Appendix C). Innerhalb dieses Bereiches werden die Zugkräfte definiert, da das FEM Modell mit einer linearen Analyse berechnet wird. In diesem Vergleich werden 5 Messzeitpunkte und ihre entsprechenden Daten aus der Versuchsdatenaufzeichnung[7] gewählt, ausgewertet und mit den entsprechenden Messdaten des Versuchs verglichen.

In den beiden Tabellen 4.1 und 4.2 sind die ausgewählten Messzeitpunkte aus dem Versuch und die korrespondierenden Lastfälle aus der FEM Berechnung die miteinander verglichen werden, abgebildet.

realer Test				
Messzeitpunkt	Kraft [N]	Verformung [mm]	Dehnung	
			Horizontal [μm]	Vertikal [μm]
100	1024	8.5986	24.19	86.51
138	1932	16.4628	40.93	147.91
206	2864	25.0716	57.67	207.44
355	3788	34.8738	73.49	269.77
568	4712	47.5014	92.09	346.98

Tabelle 4.1: Messdaten der definierten Lastfälle aus dem realen Zugversuch

FEM Modell				
Lastfall	Kraft [N]	Verformung [mm]	Dehnung	
			Horizontal [μm]	Vertikal [μm]
2	1024	8.5074	18.25	81.20
3	1932	16.5595	34.94	155.38
4	2864	24.8244	52.07	231.50
5	3788	33.0184	69.06	306.98
6	4712	41.2124	86.05	382.45

Tabelle 4.2: Messdaten der definierten Lastfälle aus der FEM-Rechnung

4.4.2 Vergleich der Messdaten

Die erfassten Messdaten werden in diesem Abschnitt direkt miteinander verglichen und anschließend in Microsoft Excel in Diagramme umgewandelt. Tabelle 4.3 zeigt die jeweilige Abweichung der Messwerte zwischen realem Zugversuch und dem entsprechenden Lastfall der FEM Berechnung.

absolute Abweichung				
Messzeitpunkt / Lastfall	Kraft [N]	Verformung [mm]	Dehnung	
			Horizontal [μm]	Vertikal [μm]
100 / 2	1024	0.0912	5.94	5.31
138 / 3	1932	-0.0967	5.99	-7.47
206 / 4	2864	0.2472	5.60	-24.06
355 / 5	3788	1.8554	4.43	-37.21
568 / 6	4712	6.289	6.04	-35.47

Tabelle 4.3: Vergleich und Differenzen der beiden Untersuchungen

Die Diagramme 4.9 bis 4.11 zeigen die Messwerte der Verformung und Dehnung jeweils über der gemessenen Kraft. Das Diagramm 4.9 zeigt für das FEM Modell eine lineare Verformung mit steigender Kraft. Die Messwerte aus dem realen Zugversuch fallen im unteren Kraftbereich mit denen der FEM Berechnung zusammen. Mit steigender Kraft steigt die Verformung gegenüber den Werten der FEM Berechnung stärker an.

Aus dem Diagramm 4.10 geht ebenfalls ein linear steigender Verlauf für das FEM Modell hervor. Die Dehnungen im Möbel beim realen Zugversuch sind ebenfalls linear und verlaufen parallel zu denen des FEM Modells.

Bei den vertikal gemessenen Dehnungen in Diagramm 4.11 ist ebenfalls ein paralleler Verlauf zwischen FEM Modell und realen Zugversuch zu erkennen. Dieser parallele Verlauf stellt sich allerdings erst ab einer Kraft von ca. 3700N ein.

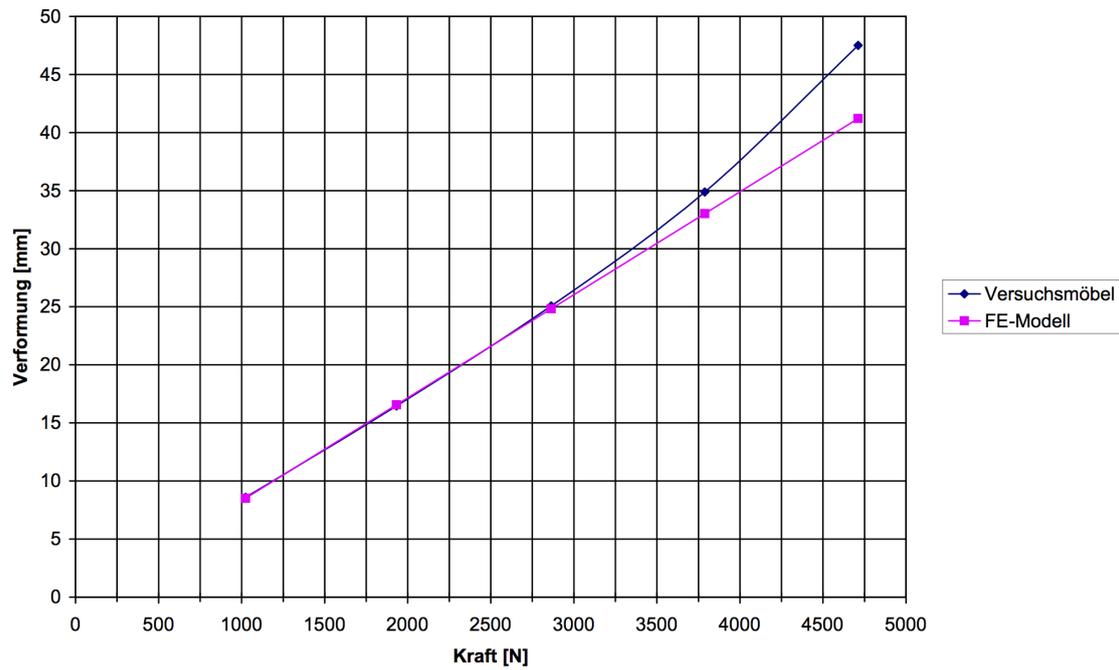


Abbildung 4.9: Vergleich der gemessenen Verformung zwischen Versuchsmöbel und FEM Modell

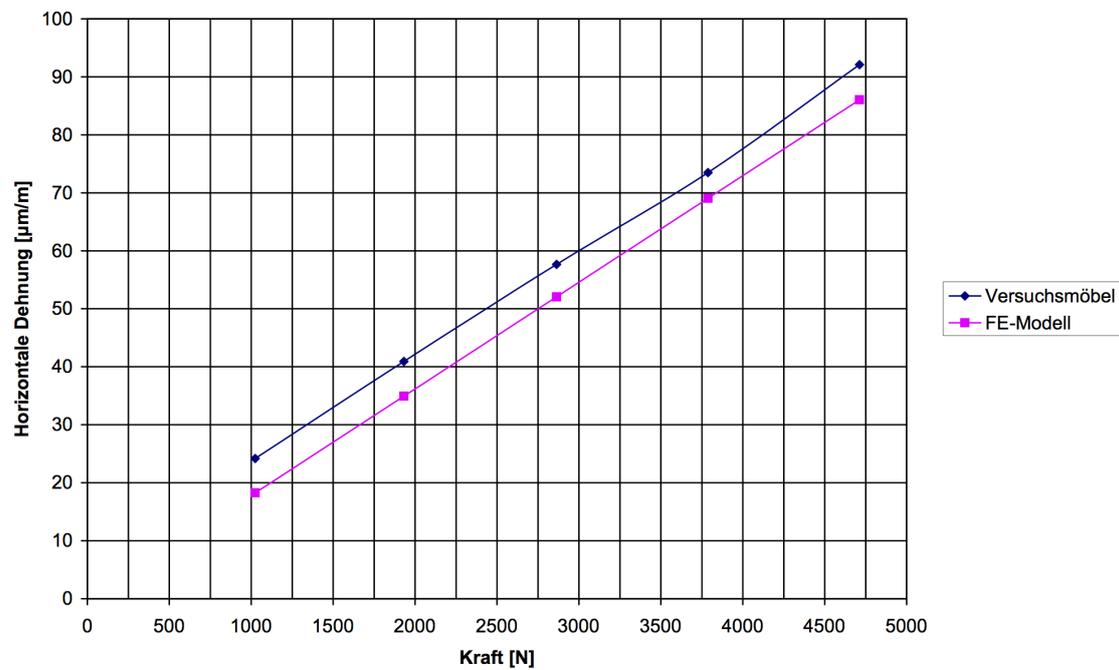


Abbildung 4.10: Vergleich der gemessenen Dehnung des horizontal installierten DMS am Versuchsmöbel und dem FE-Modell

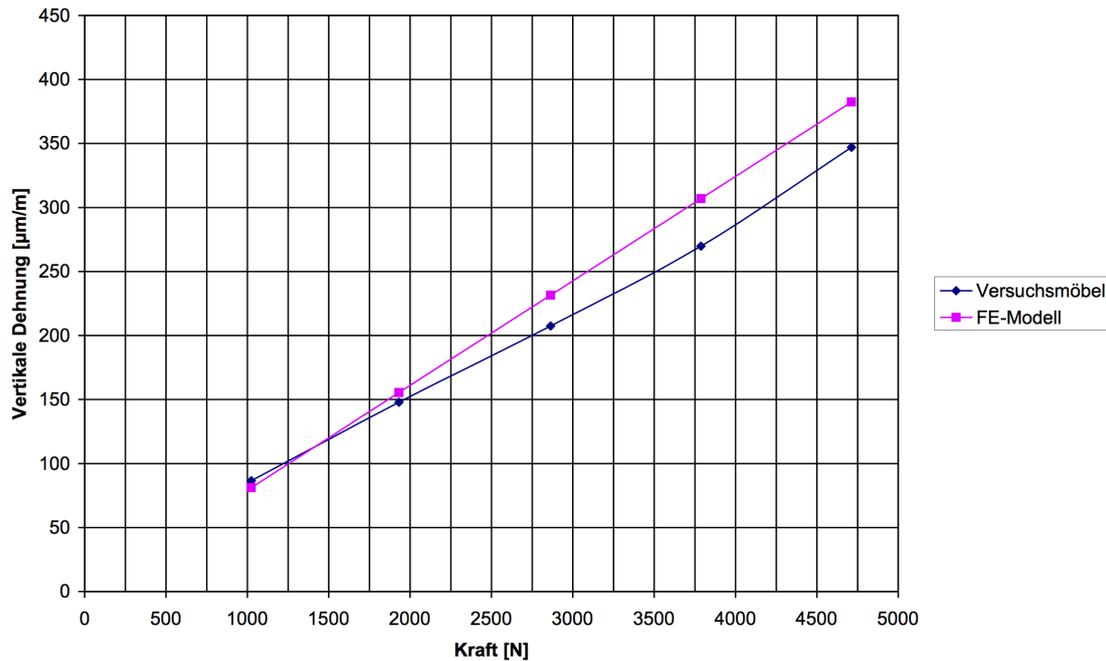


Abbildung 4.11: Vergleich der gemessenen Dehnung des vertikal installierten DMS am Versuchsmöbel und dem FEM Modell

4.5 Diskussion der Ergebnisse

In einer kurzen Diskussion sollen die Ergebnisse des Vergleiches erläutert werden. Dabei wird auf die beiden Messgrößen, Verformung und Dehnung eingegangen.

- Verformung:

Wie aus dem Diagramm in Abbildung 4.9 zu erkennen ist, sind die beiden Kurven im Bereich bis ca. 3000N sehr eng beieinander und verlaufen annähernd linear. Im Bereich über 3000N fängt die Kurve des realen Versuchsmöbels an stärker zu steigen und zeigt keine Linearität mehr auf. Dies lässt darauf schließen, dass sich die Verformung des Möbels nicht mehr im linearen Bereich befindet. Es liegt bereits eine plastische Verformung vor. Dieses Verhalten wird von der FEM Analyse nicht mit abgedeckt, da es sich um eine lineare Berechnungsmethode handelt. Damit kann das Auseinanderlaufen der beiden Kurven erklärt werden. Eine andere Erklärung für das Auseinanderlaufen der Kurven wäre eine geometrische Nichtlinearität (bei der Verformung liegen keine kleinen Winkel mehr vor). Abschließend muss aber noch beachtet werden, dass sich der Teststand, trotz der geringen Last auf das Möbel im Vergleich zur Auslegungskraft des Teststandes, mit verformt. Dieser Einfluss ist jedoch schwer zu messen und auch schwer aus dem FEM Modell zu entnehmen. Es folgt der Schluss, dass die Verformung der FEM Berechnung im linearen Bereich die Werte aus einem realen Test sehr gut abbildet.

- Dehnungswerte:

Der Vergleich der horizontalen bzw. vertikalen Dehnung aus dem Versuch mit der entsprechenden Dehnung aus der FEM Berechnung ergibt 2 unterschiedliche Kurvenverläufe (siehe Abbildungen 4.10 und 4.11). Für die Kurven aus dem FEM Modell ist jeweils ein linearer Verlauf zu erkennen. Bei der Messung der horizontalen Dehnung am realen Möbel

kann ebenfalls ein fast linearer Verlauf festgestellt werden wie in Abbildung 4.10 zu sehen ist. Die Kurven von FEM Modell und Testmodell verlaufen annähernd parallel. Da aber beiden Kurven nicht direkt aufeinander liegen, besteht die Möglichkeit, dass der DMS zum Beispiel bei einer anderen Temperatur auf das Möbel gebracht wurde, als später gemessen wurde, oder er nicht richtig mit dem Bauteil verklebt war. Des Weiteren könnte bereits eine Dehnung gemessen worden sein, obwohl noch keine Last auf das Möbel wirkte. Beide Varianten geben eine Erklärung für die entstehende Parallelverschiebung.

Bei der Messung der vertikalen Dehnung (siehe Abbildung 4.11) stellt sich ein paralleler Verlauf der beiden Kurven erst ab einer Last von ca. 3700 N ein.

Insgesamt sind diese Ergebnisse positiv zu bewerten. Alle Messgrößen (Dehnung und Verformung) können zwischen Berechnungs- und Versuchsergebnissen gut miteinander verglichen werden und zeigen auf, dass die Berechnung der FEM Modelle zu einem realistischen Ergebnis führen.

4.6 Versagensauswertung

Das Versuchsmöbel hat bei einer Last, die der 9g Belastung in Flugrichtung entspricht, die vorgeschriebene Zeit von 3 Sekunden standgehalten. Das Versuchsmöbel ist im Test dieser Last jedoch länger, bis zum Versagen, ausgesetzt. Dabei kam es zu einem schlagartigem strukturellen Versagen des Möbels. Es konnten zwei Stellen eines strukturellen Versagens ausfindig gemacht werden. Beide Stellen sind im FEM Modell nachvollziehbar.

- Klebeverbindung Lower Attachments

Das Versagen der Klebeverbindung im Bereich der Lower Attachments kann anhand einer Nahtauswertung im Vorweg vermutet werden, da hier lokal sehr hohe Beanspruchungen im Bauteil wirken. Die hohe Belastung wird in in Abbildung 4.12 grafisch dargestellt.

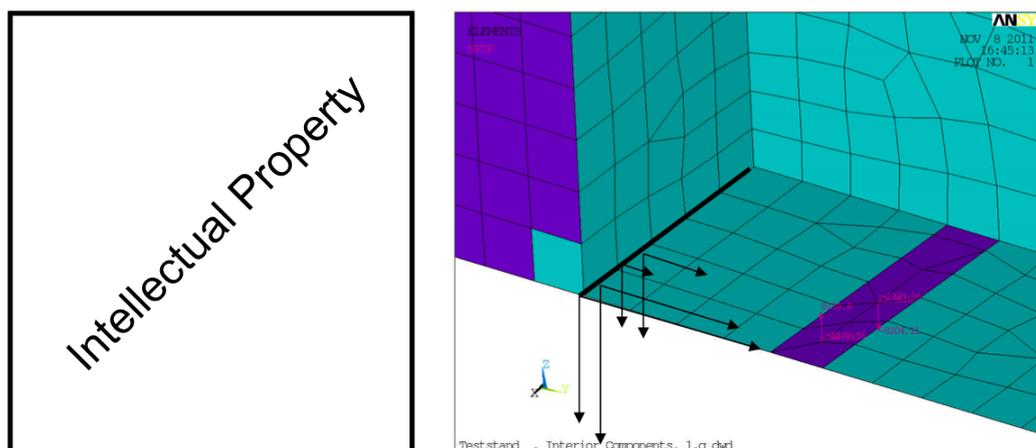


Abbildung 4.12: Links: Betroffene Klebnaht nach dem Zugtest [7]; Rechts: FEM Modell mit vektorieller Anzeige der Knotenkräfte.

Auf Grund der hohen Beanspruchungen in diesem Bereich werden vor dem Versuch zusätzlich zur Klebung sogenannte Panelpins in die Verbindung geschlagen. Diese Panelpins wirken

prinzipiell wie ein Dübel. Sie werden durch zwei zu verbindende Teile geschlagen. Anschließend werden sie mit Klebstoff ausgefüllt, welcher durch kleine Löcher durch den Panelpin in die Sandwichwaben fließt und dort aushärtet. Zusammen mit den Panelpins hat sich das Möbel plastisch an der Klebnaht verformt. Den Belastungen hat die Möbel jedoch stand gehalten. Die Klebnaht wurde bei der Verformung auf einem Stück zerstört, doch die Panelpins konnten die restliche Kraft übertragen und die Bauteile so zusammenhalten. Die Panelpins stellen eine lokale Versteifung der Struktur dar, die bei einem Schalenmodell mit etwas Aufwand modelliert werden können. Das genaue Verhalten dieser Kombination ist ohne Test nur schwer zu ermitteln. Daher gibt es für eine derartige Verbindung keine zulässigen Referenzwerte (zulässige Spannungen und Kräfte) mit denen man die Ergebnisse der FEM Berechnung vergleichen hätte könnten. Die Panelpins werden daher nicht in dem FEM Modell modelliert. Durch eine Auswertung der auftretenden Kräfte in den Deckschichten an den Stellen der Panelpins und eine Berechnung auf Lochleibungsversagen, wurde aber erwartet, dass das Bauteil an dieser Stelle den Belastungen stand hält. Zusammenfassend lässt sich also festhalten, dass die FEM Berechnung die Stelle des Versagens angezeigt hat, es jedoch der Aufmerksamkeit und Erfahrung des Nutzers obliegt eine solche Versagensstelle zu identifizieren.

- Deckschichtversagen

Die zweite Stelle, an der das Versuchsmöbel versagt, kann in dem FEM Modell zwar nachvollzogen werden, ist aber im Vorweg nicht vorherzusehen. Die Auswertung der FEM Berechnung zeigt Spannungsspitzen in Bereich eines Ausschnitts in den Deckschichten des Sandwiches an. Jedoch treten ähnlich hohe Spannungen auch in einem anderen Bereich des Versuchsmöbels auf (siehe Abbildung 4.13). Eine objektive Betrachtung der FEM Berechnung zeigt, dass an beiden Stellen das Versagen hätte auftreten können. Eine detailliertere Auswertung ist leider nicht möglich, da zu beiden Stellen zu wenige Informationen aus dem Test bekannt sind. Es lässt sich jedoch vermuten, dass durch den Ausschnitt starke Kerbspannungen im Material entstanden sind, die zu einem Versagen geführt haben.

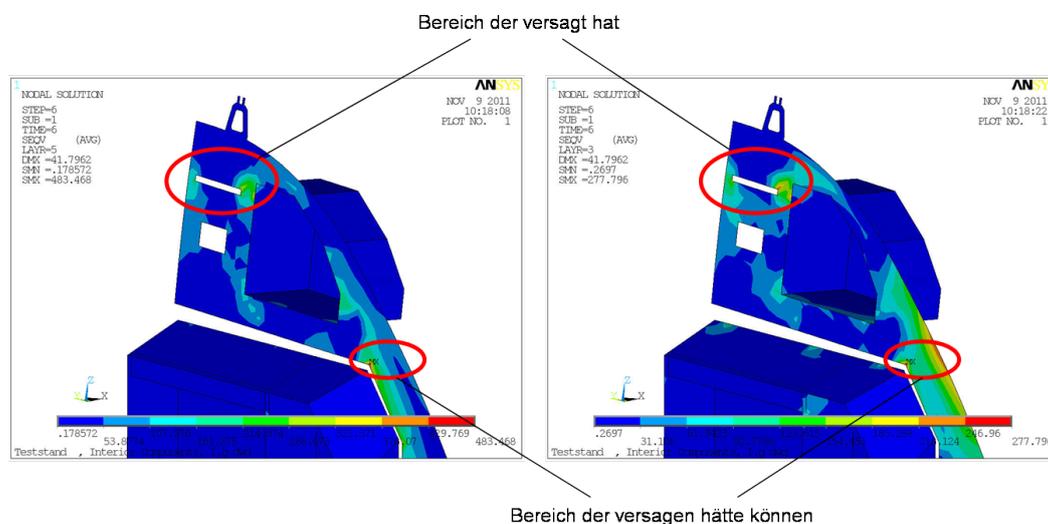


Abbildung 4.13: von Mises Vergleichsspannungen in den Deckschichten (Layer 3 und 5 des Shell Elements) des FEM Modells

5 Versuchsdurchführung und Analyse von trivialen Leichtbaukonstruktionen

Dieses Kapitel befasst sich mit einer Versuchsreihe, die dazu dienen soll, Klebenähte und Verformungen von Sandwichbauteilen zu untersuchen. Hintergrund dieser Versuchsreihe ist die Interpretation von Nahtauswertungen aus der FEM Berechnung heraus.

5.1 Ziel und Hintergrund des Versuches

Zum jetzigen Zeitpunkt gibt es Richtwerte für die Kleberfestigkeit, für bestimmte Belastungsfälle. Dies wäre zum Beispiel eine Belastung der Klebnaht rein auf Zug oder rein auf Scherung. In einem Möbel mit verschiedenen Verklebungen tritt bei einer Beschleunigungskraft jedoch nie eine reine Belastung durch Zug oder Scherung in einer Klebnaht auf. Es liegt immer eine Kombination aus Zug-, Quer- und Momentenkraft vor. Das Ergebnis der FEM Berechnung eines Schalenmodells zeigt die Kräfte dieser Belastungen an. Es ist aber nicht auswertbar, welcher Kraftanteil in einem realen Körper wie auf die Klebnaht wirkt. Somit können die durch Versuche generierten Richtwerte nicht direkt zum Vergleich mit den FEM Daten angewendet werden. Außerdem entsteht durch die Verwendung von Sandwichmaterialien und die Modellierung in der FEM als Flächenmodell an den Klebenähten eine Steifigkeit, die nicht korrekt ist. Anhand der Abbildung 5.1 soll der Unterschied zwischen FEM Modell und Realität erklärt werden. Die Methode bei der Übertragung der Verformungen in der FEM zwischen Element 2 und 3 ist die selbe, wie zwischen den Elementen 3 und 4. Betrachtet man den realen Aufbau der Klebnaht aus zwei Sandwichpaneelen, ist ein klarer Unterschied in der Struktur zu erkennen. Zwischen den Elementen 3 und 4 herrscht eine Belastung in der Ebene, während an der Klebnaht (zwischen den Elementen 2 und 3) eine Belastung senkrecht zur Ebene erfolgt.

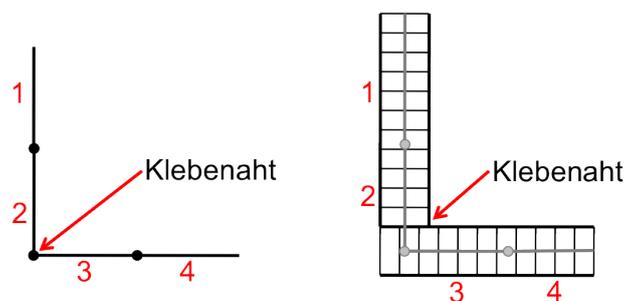


Abbildung 5.1: Aufbau einer Klebnaht in der FEM und in Realität. Links: Klebnaht zwischen Element 2 und 3 in der FEM. Rechts: Reales Aussehen einer Klebnaht

Es obliegt der Erfahrung des Statikers, die Ergebnisse der Nahtauswertung richtig zu interpretieren. Solange die ausgegebenen Werte kleiner sind als die Richtwerte, ist sichergestellt, dass die Klebeverbindung hält. Sind die Ausgabewerte allerdings größer, so muss das Möbel entweder verstärkt werden, oder der Statiker muss argumentativ nachweisen, dass diese Belastung entweder nicht real ist (z.B. entstanden durch Vereinfachungen an der Geometrie des Möbels) oder die Klebnaht trotz der Belastung hält.

Ziel der Versuche soll eine Datensammlung sein, mit der es möglich gemacht werden soll, einen Zusammenhang zwischen Zug-, Quer- und Momentenkraft zu finden. Aus diesem Zusammenhang soll bewiesen werden können, dass trotz einer bestimmten Belastungskombination (welche

in den einzelnen Kraftkomponenten vielleicht zu hoch wären) die Klebenäht hält. Durch einen Vergleich der Verformungen sollen die Steifigkeiten der Klebenähte untersucht werden. Die Versuchsobjekte werden mit derselben Modellierungsmethode wie die Möbel der Lufthansa Technik modelliert und dann mit den Lasten des Versuches belastet. Abschließend findet ein Vergleich der FEM Berechnungen mit den Versuchen statt.

5.2 Versuchsaufbau

Der Versuchsaufbau ist einfach gehalten. Sämtliche Versuchsproben werden an einer senkrecht stehenden Multiplexplatte befestigt. Die Multiplexplatte ist an einem Gerüst aus Aluminiumprofilen befestigt (siehe Abbildung 5.2). Zur Befestigung werden die Proben entweder direkt mit der Multiplexplatte verschraubt, oder über Metallwinkel mit der Platte verbunden. Die Belastung der Versuchsproben erfolgt mit Gewichten. Zur Berechnung der wirkenden Last wird das genutzte Gewicht mit der Erdbeschleunigung multipliziert. Gemessen wird bei den Versuchen lediglich die Verformung.

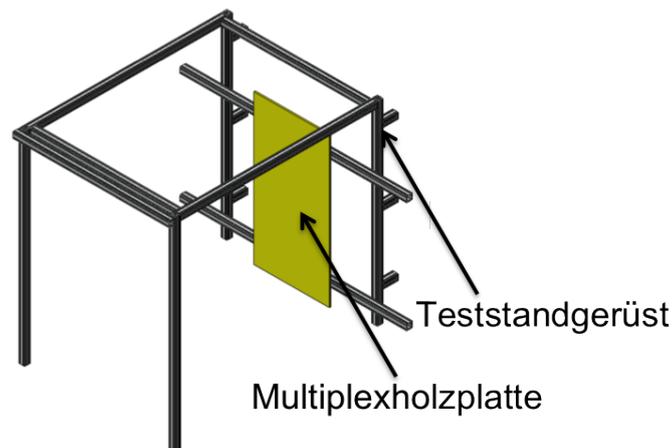


Abbildung 5.2: CAD-Modell des Versuchsaufbaus für die Versuchsproben

5.3 Aufbau der Versuchsproben

Alle Versuchsproben bestehen aus 1 Zoll dicken Glasfaser Sandwichpaneelen PH25-2-F mit einer spezifischen Masse von $\rho = 3.65 \frac{kg}{m^2}$. Die Proben werden an eine senkrecht montierte Multiplexplatte geschraubt. Im Bereich der Einspannung sind alle Proben mit 21mm Multiplexplatten verstärkt. Diese Verstärkung dient gleichzeitig auch zur besseren Anbindung der Proben an die senkrechte Platte. Jede einzelne Versuchsprobe soll kurz im folgenden Abschnitt beschrieben werden.

5.3.1 Auf Biegung beanspruchtes L-Profil (Versuchsprobe 1)

Die erste Versuchsprobe besteht aus zwei aneinander geklebten Sandwichpaneelen. Die genauen Abmaße sind im Appendix D dargestellt. Die Probe wird, wie in Abbildung 5.3 dargestellt, mit der flachen Rückseite an die Multiplexplatte des Teststandes angelegt und dann an der mit Holz verstärkten Stelle mit der Platte des Teststandes verschraubt. Zusätzlich zur Verschraubung

wird die flache Rückseite auf ca 2/3 der Länge mit einem Eisenprofil an den Teststand gedrückt. Dies soll eine ungewollte Verformung des vertikalen Sandwichpanels verhindern.

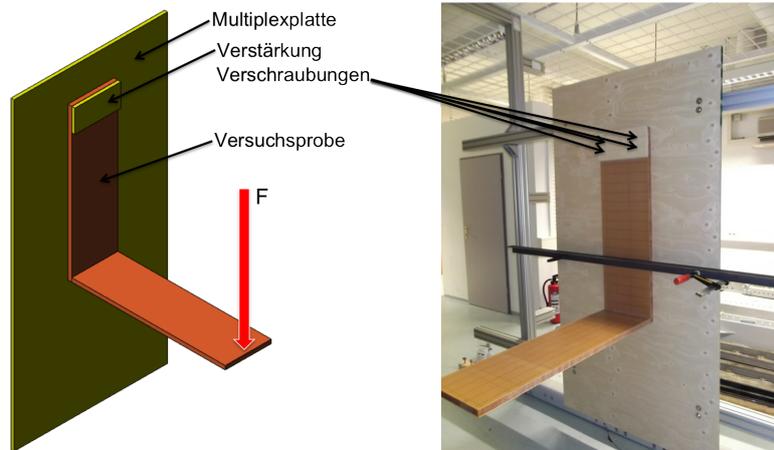


Abbildung 5.3: Links: Versuchsprobe 1 mit fester Einspannung im oberen Bereich und wirkender Last auf das horizontale Sandwichpanel; Rechts: Realer Versuchsaufbau mit zusätzlicher Einspannung durch ein Stahlprofil

5.3.2 Auf Torsion beanspruchtes L-Profil (Versuchsprobe 2)

Die zweite Versuchsprobe ist mit der ersten Versuchsprobe in den geometrischen Abmessungen identisch. Aus Abbildung 5.4 ist zu entnehmen, dass die Versuchsprobe jedoch anders an den Teststand montiert ist. Zur Anbindung an den Teststand wird die Versuchsprobe mit Stahlwinkeln an die Multiplexplatte geschraubt. Die Versuchsprobe ist daher auf beiden Seiten des Sandwichpanels mit Multiplexplatten im Bereich der Anbindung verstärkt. Die Kraft greift am größten anzunehmenden Hebelarm an. So wird die Versuchsprobe auf Torsion und gleichzeitig auf Biegung belastet.

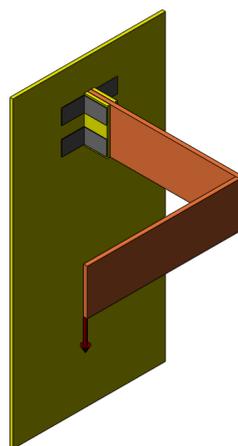


Abbildung 5.4: CAD-Modell der zweiten Versuchsprobe mit schematisch wirkender Kraft

5.3.3 Dezentral belastete Korpuseckverbindung (Versuchsprobe 3)

Bei der dritten Versuchsprobe handelt es sich um eine einfache Konstruktion einer Eckverbindung, die in vielen Möbeln wieder zu finden ist. Die Eckverbindung ist an der Seite der Verbindung zum Teststand, wie auch die anderen Versuchsproben, mit Multiplexplatten verstärkt um eine feste Einspannung zu realisieren. Die Kraft greift nicht an der Eckverbindung direkt an, sondern wie in Abbildung 5.5 zu sehen ist an der äußersten rechten Ecke der Versuchsprobe. Der Kraftangriffspunkt wurde dort gewählt, um eine Kombination von Kräften (Zugkraft, Querkraft und Moment) in der Korpuseckverbindung zu erzielen.

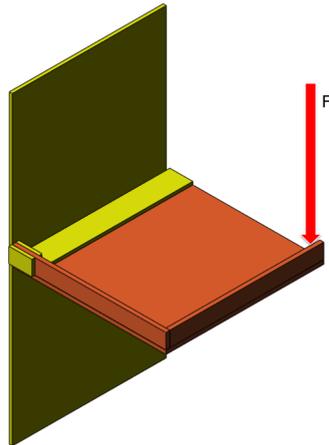


Abbildung 5.5: CAD-Modell der dritten Versuchsprobe mit schematisch wirkender Kraft

5.3.4 T-Verbindung (Versuchsprobe 4)

Die letzte Versuchsprobe besteht aus einem geklebten T-Profil, das an der Einspannung auf beiden Seiten mit 21mm dicken Multiplexplatten verstärkt ist (siehe Abbildung 5.6). Die Belastung des Profils wird über die beiden äußeren Ecken eingeleitet. Somit wird die Versuchsprobe auf Biegung belastet. Diese Biegebelastung unterscheidet sich allerdings von der Belastung der ersten Versuchsprobe, da hier gezielt die Klebnaht des Stegs beansprucht wird. In der Klebnaht treten bei dieser Art der Belastung Schubspannungen und abschälende Kräfte auf.

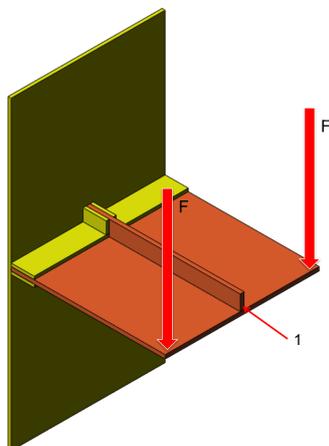


Abbildung 5.6: CAD-Modell der vierten Versuchsprobe mit schematisch wirkenden Kräften

5.4 Vorbetrachtung

Bei dieser Versuchsdurchführung ist es wichtig, dass vor dem Versuch eine Vorstellung des Versuches und der zu erwartenden Ergebnisse bekannt sind. Sonst besteht die Gefahr, dass Fehler, welche bei der Durchführung des Versuches auftreten, nicht erkannt werden. Um die Versuchsproben nicht bei der ersten Belastung zu zerstören, werden in diesem Abschnitt grobe Werte ermittelt, mit denen ein zerstörungsfreies Testen ermöglicht werden soll. Außerdem werden die jeweiligen Randbedingungen der Versuchsproben dargestellt. Es werden zunächst folgende Annahmen getroffen:

- die Sandwichpaneele sind als starre Balken betrachtet
- die zulässige Festigkeit einer Klebnaht wird mit $xx \text{ N/mm}^{11}$ angenommen (in Richtung der Klebnaht)
- nur die Deckschichten übertragen Lasten
- Die Wabe überträgt keine Lasten in der Klebeverbindung

5.4.1 Auf Biegung beanspruchtes L-Profil

Unter der Annahme, dass die Wabe keine Kraft überträgt, wird die komplette Last über die beiden Deckschichten übertragen. Abbildung 5.7 zeigt einen Querschnitt durch das L-Profil und die entstehende Kraftverteilung bei einer Belastung des Profils auf Biegung.

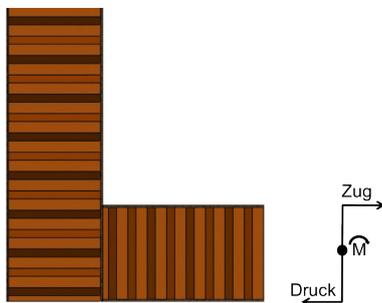


Abbildung 5.7: Querschnitt der Versuchsprobe im Bereich der Klebnaht und resultierende Kraftverteilung in den Deckschichten bei Belastung

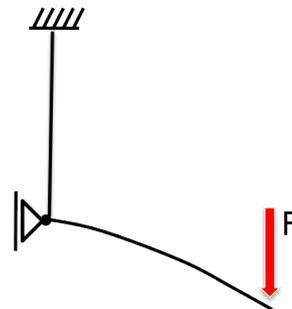


Abbildung 5.8: Erwartete Verformung der Versuchsprobe unter Krafteinfluss bei Annahme eines Balkenmodells

Die Annahme, dass die Klebnaht $xx \text{ N/mm}$ in Richtung der Klebnaht aushält besagt, dass $xx \text{ N}$ pro mm Länge der Klebnaht übertragen werden können. Betrachtet man den Querschnitt als 2D Element, kann behauptet werden, dass der Querschnitt $xx \text{ N}$ Kraft übertragen kann. Das heißt, dass bei zwei tragenden Deckschichten, jede Deckschicht $0.5 \cdot xx \text{ N}$ Kraft überträgt. Setzt man diesen Wert für die Lastverteilung aus Abbildung 5.7 ein, so resultiert daraus bei einer

¹¹Bei der zulässigen Festigkeit der Klebnaht handelt es sich um einen durch Versuche ermittelten Richtwert der zur Versagensauswertung der Klebnahte an VIP Möbeln genutzt wird.

Sandwichpaneldicke von $h = 25.4mm$ folgendes Moment:

$$M = 0.5 \cdot xxN \cdot 2 \cdot \frac{h}{2} = 190.5Nmm \quad (5.1)$$

Es wird angenommen, dass das abstehende Sandwichpanel im Bereich der Klebnaht fest eingespannt ist und am Ende mit einer Kraft (die im Versuch durch Gewichte aufgebracht wird) belastet ist. Nun kann mit Hilfe des Momentes aus Gleichung 5.1 die maximal aufzubringende Kraft berechnet werden. Bei einer Länge des Sandwichpanels von $l = 1000mm$ ergibt sich die maximal aufzubringende Kraft wie folgt:

$$\begin{aligned} F \cdot l &= M \\ F &= \frac{M}{l} \\ F &= \frac{190.5Nmm}{1000mm} \\ F &= 0.1905N \end{aligned} \quad (5.2)$$

Wie zuvor erwähnt bezieht sich diese Kraft auf eine Länge der Klebnaht von $1mm$. Da die Versuchsprobe aber eine $300mm$ lange Klebnaht besitzt, muss die berechnete Kraft noch mit der Länge der Klebnaht multipliziert werden. Es entsteht eine gesamte Kraft von:

$$F = 0.1905 \frac{N}{mm} \cdot 300mm = 57.15N \quad (5.3)$$

Diese Kraft entspricht einer Last von ca. $5.8kg$ mit denen das Sandwichpanel belastet werden kann, ohne dass eine Zerstörung der Versuchsprobe anzunehmen ist. Unter realen Bedingungen sollte die Versuchsprobe mit einer höheren Last belastet werden können, da die Versuchsprobe an der Klebnaht nicht wie angenommen fest eingespannt ist, sondern sich um die Längsachse der Klebnaht drehen kann (Rotationsfreiheitsgrad um die y-Achse). Das vertikal stehende Sandwichpanel kann sich verformen und wird so einen Teil der Belastung aufnehmen. Es wird ungefähr eine Verformung, wie in Abbildung 5.8 gezeigt, erwartet.

5.4.2 Auf Torsion beanspruchtes L-Profil

Auch bei dieser Versuchsprobe soll zuerst auf die Klebnaht eingegangen werden. Unter der Annahme, dass sich das eingespannte Sandwichpanel sehr steif verhält und die Klebnaht senkrecht bleibt, ergibt sich eine Kraftverteilung nach Abbildung 5.9.

Da die Klebnaht nur bis zu einer Kraft von $xx \frac{N}{mm}$ belastet werden darf, kann angenommen werden, dass die maximale Kraft die in der Klebnaht auftreten darf $xx \frac{N}{mm}$ beträgt. Der Kraftverlauf ist linear und aus den geometrischen Abmessungen ergibt sich folgende Funktion für den Kraftverlauf:

$$f(x) = \frac{150mm}{xx \frac{N}{mm}} \cdot x = 10 \frac{mm^2}{N} \cdot x$$

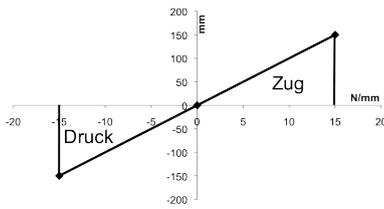


Abbildung 5.9: Angenommene Kraftverteilung in der Klebnaht

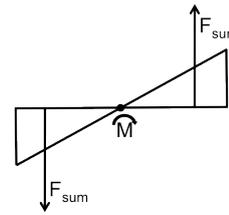


Abbildung 5.10: Angriffspunkt der resultierenden Kraft

Die Funktion wird benötigt, um die gesamte Zugkraft zu ermitteln, die auf die Klebnaht wirkt. Zur Berechnung der gesamten Zugkraft wird das Integral in den Grenzen von $0 \frac{N}{mm}$ bis $15 \frac{N}{mm}$ gebildet:

$$\begin{aligned}
 F_{sum} &= \int_0^{15 \frac{N}{mm}} f(x) dx \\
 F_{sum} &= \int_0^{15 \frac{N}{mm}} 10 \frac{mm^2}{N} \cdot x dx = 5 \frac{mm^2}{N} \cdot x^2 \Big|_0^{15} \\
 F_{sum} &= 5 \frac{mm^2}{N} \cdot 225 \frac{N^2}{mm^2} \\
 F_{sum} &= 1125N
 \end{aligned} \tag{5.4}$$

Bei einer dreieckigen Streckenlastverteilung wie sie hier vorliegt, greift die resultierende Kraft bei $\frac{2}{3}$ der Grundstrecke an (siehe Abbildung 5.10). Aus diesem Kräftepaar kann ein Moment berechnet werden, welches an der Klebnaht angreift. Dieses Moment darf durch die Belastung mit Gewichten am Ende der Versuchsprobe nicht überschritten werden. Für das Moment an der Klebnaht gilt $M = F \cdot l$. Mit dieser Beziehung wird die maximal zulässige Kraft ausgerechnet:

$$\begin{aligned}
 M &= 2 \cdot \left(F_{sum} \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{h}{2} \right) \\
 F \cdot l &= 2 \cdot \left(F_{sum} \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{h}{2} \right) \\
 F &= F_{sum} \cdot \frac{2 \cdot h}{3 \cdot l} \\
 F &= 1125N \cdot \frac{2 \cdot 300mm}{3 \cdot 1000mm} \\
 F &= 225N
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

Diese Kraft entspricht ungefähr einer Last von ca. $22.9kg$ die an das Ende der Versuchsprobe gehängt werden kann, ohne dass die Klebeverbindung versagt. Diese Auslegung sollte konservativ sein, da die Berechnung unter der Annahme erfolgt, dass das eingespannte Sandwichpanel nicht tordiert. Durch die Torsion wird Kraft durch die Klebnaht in das eingespannte Sandwichpanel geleitet und entlastet somit die Klebnaht. Die Versuchsprobe kann daher eine höhere Last aufnehmen als berechnet.

Bei dieser Versuchsprobe gibt es aber eine zweite Stelle, an der ein Versagen auftreten kann. Dort, wo die Verstärkung durch Multiplexplatten aufhört, kommt es durch die Torsion des Sandwichpanels zu einer sprunghaften punktuellen Krafteinleitung. An dieser Stelle kann es passieren, dass die Wabe auf Grund der hohen lokalen Belastung zusammengedrückt wird. Aus der Material Spezifikation der Lufthansa Technik für Sandwichpaneele [4] geht hervor, dass das verwendete Sandwichpanel bei einem 3-Punkt Biegeversuch eine Kraft von $1665N$ aushält, bevor es zum lokalen Versagen kommt. Bei dem 3-Punkt Biegeversuch wird die Kraft gleichmäßig auf eine $76mm$ breite Probe aufgebracht. Das ergibt eine Kraft von ca. $21.9 \frac{N}{mm}$. Nach der Klebenaht werden keine weiteren Kräfte in das Sandwichpanel eingeleitet. Daraus wird geschlossen, dass an der verstärkten Stelle des Sandwichpanels, der Querschnitt der Versuchsprobe rein auf Torsion belastet ist. Eine Torsionsbelastung bedeutet, dass an den äußersten Punkten des Panels die größten Kräfte wirken. An dieser Stelle darf die Kraft nicht größer als $21.9 \frac{N}{mm}$ sein. Die Auslegung der Klebenaht beruht darauf, dass an keiner Stelle mehr als $xx \frac{N}{mm}$ auftreten. Auch bei dieser Rechnung wird davon ausgegangen, dass die größte Kraft an den äußersten Punkten angreift. Daraus kann vermutet werden, dass bevor es zum lokalen Versagen der Wabe kommt, die Klebenaht versagt.

Auf Grund der Verformung der Versuchsprobe durch die Belastung und das nicht betrachtete Eigengewicht, können die realen Lasten an der Verstärkung jedoch höher sein als die in der Klebenaht. Diese Einflüsse lassen sich aber in einer Handrechnung nicht erörtern. Daher sollte im Versuch die Belastung der Probe langsam gesteigert werden.

5.4.3 Dezentral belastete Korpuseckverbindung

Bei der Korpuseckverbindung ist eine Vorbetrachtung auf Grund von mehreren Klebenahten nicht einfach durch eine Handrechnung zu erstellen. Es soll daher angemerkt werden, dass die Vorbetrachtung lediglich dazu dient, eine Abschätzung über die Lasten treffen zu können, bei der ein zerstörungsfreier Versuch gewährleistet ist. Die Versuchsprobe verfügt über drei Klebenahten. Bei einer Betrachtung der Probe ist es schwierig vorherzusagen, an welcher Stelle das Bauteil am ehesten versagen wird. Über die senkrechte Klebenaht kann eine Abschätzung getroffen werden, ab welcher Lasteinwirkung auf die Versuchsprobe die Klebenaht versagt. Dazu wird zunächst eine starke Vereinfachung der Probe vorgenommen. Bei dieser Vereinfachung wird die Bodensandwichplatte der Versuchsprobe vernachlässigt. Dies hat zur Folge, dass die Belastung der Klebenaht der selben Belastung wie in Abschnitt 5.4.2 entspricht. Analog dazu kann nun die Kraft berechnet werden, bei der ein Versagen der Klebenaht wahrscheinlich ist. Bei der Berechnung ändert sich die Funktion mit der die Kraft, die auf die Klebenaht wirkt, berechnet wird. Außerdem beträgt die Länge der Klebenaht bei der Versuchsprobe statt $300mm$ nur $100mm$. Daraus folgt zur Bestimmung der Kraft das Integral:

$$\begin{aligned}
 F_{sum} &= \int_0^{xx \frac{N}{mm}} \frac{10mm^2}{3N} \cdot x \, dx = \frac{5mm^2}{3N} \cdot x^2 \Big|_0^{xx} \\
 F_{sum} &= \frac{5mm^2}{3N} \cdot 225 \frac{N^2}{mm^2} \\
 F_{sum} &= 374N
 \end{aligned} \tag{5.6}$$

Mit der Kraft von $374N$ und einer Länge von $100mm$ der Klebnaht lässt sich das Moment berechnen, dass an der Klebnaht anliegt. Unter der Annahme, dass die Klebnaht senkrecht bleibt (keine Torsion der Sandwichpaneele) kann nun die Kraft berechnet werden, die am Ende des frei hängenden Panels maximal angreifen darf. Die Rechnung wird analog zu Abschnitt 5.4.2 aufgestellt. Die Rechnung ergibt eine maximal zulässige Belastung von $F = 25N$. Die Kraft entspricht einem Gewicht von ca. $2.5kg$.

Diese Belastung ist im Vergleich zu der Versuchsprobe aus Abschnitt 5.4.2 deutlich geringer. Jedoch ist das Ergebnis auf Grund der Vereinfachungen nur bedingt aussagekräftig. Das horizontale Sandwichpanel, welches in dieser Rechnung nicht berücksichtigt wird, wird einen großen Teil der Beanspruchung aufnehmen und sich verbiegen. Dies entlastet die senkrechte Klebnaht deutlich. Trotz der einfachen Geometrie ist diese Versuchsprobe mit reiner Starrkörpermechanik nicht mehr zu berechnen. Eine weitere Betrachtung der Versuchsprobe zur Auslegung der Belastungsgrenze erfolgt daher direkt mit dem FEM Modell im Abschnitt 5.5. In dem Abschnitt wird dann auch eine Betrachtung der Versteifung vorgenommen werden, da auch bei dieser Probe ein lokales Versagen der Wabe auftreten kann.

Abschließend kann aus diesem Abschnitt die Schlussfolgerung gezogen werden, dass die Versuchsprobe mit einem höheren Gewicht belastet werden kann. Es wird daher in der Versuchsdurchführung mit einem geringen Gewicht begonnen, welches im Verlaufe des Versuches bis an das berechnete Gewicht aus dem FEM Modell gesteigert wird.

5.4.4 T-Verbindung

Die Vorbetrachtung der T-Verbindung gestaltet sich, wie auch schon die Eckverbindung schwierig. Die Klebnaht ist auf Schub belastet. Ein Klebstoff kann Schubkräfte besonders gut aufnehmen. Allerdings kommt zu der Schubbelastung eine abschälende Wirkung hinzu, da die Versuchsprobe am äußersten Ende belastet wird. Die horizontale Sandwichplatte wird auf Biegung beansprucht, jedoch ist die Biegesteifigkeit der Platte nicht so hoch wie die des Steges¹². Auf Grund dieser unterschiedlichen Biegesteifigkeiten kommt es in der Klebnaht zur Ausbildung von Zugkräften. Da es sich um eine Biegebelastung handelt, ist die Kraft an der äußersten Stelle (Punkt 1, Abbildung 5.6 in Abschnitt 5.3.4) der Klebnaht am höchsten und wird dann, je weiter man der Einspannung entgegen kommt, geringer. Die Zugkraft darf an dieser Stelle $xx \frac{N}{mm}$ nicht überschreiten, da es sonst zur Abschälung kommt. Rechnerisch per Hand, lässt sich dieser Wert aus den gegebenen Belastungen nicht berechnen. Daher wird auch diese Versuchsprobe vor dem Versuch mit einer FEM Berechnung analysiert.

Eine Vorbetrachtung der Versuchsprobe hinsichtlich lokales Versagen der Wabe ist, wie auch bei der Korpuseckverbindung nur bedingt möglich. Es wird angenommen, dass sich die horizontale Sandwichplatte unter der gegebenen Belastung wie ein Biegebalken verhält und dass sich die Holzversteifungen unter der Belastung nicht verformen. Dabei entstehen die in Abbildung 5.11 gezeigten, vereinfachten Auflagerreaktionen.

¹²In die Biegesteifigkeit gehen das E-Modul und das axiale Flächenmoment 2.Grades ein. In dem axialen Flächenmoment 2.Grades eines Rechteckquerschnittes wird die Höhe mit Faktor 3 potentielliert. Da der Steg höher ist als die Platte, ist die Biegesteifigkeit des Steges gegenüber der Platte viel größer

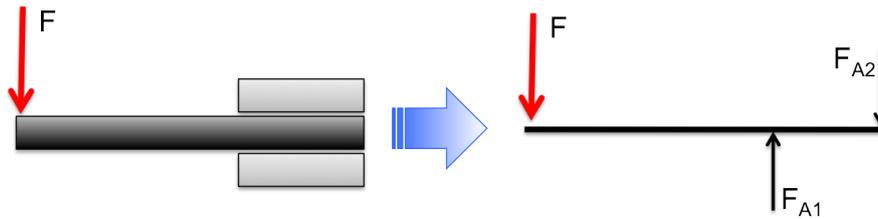


Abbildung 5.11: Einspannung und vereinfachte Auflagerreaktionen der T-Verbindung

Um die maximale Kraft F berechnen zu können, die auf das Sandwichpanel aufgebracht werden darf, ohne dass ein lokales Versagen der Wabe auftritt, wird ein Momentengleichgewicht um den Angriffspunkt der Kraft F_{A2} aufgestellt.

$$\begin{aligned} \sum M &= 0 \\ 0 &= F \cdot l - F_{A1} \cdot l_2 \\ F &= F_{A1} \cdot \frac{l_2}{l} \end{aligned} \quad (5.7)$$

In Abschnitt 5.4.2 wurde dargestellt, dass ein Sandwichpanel ca. $21.9 \frac{N}{mm}$ Druckkraft aushält, bevor ein lokales Versagen auftritt. Die T-Verbindung ist auf einer Breite von $1000mm$ mit Holz verstärkt. Daraus ergibt sich für die Versagenslast der Wert $21900N$. Bei dieser resultierenden Kraft, gleichmäßig verteilt über die Breite, würde die Versuchsprobe versagen. Wird dieser Wert für F_{A1} in die Formel 5.7 eingesetzt und F berechnet ergibt sich eine Kraft von $F = 3286N$. Die Versuchsprobe wird jedoch nicht gleichmäßig über die Breite belastet, sondern nur mit zwei Einzelkräften (jeweils an den äußersten Punkten). Es wird angenommen, dass die Einzelkräfte jeweils über eine Breite von ca. $30mm$ in die Versuchsprobe eingeleitet werden. Mit den bereits berechneten Werten würde sich daraus eine zulässige Gesamtbelastung von $F = 197.16N$, bzw. $98.58N$ ($\approx 10kg$) pro Einzelkraft ergeben. Da das Sandwichpanel aber durch den Steg versteift ist, und die restliche Platte nicht belastet ist, wird die Kraft besser verteilt, als in dieser Vorbetrachtung angenommen. Eine Analyse des FEM Modells wird auch in diesem Fall zusätzlich vorgenommen.

5.5 Modellierung der Versuchsproben in der FEM

Bevor der Test mit den Testproben durchgeführt wird, werden alle Versuchsproben in Ansys als FEM Modell modelliert. Damit soll erreicht werden, dass erstens die in Abschnitt 5.4 berechneten Randbedingungen überprüft werden können. Zweitens soll an den FEM Modellen vor Versuchsbeginn die Verformung der Messpunkte untersucht werden. Dies wird gemacht um bereits während des Versuches Messdaten miteinander vergleichen zu können. Treten dabei große Unstimmigkeiten (Diskrepanzen) auf, kann geprüft werden, ob alle Randbedingungen des Versuches mit denen der FEM Berechnung übereinstimmen. Auf diese Weise kann eine falsche Versuchsdurchführung vermieden werden. In den folgenden Abschnitten wird die Modellierung der Versuchsproben genauer beschrieben.

5.5.1 Allgemeine Modellierungsmethode der Versuchsproben

Die CAD Daten der Versuchsproben werden als Parasolid Datei exportiert und mit dem Ansys Design Modeler ausgelesen. Von der importierten Datei wird ein Mittelflächenmodell erstellt. Mittels Skizzen werden Punkte auf den Flächen definiert, die später bei der Vernetzung als Zwangspunkte bestehen bleiben. Diese Punkte sind die Messpunkte, die auf den Zeichnungen im Appendix D dargestellt sind. In Abbildung 5.12 ist beispielhaft dargestellt wie der Aufbau einer Versuchsprobe als Mittelflächenmodell aussieht. Die Gesamtfläche des Sandwichpanels wird unterteilt. So bekommen die mit Holz verstärkten Bereiche eine eigene Fläche zugewiesen. Beide Flächen werden jedoch an der Stoßkante miteinander verbunden. Dies dient dem Zweck, dass den verwendeten Shell-Elementen unterschiedliche Eigenschaften zugewiesen werden können, das Sandwichpanel an sich aber ein einzelnes Bauteil bleibt.

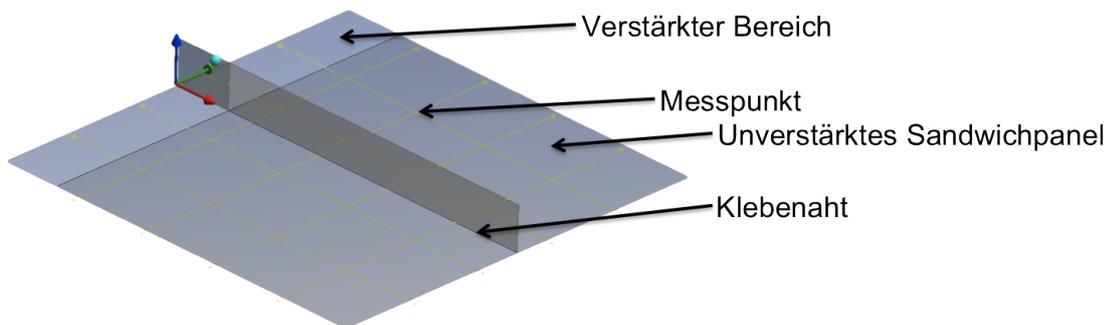


Abbildung 5.12: Mittelflächenmodell mit Messpunktskizze (gelbe Gitternetzlinien)

Nach der Vorbereitung der Versuchsprobe im Design Modeler wird das Modell an die Mechanical Programmumgebung von Ansys übergeben. Die Versuchsproben werden mit einer Kantenlänge von ca. 30mm pro Element vernetzt. Anschließend werden die Bestandteile der Versuchsprobe in bestimmte Auswahlgruppen, sogenannte *Named Selections*, eingeteilt. Zum einen werden die jeweiligen Flächen nach ihrer Ausrichtung im Koordinatensystem eingeteilt, zum Beispiel eine horizontale Fläche in die x-y-Ebene. Und zum anderen werden Elemente mit gleichen Eigenschaften jeweils einer Gruppe zugeordnet, z.B. alle Sandwichpaneele aus gleichem Material und gleicher Dicke.

Die Zuweisung der Ausrichtung im Koordinatensystem ist deshalb wichtig, da das Modell aus ani-

sotropen Werkstoffen besteht und es somit über richtungsabhängige mechanische Eigenschaften verfügt. Durch die Zuweisung werden die Werkstoffeigenschaften mit der richtigen Ausrichtung dem Element zugeordnet. Die Auswahl gleicher Elemente mit gleichen Eigenschaften ist dafür wichtig, dass die jeweiligen Werkstoffeigenschaften jeweils den richtigen Elementen zugeordnet werden.

Als letzter Schritt im Mechanical wird nun ein Befehlsskript in ADPL geschrieben. Dieses Skript ruft zunächst den *"Model creation preprocessor"*, also den Ansys Preprozessor auf und lädt dann aus einem anderen Skript eine Eigenschaftsdatei (auch in APDL geschrieben) ein. In dieser Eigenschaftsdatei sind alle mechanischen Eigenschaften der Werkstoffe, die bei der Herstellung für VIP-Möbel verwendet werden, hinterlegt. Zusätzlich zu den mechanischen Eigenschaften werden in dieser Datei auch die Schalenelemente mit Lagenaufbau definiert. So besteht beispielsweise das verwendete Sandwichpanel aus drei verschiedenen Lagen:

- obere Lage ist die Deckschicht mit Material A und Dicke B
- mittlere Lage ist der Kern mit Material C und Dicke D
- untere Lage ist die Deckschicht mit Material A und Dicke B

Jede Lage ist mit einem bestimmten Material verknüpft. Daraus ergibt sich dann der Aufbau eines anisotropen Faserverbundmaterials, welches einer bestimmten Elementengruppe (Auswahl gleicher Materialien mit gleichen Stärken) zugeordnet wird.

Am Ende dieser Programmierung wird im Mechanical eine Ausgabedatei aus dem vorhandenen Modell geschrieben, welche mit Ansys Classic geöffnet und weiter bearbeitet werden kann. Im Ansys Classic wird die Ausgabedatei eingelesen und zunächst kontrolliert, ob die Eigenschaftsdatei richtig eingelesen worden ist und ob allen Elementgruppen die richtigen Eigenschaften zugewiesen worden sind. Als letzter Schritt von der Berechnung des Modells werden die Schrauben modelliert, mit denen die Versuchsproben am Teststand befestigt werden. An den Endknoten der Schrauben werden Zwangsbedingungen definiert, die keine translatorische Bewegung der Knoten zulassen. Damit sind die Versuchsproben im Raum fest definiert. Die Aufbringung der verschiedenen Lasten erfolgt ebenfalls über eine Skript-Datei. In dieser Skript-Datei werden die Knoten, an denen die Last angreifen soll mit APDL Befehlen selektiert und anschließend die Kraft und Wirkungsrichtung definiert. Da es sich bei den Lasten um Flächenlasten handelt, wird ein Bereich definiert, auf den die Last aufgebracht werden soll. Anschließend wird die Last gleichmäßig auf alle in diesem Bereichen befindlichen Knoten aufgeteilt. Über die Skript Datei können beliebig viele Lastfälle für das Modell programmiert werden, die dann in einer Berechnung berechnet werden. Die Skript-Datei ruft vor der Berechnung die Ansys Classic Datenbank des zu berechnenden Modells auf und bringt die Lastfälle in das FEM Modell ein.

Nach der Berechnung wird das FEM Modell in Ansys Classic geöffnet und die Ergebnisdatei eingeladen. Für die Versuchsauswertung werden die entsprechenden Messpunkte am FEM Modell selektiert und die entsprechenden Verformung oder Kräfte in x-,y- oder z-Richtung des globalen Koordinatensystems ausgelesen.

5.5.2 Modellierung der einzelnen Versuchsproben

Nachdem die allgemeine Modellierung beschrieben ist, wird in diesem Abschnitt das FEM Modell jeder einzelnen Versuchsprobe beschrieben und auf deren Besonderheiten eingegangen.

- Auf Biegung beanspruchtes L-Profil

Die Versuchsprobe ist in Abbildung 5.13 dargestellt und weist keine Besonderheiten in der Modellierung auf. Die Einspannung der Probe wird im Bereich der Verstärkung durch 4 Schrauben simuliert (siehe dazu Abschnitt 5.5.1). Außerdem werden zusätzlich zu den Schrauben, noch einige Knoten im Modell direkt mit einer Zwangsbedingung, die keine translatorische Bewegung in x-Koordinatenrichtung erlaubt, versehen. Dabei handelt es sich um sämtliche Knoten am Ende des vertikalen Sandwichpanels, da sich die Versuchsprobe an dieser Stelle sonst in negative x-Richtung bewegen würde. Im Versuch befindet sich hier jedoch die Multiplexplatte des Teststandes, die keine Verformung in negative x-Richtung zulässt. Auch in dem Bereich, in dem beim Versuch das Stahlprofil montiert ist, wird die translatorische Bewegung der Knoten in x-Richtung gesperrt. Hier würde sich die Versuchsprobe ohne Randbedingung in positive x-Richtung verformen, was aber durch das Stahlprofil verhindert wird.

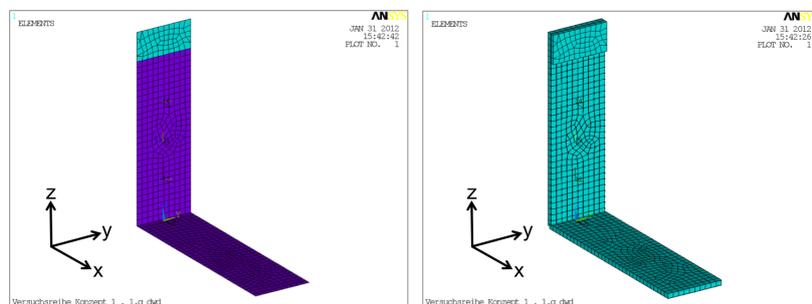


Abbildung 5.13: FEM Modell der Versuchsprobe 1. Links: Modell in der Schalenansicht; Rechts: Visualisierung der in der Schale definierten Wandstärken.

- Auf Torsion beanspruchtes L-Profil

Im Versuch wird die Belastung durch ein Loch im Sandwichpanel aufgebracht, die Last greift also bei dieser Versuchsprobe sehr punktuell an. Es wird daher keine Flächenlast definiert, sondern ein einzelner Punkt ausgewählt, an dem die Last angreift. Die Lage des Punktes entspricht der der Bohrung in der realen Versuchsprobe. Die restliche Modellierung der Versuchsprobe weist keine Besonderheiten auf. Das fertig modellierte FEM Model ist in Abbildung 5.14 dargestellt.

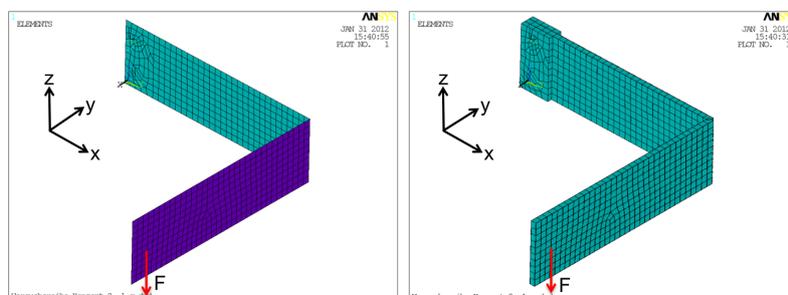


Abbildung 5.14: FEM Modell der Versuchsprobe 2. Links: Modell in der Schalenansicht; Rechts: Visualisierung der in der Schale definierten Wandstärken.

- Korpuseckverbindung

Bei der Modellierung der in Abbildung 5.15 gezeigten Korpuseckverbindung gibt es keine Besonderheiten. Es wird allerdings vor Versuchsdurchführung geprüft, mit welchen Lasten die Versuchsprobe sicher belastet werden kann. Dieser Schritt der Vorauslegung und Vorbetrachtung war in Abschnitt 5.4.3 nicht durchführbar. Die Auswertung der Knotenkräfte für eine Belastung von max. 50kg ergibt, dass die Versuchsprobe dieser Belastung standhält. Zu diesem Zeitpunkt ist noch nicht absehbar, wie viel Gewicht und in welchen Gewichtsschritten bei der Versuchsdurchführung zur Verfügung steht. Daher wird zunächst die Versuchsprobe mit einer Kraft entsprechend 50kg belastet. Nach der Versuchsdurchführung mit den entsprechend höheren Lasten, wird die FEM Berechnung mit den im Versuch verwendeten Lasten erneut durchgeführt.

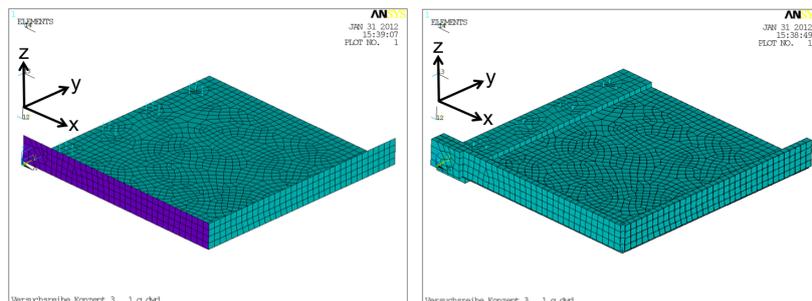


Abbildung 5.15: FEM Modell der Versuchsprobe 3. Links: Modell in der Schalenansicht; Rechts: Visualisierung der in der Schale definierten Wandstärken.

- T-Verbindung

Wie bei der Korpuseckverbindung wird auch die T-Verbindung bei grob abgeschätzten Belastungen nach der Modellierung auf Versagen untersucht. Eine maximale Belastung von 50kg ergab keine Versagensanzeichen. Die Versuchsprobe wird nach dem Versuch mit den entsprechenden Lasten erneut berechnet und dann einer genauen Analyse unterworfen. Abbildung 5.16 zeigt die fertig modellierte Versuchsprobe.

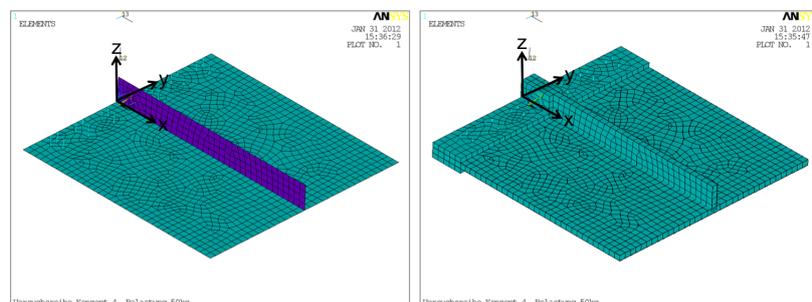


Abbildung 5.16: FEM Modell der Versuchsprobe 4. Links: Modell in der Schalenansicht; Rechts: Visualisierung der in der Schale definierten Wandstärken.

5.5.3 Materialdefinition der Versuchsproben innerhalb der FEM

Wie in Abschnitt 5.5.1 bereits erwähnt, erfolgt die Materialdefinition über eine Skript-Datei. Die Versuchsproben bestehen aus zwei verschiedenen Materialien (siehe Abschnitt 5.3). Die verwendeten Sandwichpaneele werden zur Konstruktion der VIP-Möbel bei Lufthansa in fast jedem

Möbel verwendet. Daher sind die Eigenschaften der Sandwichpaneele in der Skript-Datei bereits vorhanden und vollständig definiert. Das für die Versteifung verwendete Holz (Multiplex), ist in der Skript-Datei nicht vorhanden und muss manuell nachgetragen werden. Da für das Material jedoch keine eindeutigen Materialdaten vorliegen, werden die Ingenieurskonstanten mit Hilfe der klassischen Laminattheorie nach [3] berechnet. Die Grunddaten für Holz werden einem Tabellenbuch für Holzbau [6] nach DIN 1052 entnommen. Die Multiplexplatten bestehen aus 11 Lagen Fichtenholz mit einer Stärke von je 1.91mm die kreuzweise (0° 90°) miteinander verklebt sind (siehe Abbildung 5.17). Für die gebräuchlichsten Festigkeitsklassen sind die Eigenschaftswerte in Tabelle 5.1 dargestellt.

Festigkeitsklasse	C24	C30
Steifigkeitskennwerte in N/mm^2		
E-Modul \parallel Faser	11000	12000
E-Modul \perp Faser	370	400
Schubmodul	690	750
Querkontraktionszahl		
ν_{12}	0.42	0.42

Tabelle 5.1: Mechanische Fasereigenschaften von Fichtenholz nach [6]



Abbildung 5.17: Schematischer Lagenaufbau der verwendeten Holzverstärkung

Da die Festigkeitsklasse des Holzes nicht bekannt ist, wird jeweils ein Mittelwert aus den Festigkeitsklassen C24 und C30 gebildet. Die Berechnungen der Ingenieurskonstanten werden mit einem E-Modul parallel zur Faser von $E = 11500 \frac{N}{mm^2}$, einem E-Modul quer zur Faser von $E = 385 \frac{N}{mm^2}$ und einem Schubmodul von $G = 720 \frac{N}{mm^2}$ ermittelt. Die Querkontraktionszahl ist in beiden Festigkeitsklassen identisch und wird daher mit dem in der Tabelle 5.1 angegebenen Wert verwendet. Im ersten Schritt wird die lokale Steifigkeitsmatrix des Materials berechnet:

$$Q' = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & 0 \\ \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 11568.32 & 162.66 & 0 \\ 162.66 & 387.29 & 0 \\ 0 & 0 & 720 \end{bmatrix} [N/mm^2] \quad (5.8)$$

Um die lokale Steifigkeitsmatrix in das globale Koordinatensystem zu transformieren, wobei auch die Faserausrichtung gegenüber des globalen Koordinatensystems eine Rolle spielt, wird

die folgende Formel verwendet:

$$Q = T^T \cdot Q' \cdot T \quad (5.9)$$

Die Transformationsmatrix T berechnet sich aus dem Winkel φ der betrachteten Lage zum globalen Koordinatensystem des Bauteils. Es gilt:

$$T = \begin{bmatrix} \cos(\varphi)^2 & \sin(\varphi)^2 & -2 \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) \\ \sin(\varphi)^2 & \cos(\varphi)^2 & 2 \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) \\ \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) & \cos(\varphi)^2 - \sin(\varphi)^2 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

Die Multiplexplatte verfügt über einen Lagenaufbau aus abwechselnd 0° und 90° Lagen. Für diese beiden Winkel wird die Transformationsmatrix und ihre jeweils transponierte Transformationsmatrix aufgestellt und anschließend nach Formel 5.9 mit der lokalen Steifigkeitsmatrix verrechnet. Das Ergebnis ist die jeweilige Steifigkeitsmatrix im globalen Koordinatensystem.

$$Q_{0^\circ} = \begin{bmatrix} 11568.32 & 162.66 & 0 \\ 162.66 & 387.29 & 0 \\ 0 & 0 & 720 \end{bmatrix} [N/mm^2] \quad (5.11)$$

$$Q_{90^\circ} = \begin{bmatrix} 387.29 & 162.66 & 0 \\ 162.66 & 11568.32 & 0 \\ 0 & 0 & 720 \end{bmatrix} [N/mm^2] \quad (5.12)$$

Zur Berechnung der Ingenieurskonstanten wird die Dehnsteifigkeitsmatrix (im Folgenden A-Matrix) benötigt. Zur Berechnung der A-Matrix gilt nach [3] unter der Annahme einer konstanten Steifigkeit Q_k jeder Lage folgende Formel:

$$A = \sum_{k=1}^n Q_k \cdot t_k \quad (5.13)$$

Nach Berechnung der A-Matrix wird diese noch invertiert. Die invertierte A-Matrix wird zur Berechnung der Querkontraktionszahl benötigt. Für die invertierte A-Matrix gilt $A^{-1} = a$.

$$A = \begin{bmatrix} 136206.65 & 3415.87 & 0 \\ 3415.87 & 114861.05 & 0 \\ 0 & & 15120 \end{bmatrix} [N/mm] \quad (5.14)$$

$$a = \begin{bmatrix} 7.34727 \cdot 10^{-6} & -2.18502 \cdot 10^{-7} & 0 \\ -2.18502 \cdot 10^{-7} & 8.71267 \cdot 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 6.61376 \cdot 10^{-5} \end{bmatrix} [mm/N] \quad (5.15)$$

Auf Basis dieser beiden Matrizen werden die Ingenieurskonstanten berechnet:

$$E_x = \frac{A_{11} \cdot A_{22} - A_{12}^2}{A_{22} \cdot t_{total}} = 6481.19 \frac{N}{mm^2} \quad (5.16)$$

$$E_y = \frac{A_{11} \cdot A_{22} - A_{12}^2}{A_{11} \cdot t_{total}} = 5465.49 \frac{N}{mm^2} \quad (5.17)$$

$$G_{xy} = \frac{A_{33}}{t_{total}} = 720 \frac{N}{mm^2} \quad (5.18)$$

$$\nu_{xy} = -\frac{a_{12}}{a_{11}} = 0.03 \quad (5.19)$$

Diese Daten können nun in die Skript-Datei eingegeben werden. Zur Berechnung des Modells fordert Ansys auch Materialkennwerte für die Schubmodule G_{xz} und G_{yz} , da Ansys nach der Mindlinschen Plattentheorie auch Schubverformungen berücksichtigt. Diese Werte sind für das Multiplexmaterial nicht bekannt und können mit der klassischen Laminattheorie nicht ermittelt werden¹³. Es wird für die Schubmodule G_{xz} und G_{yz} der Wert von $G_{xy} = 720 \frac{N}{mm^2}$ angenommen. Um den Einfluss dieser Annahme auf das Berechnungsergebnis zu prüfen, werden zwei Vergleichsrechnungen durchgeführt. Dabei wird die Eigenschaftsdatei mit einem Schubmodul von $1GPa$, bzw. von $10000GPa$ für G_{xz} und G_{yz} geladen und mit einer Versuchsprobe (T-Verbindung) berechnet. Die Auswertung erfolgt durch die Selektion aller Knoten entlang der y-Koordinaten $y = -500$ und $y = 500$ (entspricht den Rändern der Versuchsprobe). Anschließend wird die Verformung dieser Knoten in Richtung der z-Achse ausgelesen. Die Ergebnisse werden in einer Excel Datei sortiert und in einem Diagramm visualisiert.

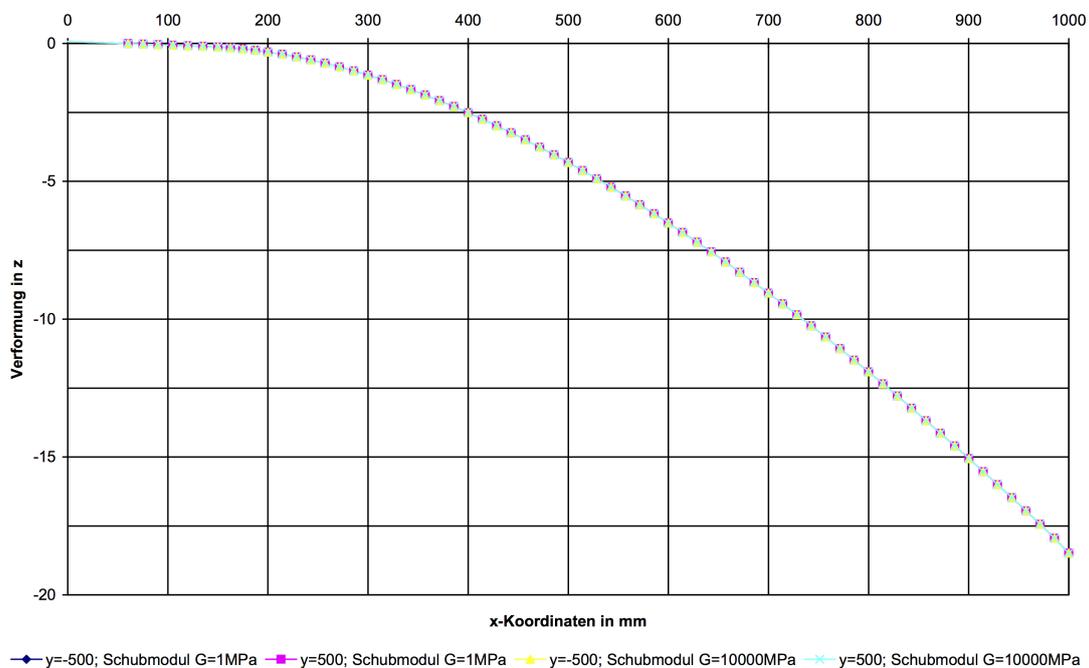


Abbildung 5.18: Vergleich der Verformungen bei Verwendung von unterschiedlichen Schubmodulen

¹³Die klassische Laminattheorie basiert auf den Annahmen der Kirchhoff-Love Theorie. D.h. Querschnitte normal zur Mittelfläche bleiben unter Verformung eben und senkrecht. Es werden also keine Schubspannungen rechtwinklig zur Mittelfläche betrachtet und somit berücksichtigt die klassische Laminattheorie keine Werte für die Schubmodule G_{xz} und G_{yz} .

Das Ergebnis ist in Abbildung 5.18 dargestellt. Wie dem Diagramm zu entnehmen ist, liegen alle Kurven aufeinander. Sie zeigen somit, dass die angenommenen Schubmodule für die Multiplexplatte keinen Einfluss auf die im Versuch gemessenen Größen besitzen.

5.6 Versuchsdurchführung

Die Versuchsproben werden an der Multiplexplatte befestigt und der Abstand der Messpunkte der Versuchsproben zur Referenzebene (in diesem Fall der Fussboden) wird gemessen. Sämtliche Messungen während der Versuchsdurchführung werden mit dem Lasermessgerät Disto D3a BT der Firma Leica¹⁴ durchgeführt. Das Gerät verfügt eine Messgenauigkeit von $\pm 1.00\text{mm}$ laut Hersteller[9]. Diese Messgenauigkeit muss bei der Auswertung berücksichtigt werden. Vor allem in Bereichen kleiner Verformung kann diese Messgenauigkeit zu Auswertungsungenauigkeiten führen.

Für die Versuche stehen drei verschiedene Gewichtsklassen zur Verfügung, mit denen die Versuchsproben schrittweise belastet werden.

- 1kg Gewichte mit einer quadratischen Grundfläche mit den Abmessungen $80 \times 80\text{mm}$
- 3.6kg Gewichte mit einer kreisförmigen Grundfläche mit einem Durchmesser von $\varnothing=76\text{mm}$
- Bleigewichte mit einer rechteckigen Grundfläche von $40 \times 9\text{mm}$. Dabei handelt es sich um Bleigewichte, die in ihrer Masse jeweils leicht variieren. Jedes Gewicht wird einzeln gewogen und beschriftet. Ein Bleigewicht besitzt eine Masse von ca. 21kg .

5.6.1 Versuch 1 (L-Profil auf Biegung)

Die erste Versuchsprobe wird in 5 Schritten bis zu einem Gewicht von 8.2kg belastet. Nach jeden Belastungsschritt wird mit dem Lasermessgerät die Distanz der Messpunkte zum Boden gemessen und aufgezeichnet. Bei einer Belastung von 8.2kg ist ein anhaltendes Knistern in der Probe zu vernehmen. An der Versuchsprobe ist zu beobachten, dass die Wabe, des an der Multiplexplatte montierten Sandwichpanels, beginnt zu knittern (siehe Abbildung 5.19). Bei einer Belastung von 9.2kg versagt die Probe während der Aufbringung der Gewichte. Die zerstörte Versuchsprobe ist in Abbildung 5.20 dargestellt.



Abbildung 5.19: Versuchsdurchführung mit der ersten Versuchsprobe. Links: Belastung der Versuchsprobe mit 8.2kg . Rechts: Im markierten Bereich beginnt die Wabe des eingespannten Sandwichpanels zu knittern

¹⁴Leica Geosystems AG, Heinrich-Wild-Straße, 9435 Heerbrugg, Schweiz

Die 5 verschiedenen Belastungen wurden mit Hilfe der 1kg und der 3.6kg Gewichte aufgebracht. Bei der ersten Belastung wurde ein 3.6kg Gewicht mittig auf die Versuchsprobe gestellt. Die zweite Messung wurde bei einer Last von 4.6kg aufgenommen. Dabei ist die Probe nicht symmetrisch über die Mitte belastet, da beide Gewichte nicht stapelbar sind. Sie wurden beide an die Mitte der Versuchsprobe aufgestellt. Bei einer symmetrischen Belastung von 5.6kg durch zwei 1kg und ein 3.6kg Gewicht wurde die dritte Messung vorgenommen. Die Messungen 4 und 5 wurden bei 7.2kg (zwei 3.6kg Gewichte) und 8.2kg (zwei 3.6kg und ein 1kg Gewicht) durchgeführt. Beide Messungen erfolgten bei einer symmetrischen Belastung.

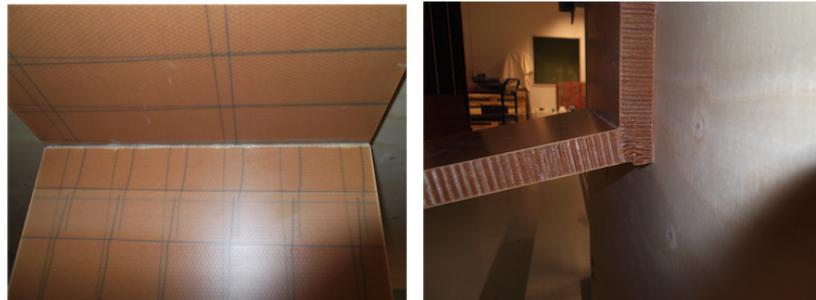


Abbildung 5.20: Versagesbild des auf Biegung beanspruchten L-Profiles. Links: Der Klebstoff beginnt sich von einer Komponente zu lösen. Rechts: Zerstörte Wabe

5.6.2 Versuch 2 (L-Profil auf Torsion)

Zur Aufbringung der Gewichte auf die zweite Versuchsprobe wird diese vor dem Versuch, wie Abbildung 5.21 zeigt, modifiziert. Es wird ein Stahlblech um das Sandwichpanel am äußersten Punkt gekantet und anschließend ein Loch durch das Sandwichpanel und das Stahlblech gebohrt. Durch das Loch wird ein Bolzen gesteckt, an welchem ein Seil zur Aufnahme der Gewichte befestigt wird. Das Stahlblech soll an dieser Stelle ein Ausreißen des Loches auf Grund der Belastung verhindern.



Abbildung 5.21: Darstellung des Versuchsaufbaus für den zweiten Versuch. Links: Versuchsaufbau insgesamt. Rechts: Modifikation der Versuchsprobe zur Einleitung der Lasten

Während des Versuches wird zusätzlich zur Verformung in Richtung des Bodens (z -Richtung), der Torsionswinkel der Versuchsprobe gemessen. Diese Messung wird ebenfalls mit Hilfe des Lasermessgerätes vorgenommen. Zunächst wird der Abstand der unbelasteten Versuchsprobe zum Boden gemessen. Außerdem wird auf dem Boden der Punkt des Lasers markiert. Durch die Belastung der Versuchsprobe und der erneuten Messung des Abstandes zum Boden entsteht auf dem Boden ein neuer Punkt. Der Torsionswinkel kann aus den gemessenen Werten berechnet

werden. Wie der Winkel berechnet wird, kann der Abbildung 5.22 entnommen werden.

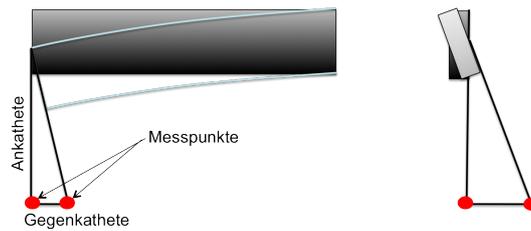


Abbildung 5.22: Mit Hilfe der Tangensfunktion und der gemessenen An- und Gegenkathete kann für beide Teile der Versuchsprobe der Winkel berechnet werden, der durch die Belastung entsteht

Der Versuch wird mit einer Belastung von 3.6kg begonnen und in Schritten von jeweils 3.6kg bis zu einer Gesamtbelastung von 32.4kg durchgeführt. Bei einer Belastung von 32.4kg wird die Messung beendet. Die Versuchsprobe hält den Belastungen stand, jedoch ist ein ständiges Knistern zu vernehmen. Bei einer zusätzlichen manuellen Belastung von Hand ist deutlich zu erkennen, dass im Bereich der Klebnaht auf der Zugseite eine Delamination der Deckschicht entsteht. Außerdem zeigt die Wabe des auf Torsion belasteten Sandwichpanels Anzeichen für ein Scherversagen (siehe Abbildung 5.23).

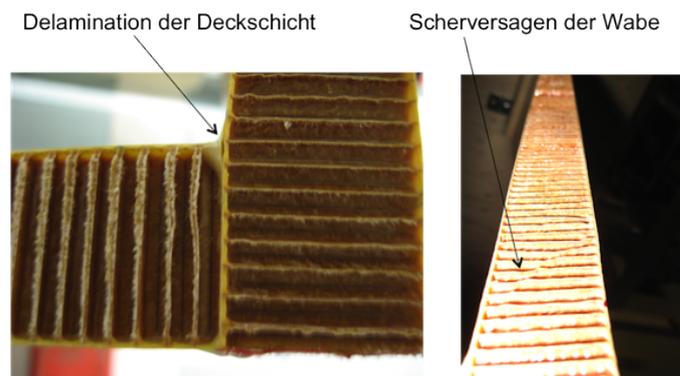


Abbildung 5.23: Links im Bild ist eine Delamination der Deckschicht zu erkennen. Rechts beginnt die Wabe auf Grund der hohen Schublasten zu versagen

5.6.3 Versuch 3 (Korpuseckverbindung)

Die Versuchsdurchführung der Versuchsprobe 3 ist prinzipiell gleich der des ersten Versuches. Die Versuchsprobe wird an der Multiplexplatte mittels Stahlwinkeln montiert. Der Versuchsaufbau und die Messpunkte auf der Unterseite sind in Abbildung 5.24 dargestellt. Im ersten Schritt wird mit dem Lasermessgerät die Entfernung der Messpunkte zum Boden ohne Belastung der Versuchsprobe gemessen. Die anschließende Belastung der Probe erfolgt mit Bleigewichten und den 3.6kg Gewichten. Während des Versuches werden insgesamt 5 Belastungsschritte (20.8kg , 42.2kg , 63.6kg , 81.6kg und 99.5kg) durchgeführt und die jeweiligen Messpunkte vermessen. Bei einer Last von 99.5kg wird der Versuch aus Sicherheitsgründen abgebrochen.



Abbildung 5.24: Das Bild links zeigt die Versuchsaufbau für den dritten Versuch. Rechts sind die Messpunkte auf der Unterseite der Versuchsprobe dargestellt.

Die Versuchsprobe zeigt bis hierhin keine Versagensanzeichen und es ist auch kein Knistern zu vernehmen. Es ist allerdings zu beobachten, dass sich die Multiplexplatte, an welcher die Versuchsprobe befestigt ist, bei der hohen Belastung zu verformen beginnt. Außerdem wird auch die Einspannung so stark belastet, dass sich Verformungen zeigen. Die Belastung und Verformung der Einspannung sind in Abbildung 5.25 gezeigt.



Abbildung 5.25: Links im Bild ist die maximale Belastung der Versuchsprobe 3 gezeigt. Rechts zeigt sich die bei der Belastung entstehende Verformung an der Einspannung (kippen der gesamten Einspannung)

5.6.4 Versuch 4 (T-Verbindung)

Die vierte Versuchsprobe wird im Gegensatz zu den anderen Versuchen an zwei Stellen belastet. Die Belastung erfolgt symmetrisch über die Mittellinie (an dieser Stelle ist die Versuchsprobe ausgesteift).



Abbildung 5.26: Links: Versuchsaufbau für Versuchsprobe 4. Rechts: Darstellung einer Messung. Das Messgerät befindet sich auf dem Boden und misst den Abstand zum Messpunkt auf der Unterseite der Versuchsprobe

In Abbildung 5.26 ist die montierte Versuchsprobe gezeigt. Außerdem zeigt die Abbildung, wie eine Messung durchgeführt wird. Wie auch die Versuchsprobe 3 wird die Belastung mit Bleigewichten und 3.6kg Gewichten realisiert. Insgesamt wird die Versuchsprobe in 5 Schritten (21.6kg, 42.8kg, 64.4, 85.8kg und 107.4kg) bis zu einer Last von 107.4kg belastet. Pro Seite entspricht dies einer Belastung von 10.8kg (3x3.6kg Gewichte), 21.4kg (1 Bleigewicht), 32.2kg (1 Bleigewicht und 3x3.6kg Gewichte), 42.9kg (2 Bleigewichte mit 21.4kg und 21.5kg) und 53.7kg (2 Bleigewichte und 3x3.6kg Gewichte). Die Einspannung und die Multiplexplatte an der die Versuchsprobe befestigt ist, Verformen sich sichtbar bei hohen Lasten, ähnlich wie bei Versuch 3. Die Verformung und die entsprechende Last ist in Abbildung 5.27 gezeigt. Diese Verformung muss bei der Auswertung und dem Vergleich der Versuchsdaten mit den FEM Daten beachtet werden.



Abbildung 5.27: Die maximale im Versuch verwendete Belastung wird links im Bild gezeigt. Dabei entsteht die rechts im Bild gezeigt Verformung an der Einspannung (kippen der gesamten Einspannung).

5.7 Auswertung und Analyse

Die abschließende Auswertung und Analyse der Versuche soll zeigen, in welcher Qualität die FEM Berechnung das reale Verhalten der Versuchsproben insgesamt und an den Klebenähten darstellt. Zur Erstellung von Diagrammen wurde Microsoft Excel genutzt. Für die später gezeigten 3D Diagramme wurden Daten aus Excel mit dem Programm Matlab ausgelesen und zu Diagrammen verarbeitet.

5.7.1 Vergleich der Biegelinien

Für jede Versuchsprobe wird zunächst ein Vergleich der Biegelinien je Lastfall vorgenommen. Bei der Erstellung der Biegelinien fällt bei den Versuchsproben 1, 3 und 4 auf, dass die Biegelinien deutlich voneinander (Vergleich zwischen Versuch und FEM Berechnung) abweichen. Eine genauere Betrachtung und Auswertung ergibt, dass die Biegelinien um einen Winkel α verdreht sind. Diese Verdrehung erklärt die Beobachtung während der Versuchsdurchführung, dass sich die Multiplexplatte, an denen die Proben befestigt sind, verbiegt. Außerdem war bei den Versuchsproben 3 und 4 eine Verformung in der Einspannung zu erkennen.

Um die Biegelinien besser miteinander Vergleichen zu können, wird ein Korrekturwinkel berechnet und anschließend mit den Versuchsergebnissen verrechnet. Zur Berechnung des Korrekturwinkels wird zunächst, für einen Lastfall und einen Querschnitt, die Differenz zwischen der in der FEM berechneten Verformung und der gemessenen Verformung jedes Messpunktes

in dem Querschnitt gebildet. Mit der Differenz und der Entfernung zur Einspannung kann über die Tangensfunktion der Korrekturwinkel für einen Messpunkt ermittelt werden. Aus den Korrekturwinkeln der einzelnen Messpunkte eines Querschnitts wird dann ein Mittelwert gebildet. Der Mittelwert ist der Winkel, der zur Korrektur der Versuchsdaten genutzt wird. In den Abbildungen 5.28 bis 5.30 sind die Biegelinien aus dem Versuch, der FEM Berechnung und den korrigierten Versuchswerten beispielsweise dargestellt. Alle Biegelinien der Versuchsproben je Lastfall und Querschnitt sind im Appendix E dargestellt.

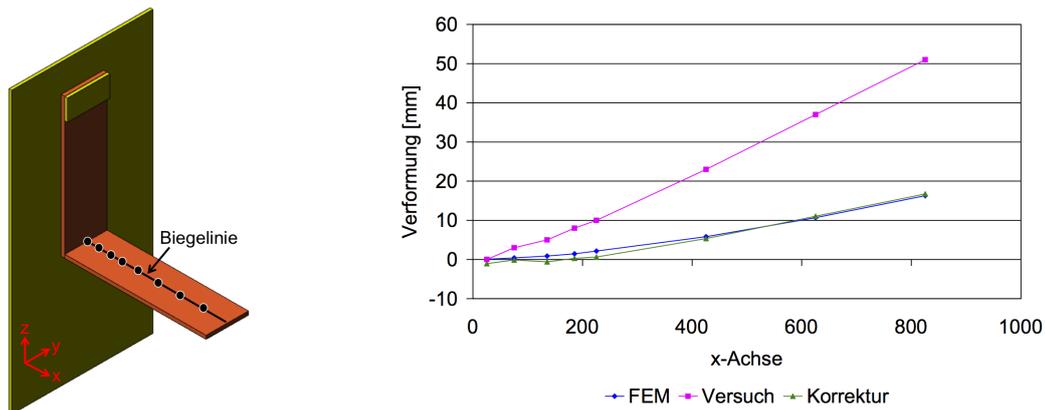


Abbildung 5.28: Vergleich der Biegelinien der ersten Versuchsprobe bei 8.2kg Last

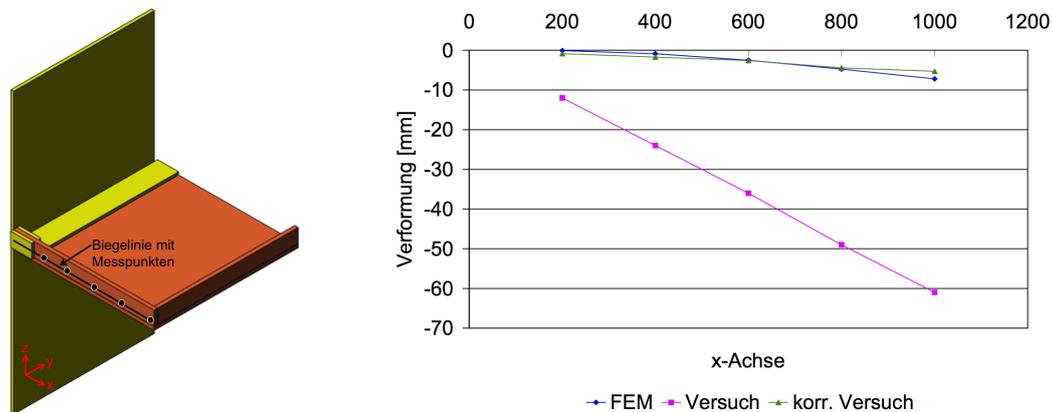


Abbildung 5.29: Vergleich der Biegelinien der Korpuseckverbindung bei einer Last von 99.5kg

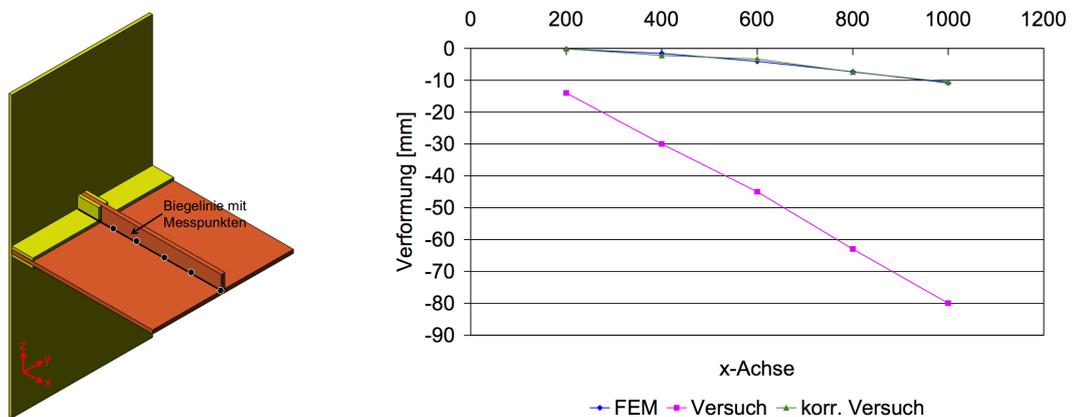


Abbildung 5.30: Vergleich der Biegelinien der T-Verbindung bei der maximalen Last von 107.4kg

Bei der Versuchsprobe 2 (auf Torsion belastetes L-Profil) wird keine Korrektur der Werte vorgenommen. Die Biegelinien der Versuchswerte und der FEM Berechnungen entlang des eingespannten Sandwichpanels sind in Abbildung 5.31 dargestellt. Aus dem Diagramm ist zu erkennen, dass die Biegelinie des Versuches nicht eindeutig ist. Dies ist bei allen Biegelinien der Versuchsprobe 2 der Fall (bis auf den Lastfall mit einer Belastung von $14.4kg$). Daher wird für die Versuchsprobe 2 kein Korrekturwinkel ermittelt. Ein Grund dafür, dass keine eindeutige Biegelinie aus den Versuchsdaten entsteht, ist die Messgenauigkeit. An der Biegelinie aus den FEM Daten ist zu erkennen, dass sich die Verformung selbst bei der höchsten im Versuch verwendeten Last lediglich im Bereich von einem Millimeter befindet. Die Messgenauigkeit des verwendeten Lasermessgerätes liegt bei $\pm 1mm$. Für den einzigen ermittelten Korrekturwinkel ist in Abbildung 5.32 die korrigierte Biegelinie mit aufgeführt. Auch hier ist zu erkennen, dass auf Grund der Messungen kein gutes Ergebnis entsteht.

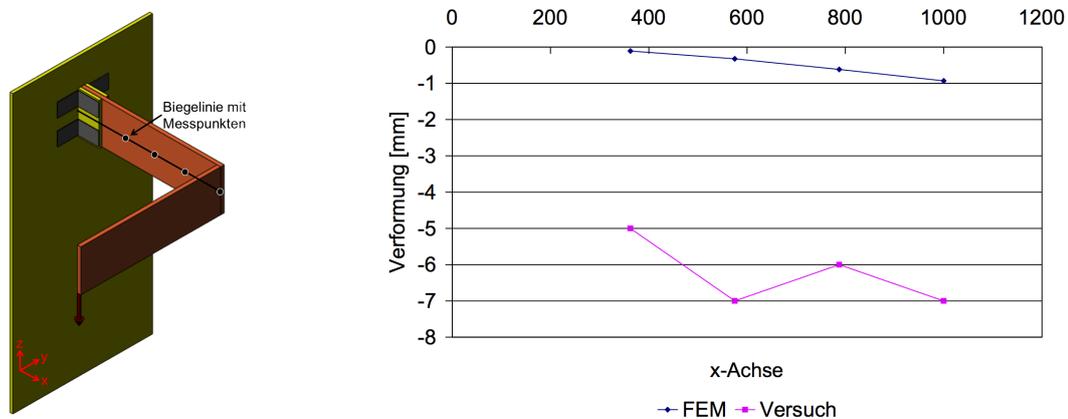


Abbildung 5.31: Vergleich der Biegelinien des auf Torsion beanspruchten L-Profiles bei einer Last von $32.4kg$ entlang der globalen x-Achse

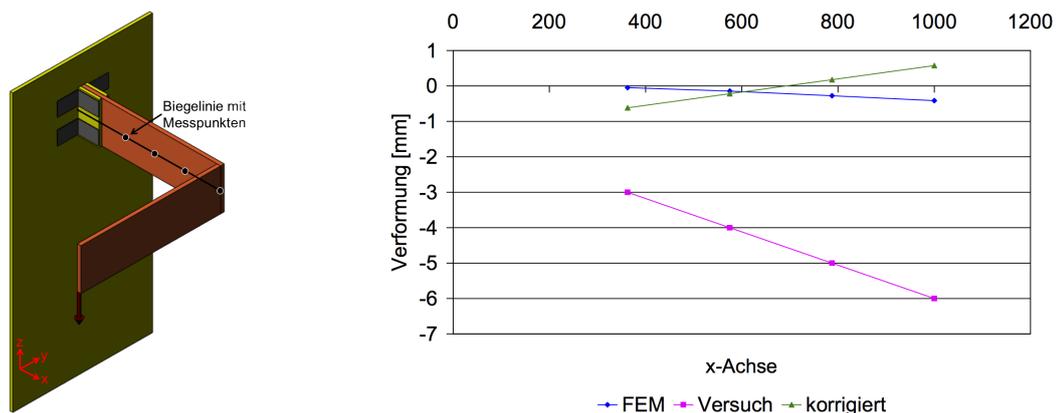


Abbildung 5.32: Vergleich der FEM Biegelinie, der im Versuch ermittelten Biegelinie und der Biegelinie mit korrigierten Versuchswerten. Gemessen entlang der Messpunkte auf der x-Achse

Da die Sandwichpaneele der Versuchsprobe 2 unterschiedlich verformt werden (eins auf Torsion, das andere auf Biegung) werden die Biegelinien des Sandwichpanel an dem die Last angreift separat ausgewertet. Bei der Biegelinien aus dem Versuch ist zu erkennen, dass diese ebenfalls gegen die Biegelinie der FEM Berechnung verdreht ist (siehe Abbildung 5.33). Dieser Unterschied wäre durch eine Verformung des Teststandes oder der Einspannung entlang der x-Achse zu

erklären. Eine solche Verformung wird während des Versuches jedoch nicht beobachtet. Aus diesem Grund wird auch hier kein Korrekturwinkel ermittelt.

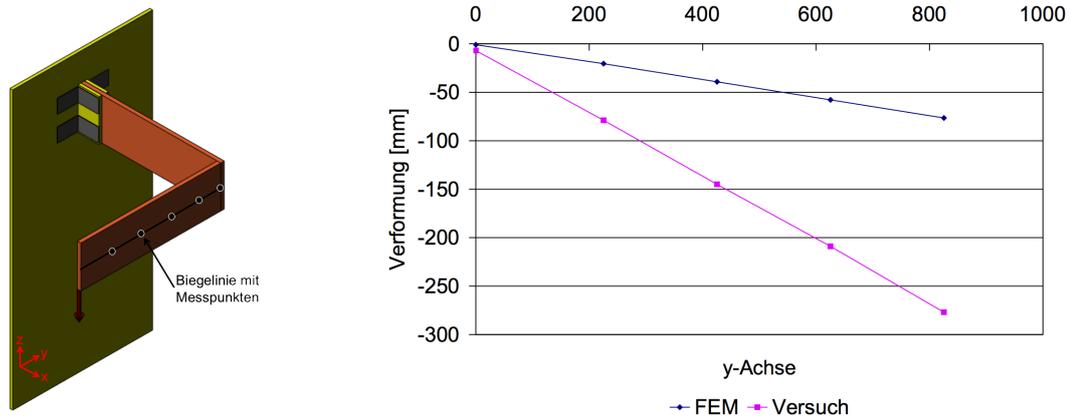


Abbildung 5.33: Biegelinienvergleich der zweiten Versuchsprobe entlang der Messpunkte auf der y-Achse

Wie in der Versuchsdurchführung bereits erwähnt, wird bei der Versuchsprobe 2 zusätzlich zu der Verformung auch der Torsionswinkel gemessen. Die Abbildungen 5.34 und 5.35 zeigen den Vergleich der in der FEM berechneten Winkel und den gemessenen Winkeln.

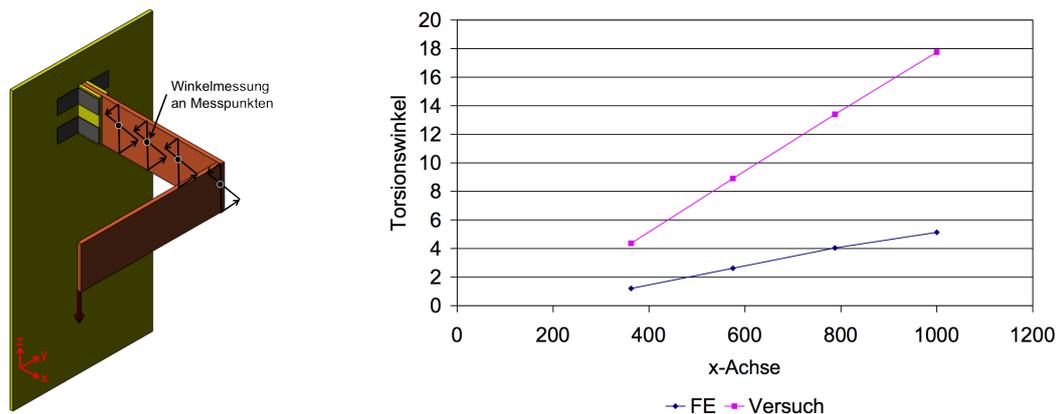


Abbildung 5.34: Vergleich der Torsionswinkel aus den FEM Daten und den gemessenen Werten.

Beim Vergleich der Winkel entlang der Einspannung ist, wie auch schon bei der Verformung, zu erkennen, dass die Datenreihen gegeneinander verdreht sind (Die Abbildung 5.35 zeigt eine Konstante Winkelverschiebung auf. Dies ist damit zu erklären, dass sich dieser Teil der Versuchsprobe insgesamt um einen konstanten Winkel verformt hat.). Da keine Rotation der Einspannung an der Multiplexplatte zu erkennen war, besteht die Möglichkeit, dass entweder die Steifigkeitswerte in der Eigenschaftsdatei nicht korrekt sind, oder dass es doch eine Verformung des gesamten Teststandes gegeben hat, die nicht sichtbar war. Da die Versuchsprobe 2 aus dem gleichen Material wie auch die anderen Versuchsproben besteht, ist eine Verformung des gesamten Teststandes wahrscheinlicher. Dies begründet sich damit, dass die Biegelinien der anderen Versuchsproben nach der Korrektur, die Werte der Messpunkte aus der FEM Berechnung sehr gut abbilden. Ein weiterer Test der Versuchsprobe an einem Teststand mit einer höheren Steifigkeit und die Messung der Verformung mit einer höheren Genauigkeit müsste zur Validierung dieser Vermutung durchgeführt werden.

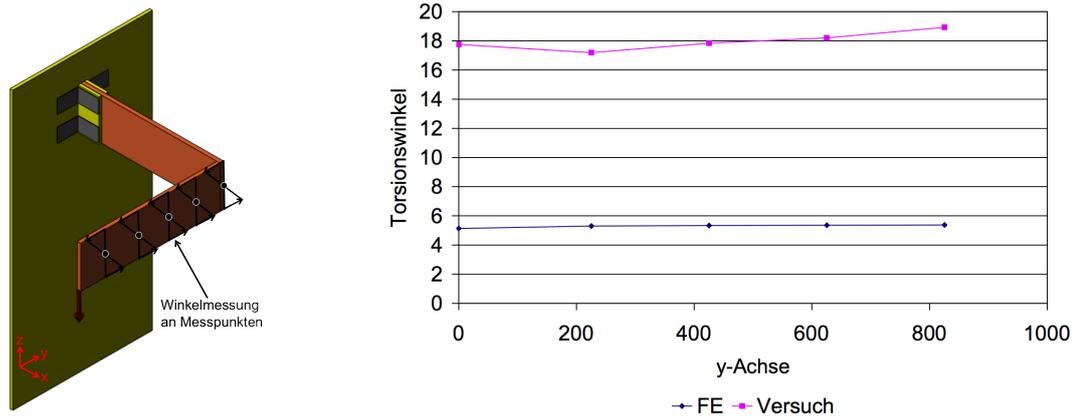


Abbildung 5.35: Die Abbildung zeigt die parallel verschobenen Winkel der FEM Berechnung und den Versuchsdaten

5.7.2 Vergleich der einzelnen Messpunkte

Der vorherige Abschnitt hat gezeigt, dass durch die Korrektur der gemessenen Werte die Biegelinien der FEM Berechnung und der Messwerte sehr gut miteinander vergleichbar sind. Auf Basis dieser ermittelten Werte wird eine weitere Auswertung und Analyse der Versuchsproben erstellt. Es wird jedoch nicht für jeden Querschnitt eine einzelne Auswertung erstellt, sondern alle Messpunkte einer Versuchsprobe werden dabei in einer Auswertung erfasst. Dazu wird von jedem Lastfall die Differenz der Verformung jedes Messpunktes zwischen Messwert und FEM Wert gebildet. Es gilt:

$$\text{Differenz [mm]} = \text{Messwert [mm]} - \text{FEM Wert [mm]}$$

bzw.:

$$\text{Differenz [mm]} = \text{korrigierter Messwert [mm]} - \text{FEM Wert [mm]}$$

Jeder Messwert wird mit x- und y-Koordinaten beschrieben. Die Differenz stellt die z-Koordinate dar. Mit diesen Informationen kann ein dreidimensionales Diagramm erstellt werden. In den folgenden Diagrammen wurden zweidimensionale Ansichten gewählt, die zur Verarbeitung der z-Koordinaten farblich gekennzeichnet sind.

- Versuchsprobe 1 (L-Profil auf Biegung)

Da bei der auf Biegung beanspruchten Versuchsprobe nur entlang einer Achse mehrere Messpunkte aufgebracht sind, kann hier auf ein dreidimensionales Diagramm verzichtet werden. Abbildung 5.36 zeigt die Abweichungen der Messwerte von den FEM Daten vor und nach der Korrektur. Es ist zu erkennen, dass die Abweichungen durch die Korrektur fast auf Null reduziert werden können.

- Versuchsprobe 2 (L-Profil auf Torsion)

Wie in Abschnitt 5.7.1 bereits erwähnt, wurden bei dieser Versuchsprobe die Versuchswerte auf Grund unzureichender Messgenauigkeit nicht korrigiert. Es wird daher darauf verzichtet hier einen Vergleich der einzelnen Messpunkte vorzunehmen. Aus den Biegelinien können alle Informationen gewonnen werden.

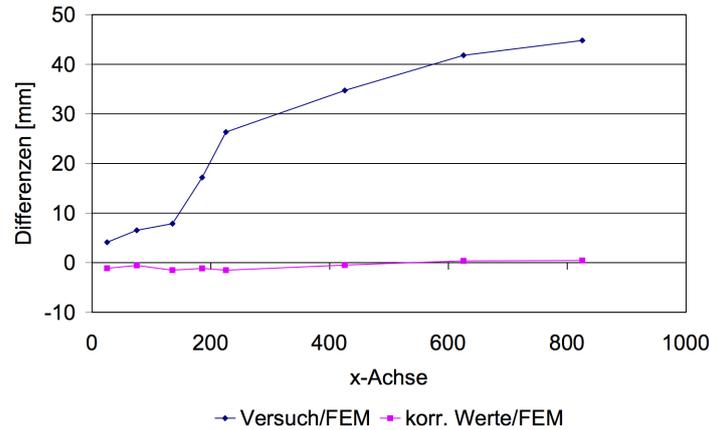


Abbildung 5.36: Die zwei Kurven beschreiben die Differenzen zwischen den gemessenen Werten, bzw. den korrigierten Werten und FEM Daten für die einzelnen Messpunkte. Das Diagramm gilt für eine Belastung von $8.2kg$.

- Versuchsprobe 3 (Korpuseckverbindung)

In den Abbildungen 5.37 und 5.38 ist gezeigt, dass auch bei dieser Versuchsprobe die Differenzen der Messpunkte minimiert werden konnten. Interessant ist, dass auch entlang der Klebenähte keine Auffälligkeiten zu sehen sind. Daraus kann geschlossen werden, dass die Daten der FEM Berechnung die Verformung dieser Probe auch an den Klebenähten gut darstellen.

- Versuchsprobe 4 (T-Verbindung)

Bei der Auswertung der Differenzen für die T-Verbindung ist auffällig, dass die größten Differenzen hauptsächlich am linken und rechten Rand der Versuchsprobe auftreten. Ein Vergleich der Differenzen vor und nach der Korrektur ist in den Abbildungen 5.39 und 5.40 dargestellt. Bei einer Last von $107.4kg$ ist deutlich zu erkennen, dass diese Differenzen genau dort am größten sind, wo die Lasteinleitung stattgefunden hat. Wie auch bei der Korpuseckverbindung zeichnet sich auch hier die Klebenahrt nicht ab. Dies lässt darauf schließen, dass die Verformungen entlang von Klebenähten von der FEM Berechnung insgesamt gut abgebildet werden.

Alle anderen Vergleichsdiagramme bei sämtlichen Lastfällen sind im Appendix E aufgeführt.

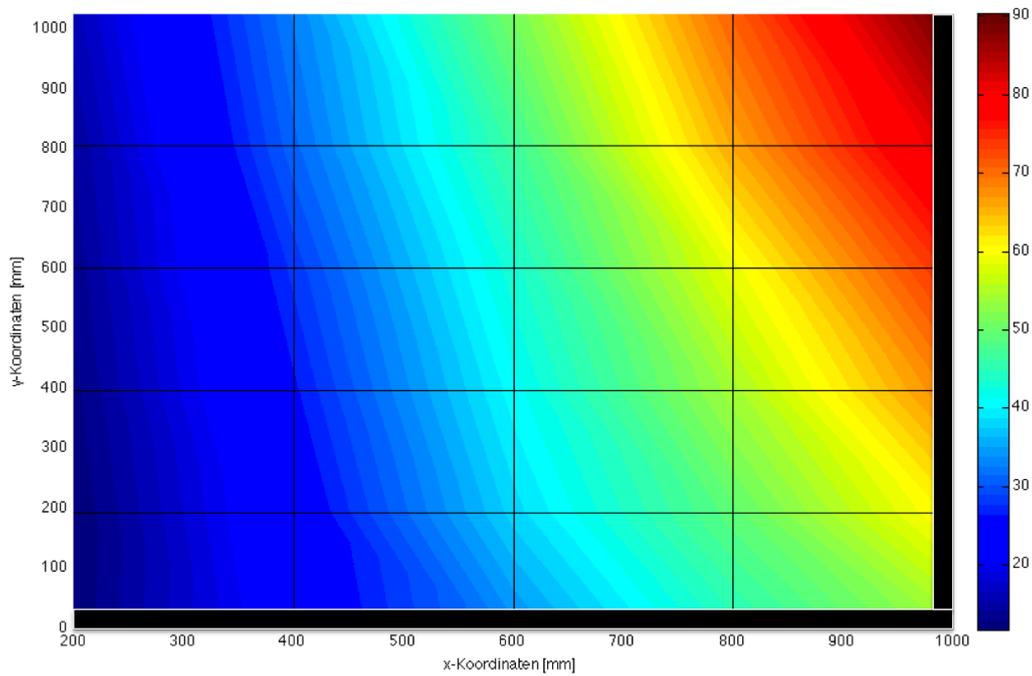


Abbildung 5.37: Differenzen in mm der Messpunkte von Versuchsprobe 3 bei einer Belastung von $99.5kg$ vor der Korrektur der Messwerte. Klebenähte sind als schwarze Balken gekennzeichnet

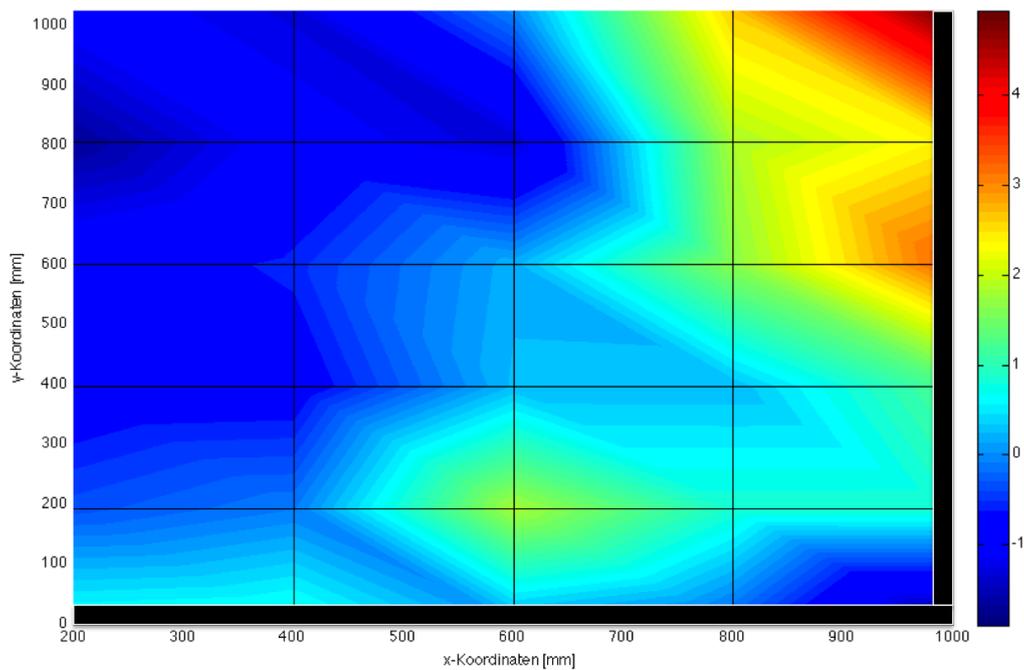


Abbildung 5.38: Differenzen in mm der Messpunkte von Versuchsprobe 3 bei einer Belastung von $99.5kg$ nach der Korrektur der Messwerte. Klebenähte sind als schwarze Balken gekennzeichnet

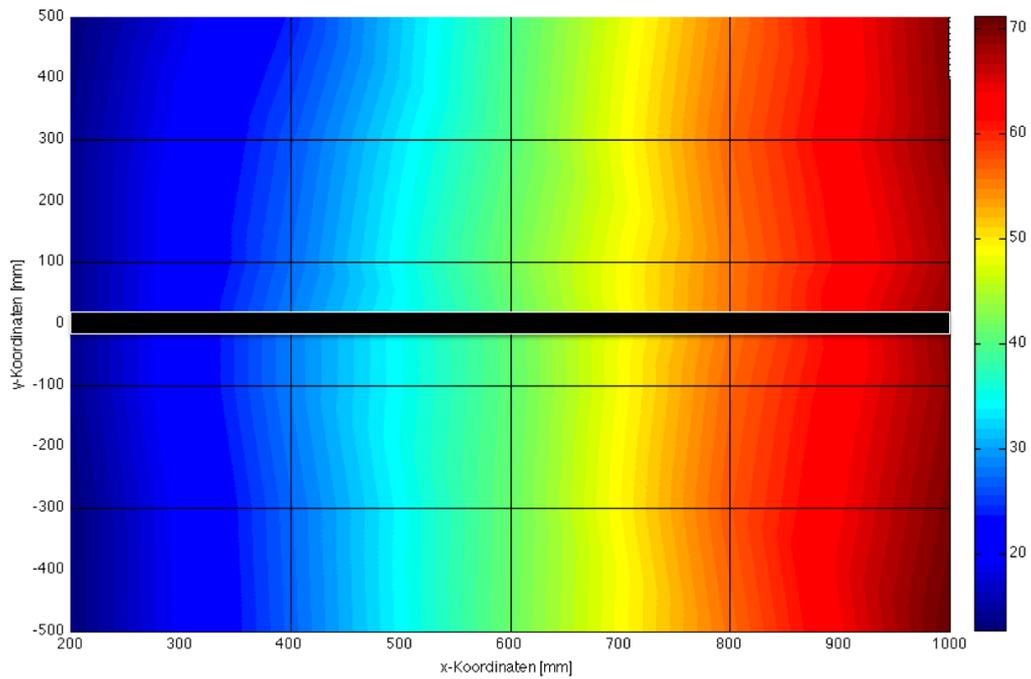


Abbildung 5.39: Differenzen in mm der Messpunkte von Versuchsprobe 4 bei einer Belastung von $107.4kg$ vor der Korrektur der Messwerte. Klebenähte sind als schwarze Balken gekennzeichnet

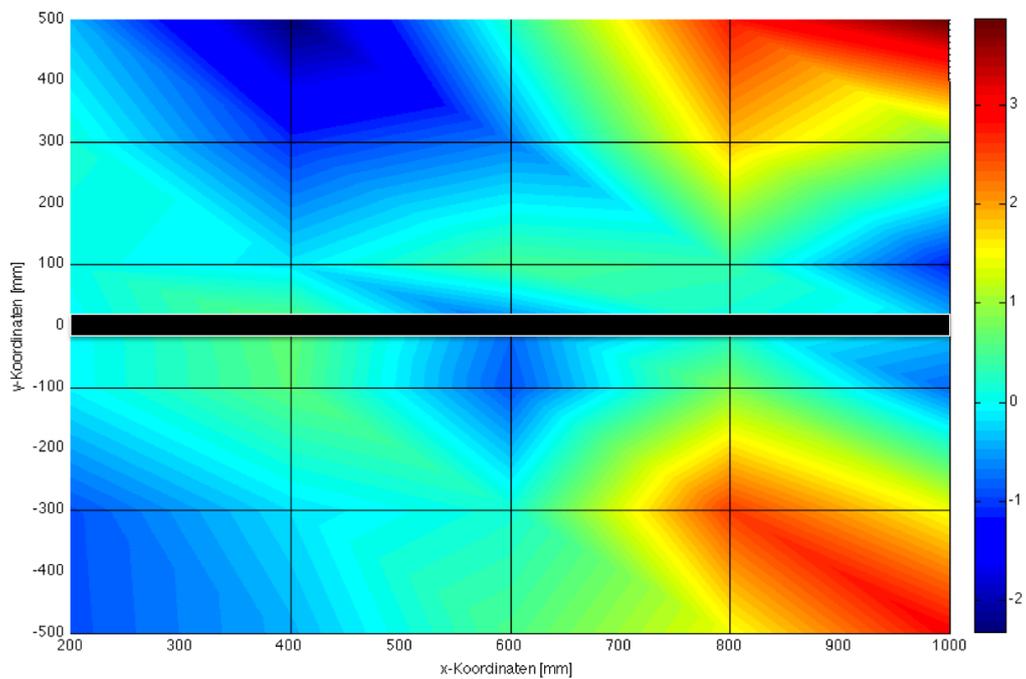


Abbildung 5.40: Differenzen in mm der Messpunkte von Versuchsprobe 4 bei einer Belastung von $107.4kg$ nach der Korrektur der Messwerte. Klebenähte sind als schwarze Balken gekennzeichnet

5.7.3 Auswertung der Klebenähte

Eine Auswertung der Klebenähte der Versuchsproben wird jeweils bei der größten im Versuch verwendeten Belastung durchgeführt. Die Messpunkte und die Verformung geben über die Kraft in den Klebenähten keinen direkten messbaren Wert. Daher kann aus dem Versuch jeweils nur die Aussage getroffen werden, dass entweder die Versuchsprobe den Belastungen stand gehalten hat (gilt für die Versuchsproben 2 bis 4) oder dass die Versuchsproben versagt haben (gilt für Versuchsprobe 1).

Zur Auswertung einer Klebnaht werden sämtliche Knoten der Klebnaht in der FEM Ergebnisdatei ausgewählt und die Knotenkräfte ausgegeben. Aus den Knotenkräften, die sich pro Element ergeben, kann durch Division mit der Elementkantenlänge eine Kraft pro Millimeter berechnet werden. In der Vorbetrachtung (siehe Abschnitt 5.4) wurde ein Wert von $xx \text{ N/mm}$ als maximale Kraft einer Klebnaht definiert. Für die Auswertung bedeutet das, dass die Klebnaht bei einer Belastung von $xx \text{ N/mm}$ als zerstört angesehen wird. Im Appendix F sind die Diagramme dargestellt, auf denen die folgende Auswertung beruht.

- Versuchsprobe 1 (L-Profil auf Biegung bei 8.2 kg)

Die Klebnaht der ersten Versuchsprobe ist rein auf Biegung belastet. Die Auswertung des FEM Modells ergibt vernachlässigbar kleine Kraftwerte in Richtung x-,y- und z-Richtung. Das Moment um die y-Achse beträgt 77839 Nmm . Dieses Moment ist verteilt auf einer Nahtlänge von 300 mm . In einem nächsten Schritt wird das Moment pro Element berechnet und anschließend mit der Elementkantenlänge verrechnet. Das Moment pro Millimeter kann über die Sandwichpaneldicke in eine Kraft umgerechnet werden. Die Auswertung der Klebnaht der Versuchsprobe 1 ergibt, dass die Klebnaht sehr gleichmäßig belastet ist. Der Mittelwert der angreifenden Kraft beläuft sich auf 10.22 N/mm . Bei dieser Kraft müsste die Klebnaht halten. Auch der Versuch zeigt, dass bei einer Belastung von 8.2 kg die Naht hält. Bei einer Belastung von 9.2 kg versagt die Klebnaht. Die Klebnaht ist bei dieser Belastung laut FEM Berechnung jedoch nur mit 11.5 N/mm belastet. Die Erklärung hierfür liegt in der Belastungsart. Da die Klebnaht auf Biegung belastet wird, entsteht an einer Deckschicht eine Zug- und an der anderen eine Druckbelastung. An der Klebnaht können nur Kräfte über die Deckschichten übertragen werden. Bei einer maximal zulässigen Kraft von $xx \text{ N/mm}$ entspricht das einer Kraft von $0.5 \cdot xx \text{ N/mm}$ pro Deckschicht. Da nur die auf Zug belastete Deckschicht die Klebnaht belastet, hätte die Versuchsprobe schon früher versagen müssen. Die Belastung entspricht ca. 150% der berechneten, maximal zulässigen Belastung.

- Versuchsprobe 2 (L-Profil auf Torsion bei 32.4 kg)

Bei Versuchsprobe 2 wurde der Versuch bei einer Last von 32.4 kg beendet. Wie in der Versuchsdurchführung (Abschnitt 5.6.2) beschrieben, hat die Versuchsprobe jedoch auch noch höhere, manuell aufgebrachte aber nicht gemessene Lasten getragen. Die Auswertung der Klebnaht wird daher bei einer Last von 32.4 kg durchgeführt. Abbildung 5.41 zeigt die wirkenden Kräfte an der Klebnaht.

Die Auswertung ergibt, dass in Abbildung 5.42 dargestellte Diagramm. Aus dem Diagramm ist klar zu erkennen, dass die vorhandene Belastung in der Klebnaht am obersten Element ($z \approx 285 \text{ mm}$) deutlich über den zulässigen $xx \text{ N/mm}$ liegt. Die Belastung der

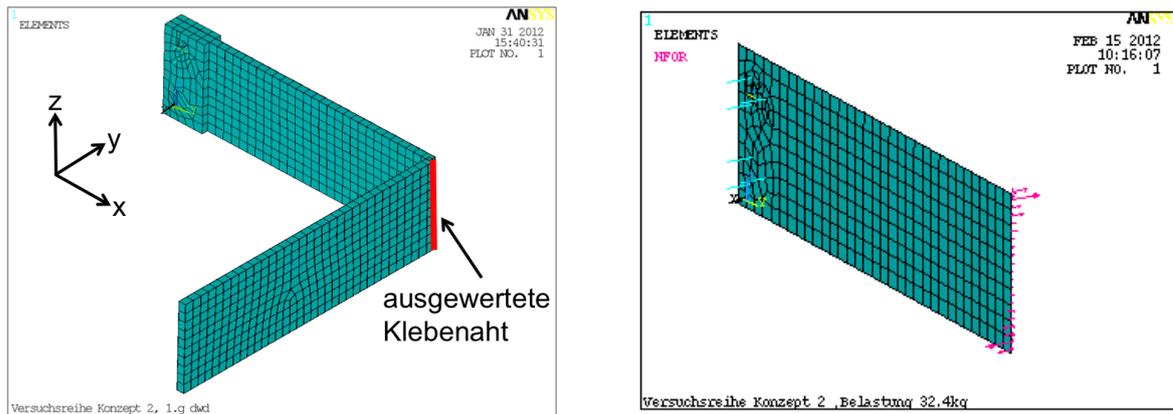


Abbildung 5.41: Das Bild links zeigt die Position der ausgewerteten Klebnaht, rechts sind die Knotenkräfte entlang der Klebnaht für Versuchsprobe 2 dargestellt

Klebnaht in diesem Element beträgt 27.3N/mm und liegt damit 80% über der zulässigen Belastung. Hinzu kommt, dass es sich um keine stetige Belastung der Klebnaht handelt, sondern um einen abschälende. Diese Art der Belastung ist für einen Klebstoff der ungünstigste Belastungsfall. Der Versuch zeigt in diesem Fall also, dass das Bauteil nach FEM Werten versagen würde, im Versuch aber hält.

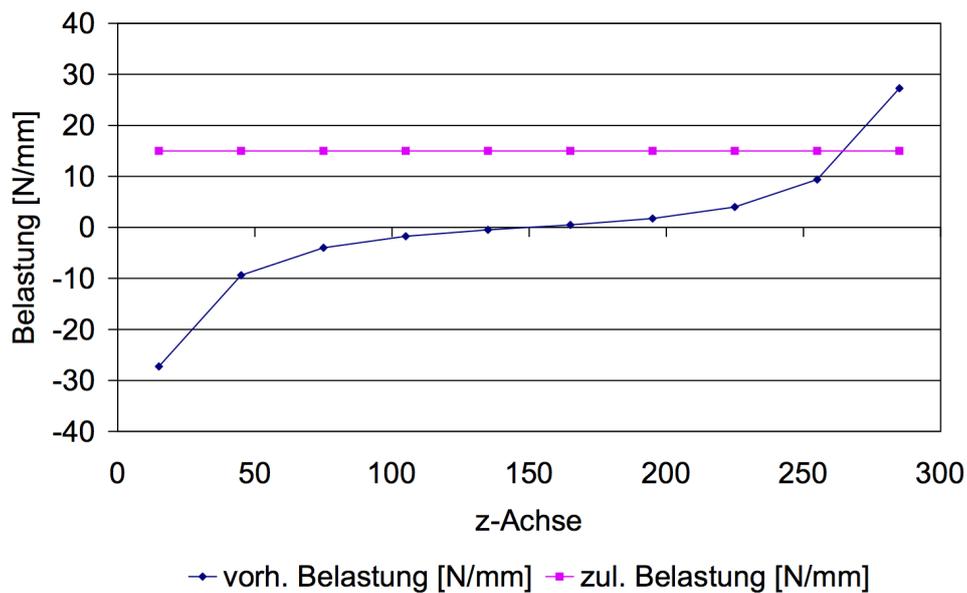


Abbildung 5.42: Das Diagramm zeigt die Belastung der Klebnaht, die mit den Knotenkräften und den Elementgrößen des FEM Modells ermittelt werden

- Versuchsprobe 3 (Korpuseckverbindung bei 99.5kg)

Die Korpuseckverbindung besitzt 3 Klebenähte. Jeweils eine entlang jeder Koordinatenachse. Auf eine grafische Auswertung wird auf Grund der folgenden Ergebnisse verzichtet. Die zu erst ausgewertete Klebnaht ist die Naht, neben der die Last in die Versuchsprobe eingeleitet wird (Verlauf entlang der y -Achse). Auf diese Naht wirkt eine maximale Last von $6.2N/mm$ am offenen Ende der Versuchsprobe. Von da an sinkt die Belastung auf der kompletten Länge der Klebnaht unter einen Wert von $2N/mm$.

Für die Klebnaht die bis zur Einspannung reicht (Verlauf entlang der x -Achse) ergibt die Auswertung am äußersten Punkt der Versuchsprobe eine maximale Belastung von $4N/mm$. Der Verlauf nimmt in Richtung der Einspannung schnell ab und fällt auf einen Wert von unter $1.5N/mm$.

Die am stärksten Belastete Klebnaht ist die der beiden Versteifungen (Verlauf entlang der z -Achse). Hier tritt am obersten Punkt eine Belastung von $10.7N/mm$ auf. Auch bei dieser Klebnaht fällt der Wert in Richtung der Bodenplatte schnell ab.

- Versuchsprobe 4

Wie in Abbildung 5.43 zu erkennen ist, ist die Klebnaht der T-Verbindung am äußersten Punkt am höchsten belastet. Die Auswertung bei einer Belastung der Versuchsprobe von $107.4kg$ ergibt an diesem Punkt eine Belastung der Klebnaht von $10.7N/mm$. Die Belastung nimmt in Richtung der Einspannung deutlich ab und fällt auf einen Wert von unter $1N/mm$.

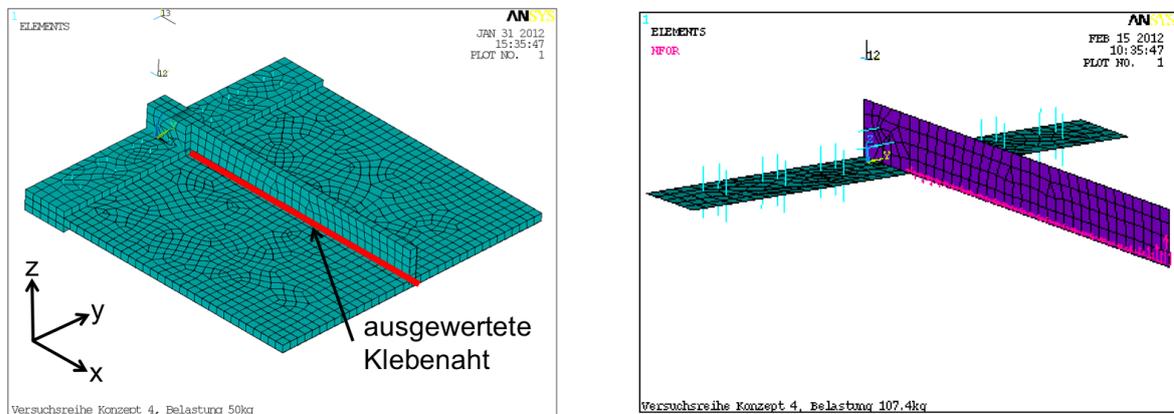


Abbildung 5.43: Links: Position der ausgewerteten Klebnaht. Rechts: Darstellung der aus der Belastung entstehenden Knotenkräfte entlang der Klebnaht

Zusätzlich zu der Auswertung der Knotenkräfte müssen bei der Auswertung der Klebenähte noch die Ergebnisse aus Abschnitt 5.7.2 hinzugezogen werden. Ein Ziel der Versuche war es, die Steifigkeit entlang und im Bereich der Klebenähte zu untersuchen. In den beiden Diagrammen 5.38 und 5.40 ist sehr gut zu erkennen, dass entlang der Klebenähte nur sehr geringe Differenzen zwischen den korrigierten Messwerten und den in der FEM berechneten Werten entstehen. Die größten Differenzen treten im Bereich der Lasteinleitung auf. Daraus kann folgender Schluss gezogen werden. In dem Lastbereich der durch die Versuche abgedeckt worden ist, wird die Steifigkeit der Klebeverbindung entgegen der Annahme sehr gut abgebildet. Dies begründet sich durch die nur geringen Differenzen der Verformung entlang der Klebenäht, da die Verformung nur dann korrekt ist, wenn auch die zugehörige Steifigkeit korrekt ist.

Zusammenfassend lässt sich aus der Auswertung der Klebenähte sagen, dass die Nähte der Versuchsproben 1 und 2 deutlich höheren Belastungen standhalten als erwartet. Über die Klebenähte der Versuchsproben 3 und 4 kann keine eindeutige Aussage getroffen werden. Anhand der FEM Berechnungen kann vermutet werden, an welcher Stelle die Klebenähte zuerst versagen. Bei Versuchsprobe 3 ist dies die Klebenäht entlang der z-Achse am obersten Punkt der Näht, bei Versuchsprobe 4 ist es der äußerste Punkt der Näht, der zuerst versagen sollte. Darüber, ob sich diese Vermutungen in der Realität bestätigen, kann keine Aussage getroffen werden, da die Versuchsproben bei den Versuchen nicht zerstört worden sind. Um einen derartigen Vergleich der FEM Ergebnisse mit Versuchswerten zu erzielen, müsste ein weiterer Test an einem Teststand mit höherer Steifigkeit, einer verbesserten Einspannung und höheren Lasten durchgeführt werden.

5.7.4 Zusammenfassung der Versuchsergebnisse

Die Auswertung der Biegelinien ergibt insgesamt ein gutes Ergebnis. Nach der Korrektur auf Grund der Starrkörperrotation liegen die resultierenden Biegelinien der Versuchswerte und der FEM Werte sehr eng zusammen. Bei kleinen Belastungen der Proben gibt es zwar Abweichungen, jedoch können diese mit sehr hoher Wahrscheinlichkeit auf die Messgenauigkeit zurückzuführen sein. Außerdem zeigen die Ergebnisse, dass die Verformungen im Bereich von Klebenähten ebenfalls nach der Korrektur nur minimal voneinander abweichen. Daraus kann geschlossen werden, dass die Modellierung der Sandwichpaneele als Schalenelementen eine realistische Ergebnis der Verformung ergibt.

Lediglich die Versuchsprobe 2 zeigt beim Vergleich der Biegelinien ein nicht eindeutig erklärbares Verhalten. Wie erwähnt muss hier ein weiterer Versuch unter anderen Randbedingungen wie z.B. der Veränderung des Teststandes oder der Einspannung unternommen werden um konkrete Aussagen über das Verhalten der Sandwichpaneele unter Torsion zu erhalten.

Bei der Betrachtung und Auswertung der Klebenähte ist festgestellt worden, dass die Klebenähte zum Teil deutlich höhere Lasten gehalten haben, als der zulässige Wert es angibt. Dabei ist zu bemerken, dass die Herstellung einer Klebenäht deutlichen Einfluss auf die spätere Tragfähigkeit hat (wieviel Klebstoff wurde verwendet, wie hat sich der Klebstoff an der Näht verteilt, wie waren die Aushärtebedingungen etc.). Die erwartete Verteilung der Belastungen innerhalb einer Klebenäht werden von den FEM Daten insgesamt gut wiedergeben. Die größten Belastungen entstehen dort, wo sie in der Vorberachtung angenommen worden sind.

6 Fazit

In diesem Kapitel soll das Ergebnis dieser Arbeit vorgestellt werden. Außerdem soll aufgezeigt werden, wie mit den Ergebnissen umzugehen ist und wie man diese Arbeit verwenden kann. Abschließend soll ein Ausblick zeigen, wie es mit den Ergebnissen weiter gehen kann und welche Schritte für weitere Untersuchung unternommen werden müssten.

6.1 Ergebnisse

Die Ergebnisse dieser Bachelorarbeit lassen sich am Besten durch eine kurze Gliederung der drei Hauptkapitel beschreiben.

- In Kapitel 3 wurde festgestellt, dass der derzeitige Konstruktionsstand des Teststandes der Lufthansa Technik derzeit nicht den ursprünglichen Anforderungen entspricht. Der Teststand für sich betrachtet, hält den geforderten Belastungen zwar stand, kann jedoch nicht im Boden befestigt werden, da hier zu große Bodenlasten auftreten. Ein Lösungsansatz zu diesem Problem wäre z.B. die in Abschnitt 3.1.4 angesprochene Bügelkonstruktion.
- In Kapitel 4 wurde ein Vergleich zwischen einem realen Zugtest eines Möbels und einer FEM Berechnung des selben Möbels durchgeführt. Unter Verwendung von FEM Modellen (in der von Lufthansa Technik verwendeten Modellierungsmethodik) des Teststandes und des verwendeten Lastgeschirrs wurde gezeigt, dass das reale Verhalten des Möbels mit Hilfe der FEM sehr gut dargestellt werden kann. Da der Vergleich mit einem FEM Modell des Teststandes durchgeführt worden ist, kann dieses Modell als Rechengrundlage für zukünftige *Full Scale Tests* dienen. Durch die sehr hohe Übereinstimmung der Berechnungswerte mit den Versuchswerten des vereinfachten Schalenmodells kann die Modellierungsmethodik als validiert angesehen werden.
- Auch die im letzten Kapitel durchgeführten Versuche und ihre Ergebnisse haben gezeigt, dass die vereinfachten Schalenmodelle eine sehr hohe Genauigkeit in der Verformung aufweisen. Durch den Vergleich der korrigierten Messwerte und der FEM Messwerte wurde festgestellt, dass in dem getesteten Lastbereich auch die Steifigkeit entlang und im Bereich der Klebenähte von der FEM gut wiedergegeben wird. Bei der Auswertung der Klebenähte hat sich gezeigt, dass Belastungsspitzen an den Stellen aufgetreten sind, die im Vorfeld vermutet worden sind. Außerdem konnten die Klebenähte zum Teil deutlich mehr Belastungen aufnehmen als vorher angenommen. Aus den Versuchen ist es nicht möglich einen Zusammenhang zwischen den wirkenden Kräften und deren Einfluss auf die Klebenähte zu erhalten, da lediglich die erste Versuchsprobe bis zum Versagen getestet werden konnte. Bei dieser Probe wirkte jedoch nur ein reines Moment und keine Kombination verschiedener Kräfte.

6.2 Ausblick

Ein Ausblick soll kurz Erläutern, wie die Ergebnisse dieser Arbeit weiter verwendet werden können und was in eventuell darauf aufbauenden Arbeiten zu beachten ist.

Um den Teststand mit der spezifizierten Last betreiben zu können muss eine Neukonstruktion des Teststandes durchgeführt werden. Diese Neukonstruktion müsste dann in einer weiteren Untersuchung wieder auf seine Festigkeit und Verformung untersucht werden. Auch sämtliche Schrauben und Schweißverbindungen müssten bei der veränderten Lastverteilung erneut überprüft werden. Bei der Simulation von *Full Scale Tests* müsste das neukonstruierte Teststandmodell erneut mit einem realen Test validiert werden.

In einer weiteren Arbeit könnte der Einfluss aus kombinierten Kräften auf die Klebenähte weiter untersucht werden. Dazu sollte zunächst ein Teststand mit höherer Steifigkeit verwendet werden. Außerdem muss die Einspannung der Versuchsproben verbessert werden. Diese Arbeit hat gezeigt, dass ab einer gewissen Last, Verformungen in den Einspannungen aufgetreten sind. Diese Verformung haben zu einem Verschieben der Biegelinie geführt. Daher wäre es sinnvoll eine Einspannung der Proben so zu definieren, dass keine Verformung auftreten kann (z.B. eine Einspannung der Proben wie in einem Zugprüfstand durch Spannbacken). Die Kraftaufbringung auf die Versuchsproben sollte stufenlos regelbar und messbar sein, da so genau der Punkt des Versagens einer Last zugeordnet werden könnte. Dies ist z.B. durch die Nutzung vom Hydraulikzylindern möglich.

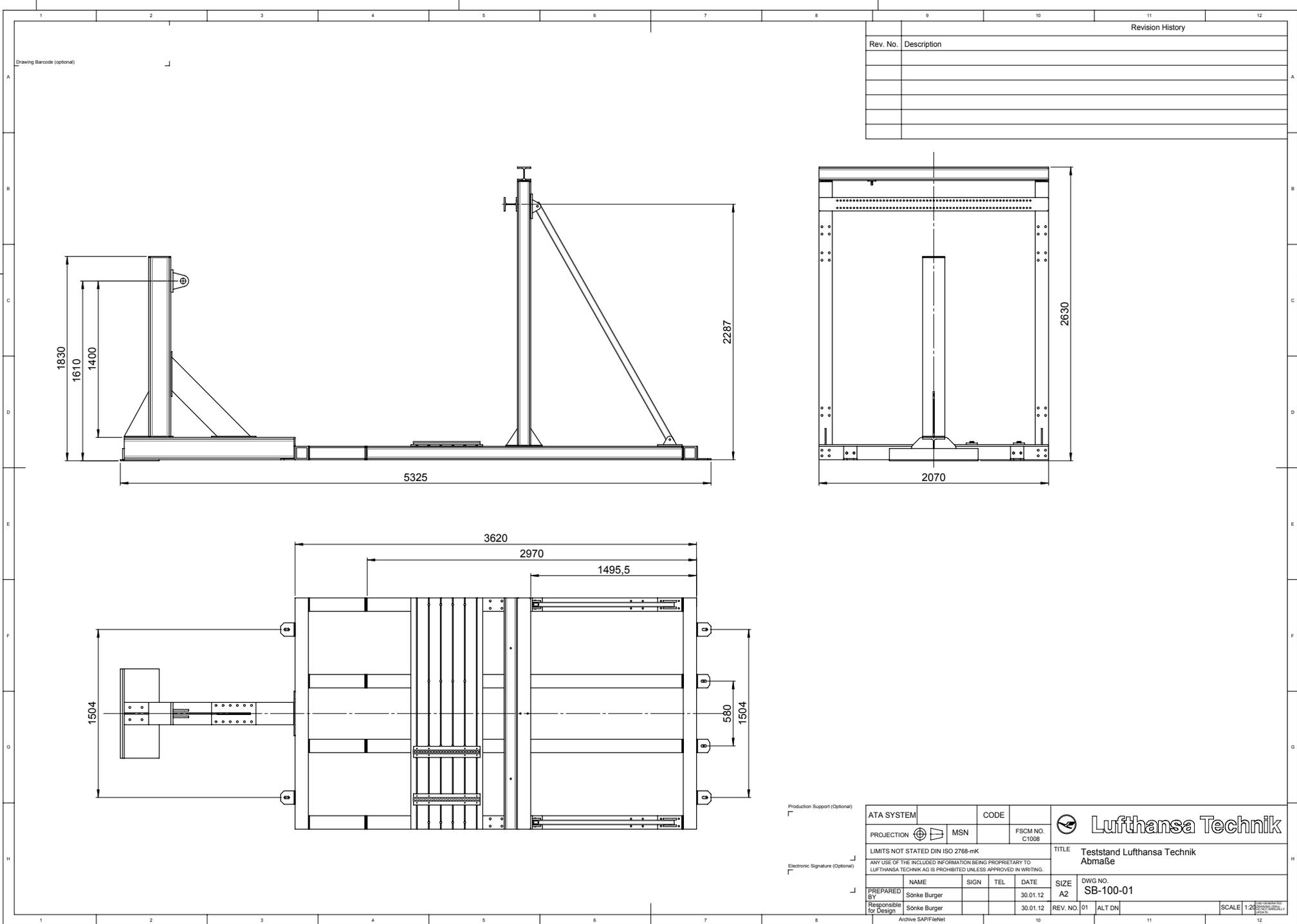
Literatur

- [1] AIRBUS(Hrsg) : *Handbuch Struktur Berechnung*, Ausgabe A, 1984
- [2] HERBERT WITTEL, DIETER MUHS, DIETER JANNASCH, JOACHIM VOSSIK(Hrsg) : *Roloff / Matek - Maschinenelemente*, 19. Auflage, 2009
- [3] M. SEIBEL : *Vorlesungsskript: Sandwichstrukturen*, Mai 2004/ März 2009
- [4] LUFTHANSA TECHNIK : *Panel Specification for Subcontractors*, Nov. 2009, Revision 3
- [5] F. RIEG, R. HACKENSCHMIDT : *Finite Elemente Analyse für Ingenieure*, 3. Auflage, 2009
- [6] OTTO W. WETZELL(Hrsg.) : *Wendehorst; Bautechnische Zahlentafeln*, 33. Auflage, 2009
- [7] LUFTHANSA TECHNIK : *Qualification Test Plan / Report*, Aug. 2010, Revision 4
- [8] LUFTHANSA TECHNIK : *Lufthansa Technik Archiv*
- [9] LEICA GEOSYSTEMS : URL: [http : //www.leica – geosystems.com/de/Leica – DISTO – D3a – BT₈1303.htm](http://www.leica-geosystems.com/de/Leica-DISTO-D3a-BT81303.htm); Abgerufen am 19.02.2012
- [10] G. NIEMANN, H. WINTER, B.-R. HÖHN(Hrsg) : *Maschinenelemente*, 4. Auflage, 2002

A Appendix A

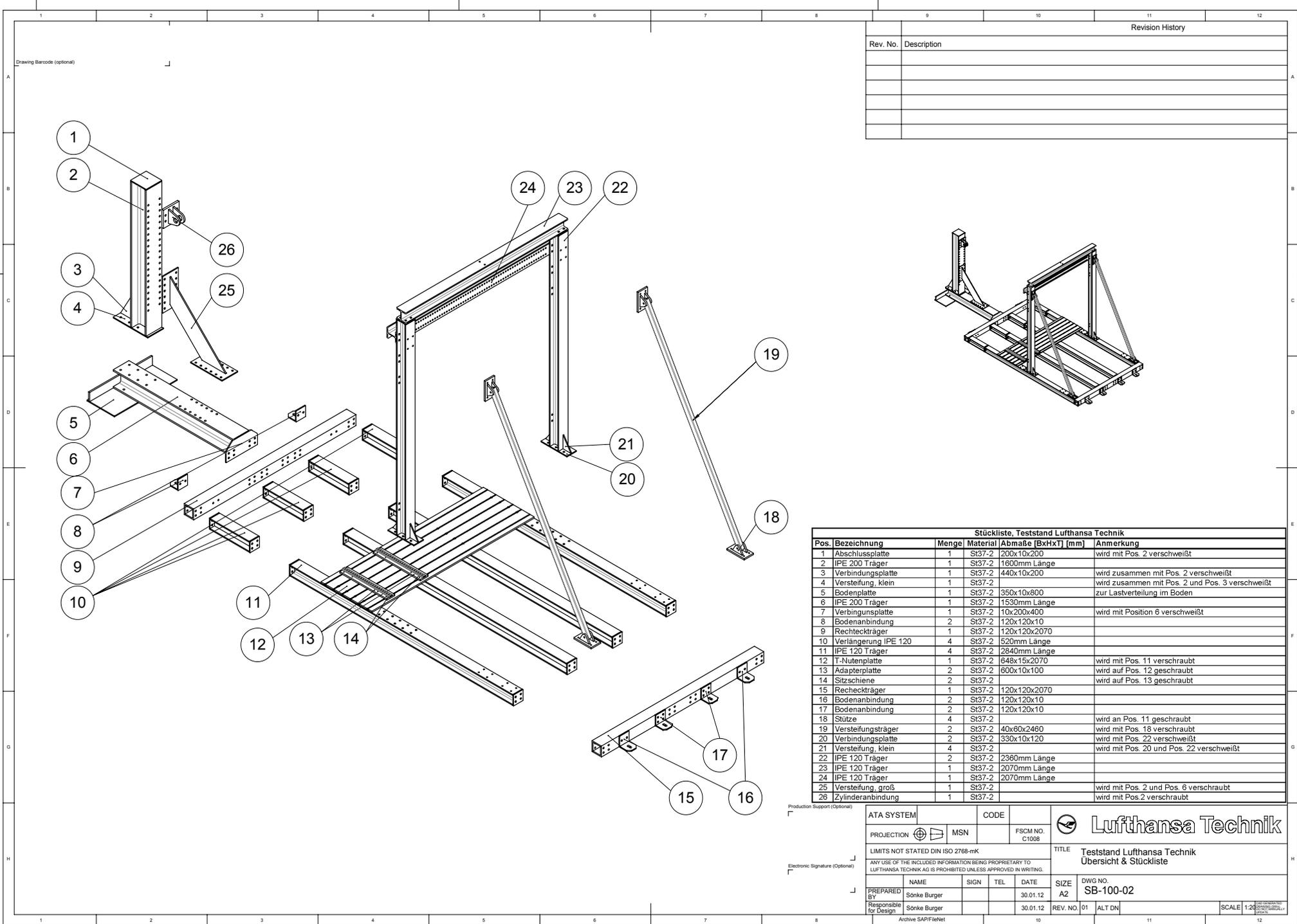
Im Appendix A befinden sich zwei Zeichnungen die den detaillierten Aufbau des Teststandes beschreiben. In den Zeichnungen sind die groben Abmaße des Teststandes und eine Explosionsansicht mit Stückliste gezeigt. Die Stückliste zeigt die Einzelteile und es geht aus ihr hervor welches Teil mit welchem verbunden wird. Außerdem beschreibt die Stückliste wie die einzelnen Teile miteinander verbunden sind, z.B. durch Verschweißen oder Verschrauben.

Teststand mit Abmaßen	69
Teststand - Übersicht und Stückliste.....	70



Revision History	
Rev. No.	Description

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION	MSN	FSCM NO. C1008		TITLE Teststand Lufthansa Technik Abmaße	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				<small>ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.</small>	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			30.01.12	A2
DWG NO. SB-100-01				REV. NO. 01	ALT DN
SCALE 1:20					<small>DATE: 30.01.12 10:00:00</small> <small>USER: sburger</small>
Archive SAP/Net					



Revision History	
Rev. No.	Description

Stückliste, Teststand Lufthansa Technik					
Pos.	Bezeichnung	Menge	Material	Abmaße [BxHxT] [mm]	Anmerkung
1	Abschlussplatte	1	St37-2	200x10x200	wird mit Pos. 2 verschweißt
2	IPE 200 Träger	1	St37-2	1600mm Länge	
3	Verbindungsplatte	1	St37-2	440x10x200	wird zusammen mit Pos. 2 verschweißt
4	Versteifung, klein	1	St37-2		wird zusammen mit Pos. 2 und Pos. 3 verschweißt
5	Bodenplatte	1	St37-2	350x10x800	zur Lastverteilung im Boden
6	IPE 200 Träger	1	St37-2	1530mm Länge	
7	Verbindungsplatte	1	St37-2	10x200x400	wird mit Position 6 verschweißt
8	Bodenanbindung	2	St37-2	120x120x10	
9	Rechteckträger	1	St37-2	120x120x2070	
10	Verlängerung IPE 120	4	St37-2	520mm Länge	
11	IPE 120 Träger	4	St37-2	2840mm Länge	
12	T-Nutenplatte	1	St37-2	648x15x2070	wird mit Pos. 11 verschraubt
13	Adapterplatte	2	St37-2	600x10x100	wird auf Pos. 12 geschraubt
14	Sitzschiene	2	St37-2		wird auf Pos. 13 geschraubt
15	Rechteckträger	1	St37-2	120x120x2070	
16	Bodenanbindung	2	St37-2	120x120x10	
17	Bodenanbindung	2	St37-2	120x120x10	
18	Stütze	4	St37-2		wird an Pos. 11 geschraubt
19	Versteifungsträger	2	St37-2	40x60x2460	wird mit Pos. 18 verschraubt
20	Verbindungsplatte	2	St37-2	330x10x120	wird mit Pos. 22 verschweißt
21	Versteifung, klein	4	St37-2		wird mit Pos. 20 und Pos. 22 verschweißt
22	IPE 120 Träger	2	St37-2	2360mm Länge	
23	IPE 120 Träger	1	St37-2	2070mm Länge	
24	IPE 120 Träger	1	St37-2	2070mm Länge	
25	Versteifung, groß	1	St37-2		wird mit Pos. 2 und Pos. 6 verschraubt
26	Zylinderanbindung	1	St37-2		wird mit Pos. 2 verschraubt

Production Support (Optional)

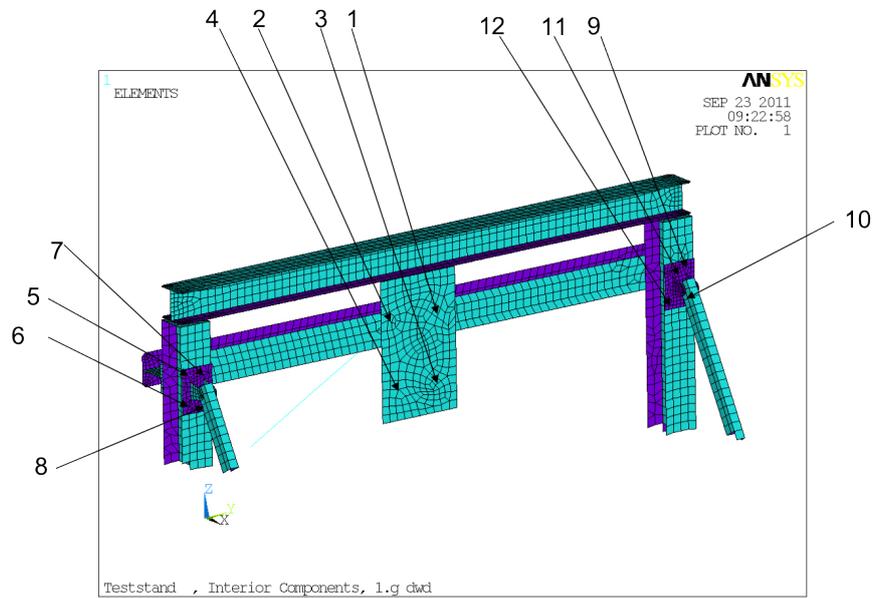
ATA SYSTEM	CODE	Lufthansa Technik
PROJECTION	MSN	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK		TITLE Teststand Lufthansa Technik Übersicht & Stückliste
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.		
PREPARED BY Sönke Burger	SIGN	TEL
DATE 30.01.12	SIZE A2	DWG NO. SB-100-02
Responsible for Design Sönke Burger	REV. NO. 01	ALT DN
Archive SAP/Net	SCALE 1:20	

B Appendix B

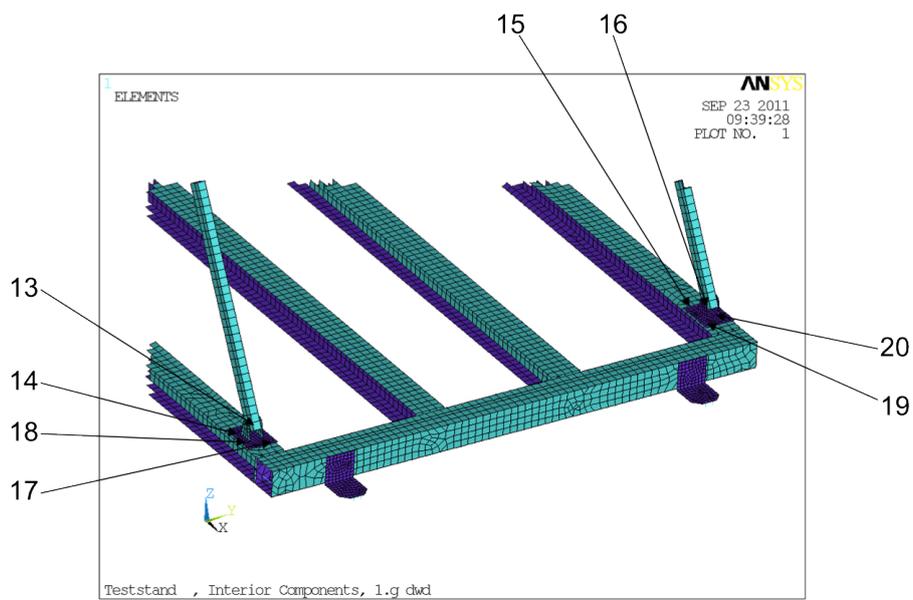
In den Tabellen B.1 bis B.7 sind die Ergebnisse der Schraubenauswertung dargestellt. Die Belastungswerte stammen aus der FE Berechnung des Teststandmodelles bei einer Belastung von $xx \text{ kN}$, die in Abschnitt 3 beschrieben wird. In den Tabellen sind alle verwendeten Schrauben ausgewertet. Schrauben, die in der Spalte Anmerkung mit "auf Druck belastet" gekennzeichnet sind, wurden wie alle anderen Schrauben ausgewertet. Bei diesen Schrauben können die Werte die auf Zugversagen entstehen ignoriert werden. Es zählen nur die Werte die eine Scherbelastung beschreiben.

Die Schrauben in den Tabellen sind nummeriert und können den folgenden Abbildungen entnommen werden.

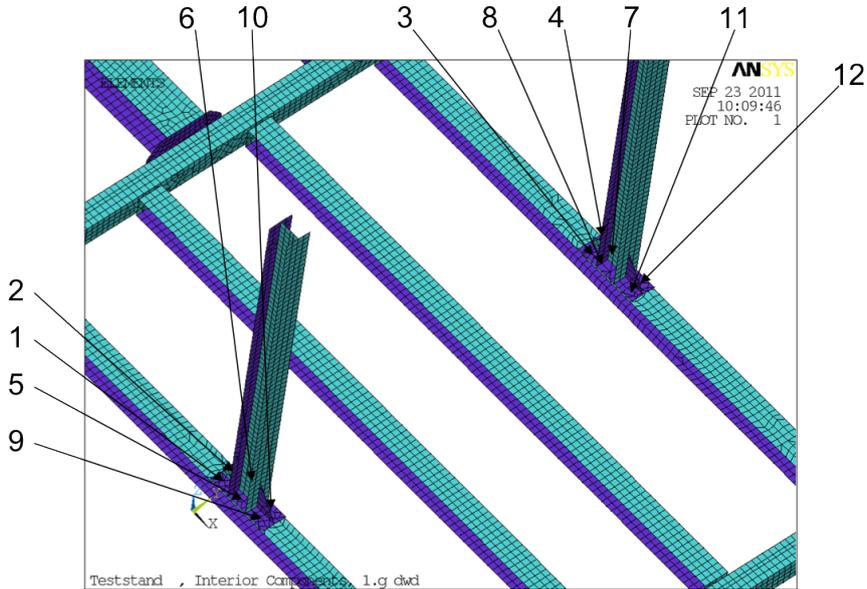
Positionsangabe der verwendeten M12 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	72
Positionsangabe der verwendeten M16 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	73
Positionsangabe der verwendeten M16 Schrauben mit 22mm Klemmlänge	73
Positionsangabe der verwendeten M16 Schrauben mit 22mm Klemmlänge	74
Positionsangabe der verwendeten M16 Schrauben mit 25mm Klemmlänge	74
Positionsangabe der verwendeten M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge	75
Positionsangabe der verwendeten M12 Schrauben mit 54mm Klemmlänge	76
Auswertung M12 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	77
Auswertung M16 Schrauben mit 21mm Klemmlänge	78
Auswertung M16 Schrauben mit 22mm Klemmlänge	79
Auswertung M16 Schrauben mit 25mm Klemmlänge	80
Auswertung M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge	81
Auswertung M12 Schrauben mit 54mm Klemmlänge	82



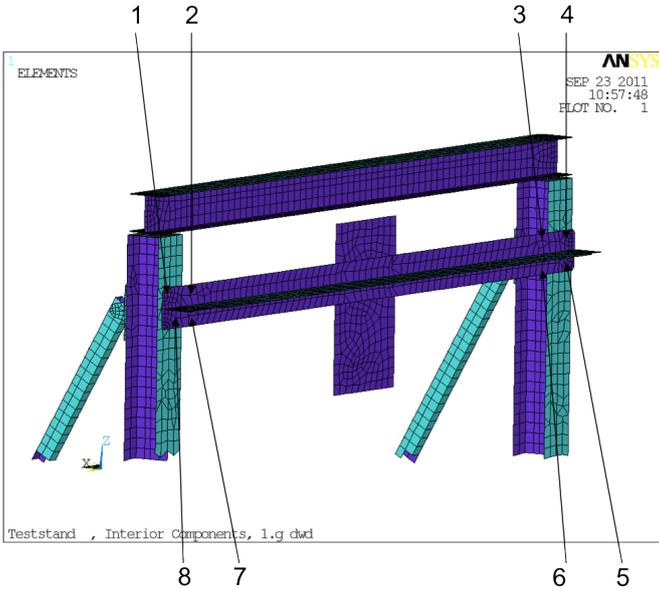
Position und Nummerierung der verwendeten M12 Schrauben mit einer Klemmlänge von 21mm (Teil 1)



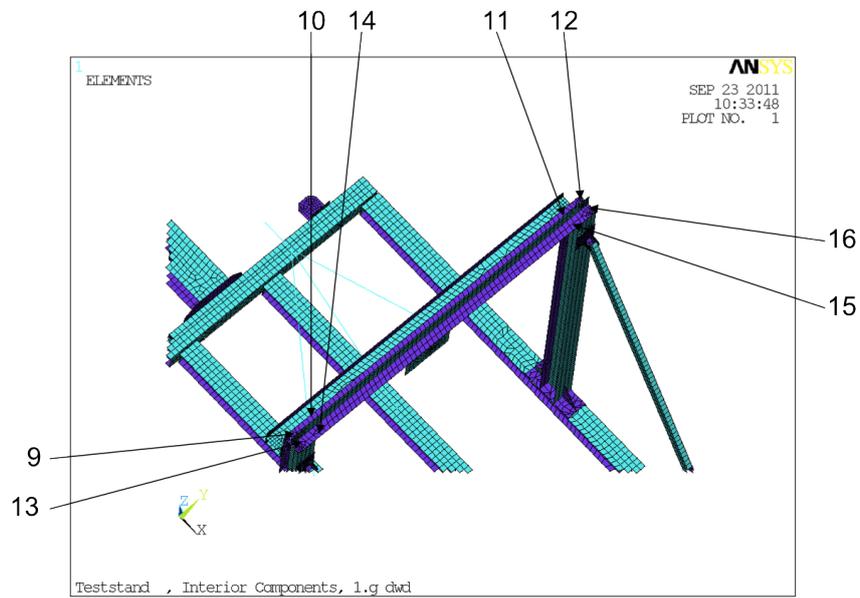
Position und Nummerierung der verwendeten M12 Schrauben mit einer Klemmlänge von 21mm (Teil 2)



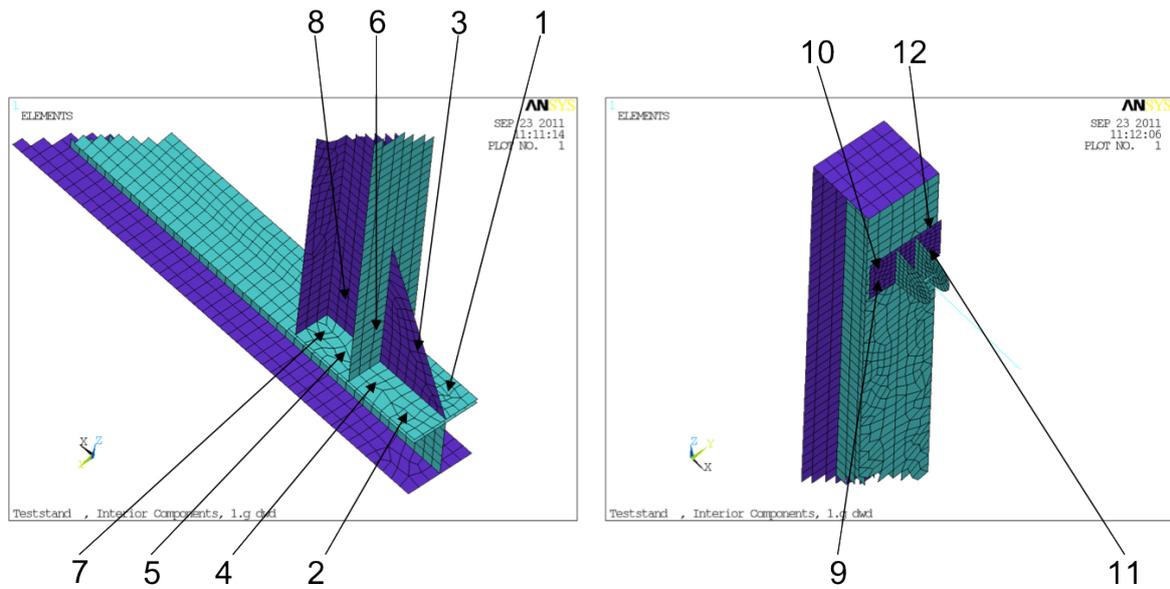
Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 21mm



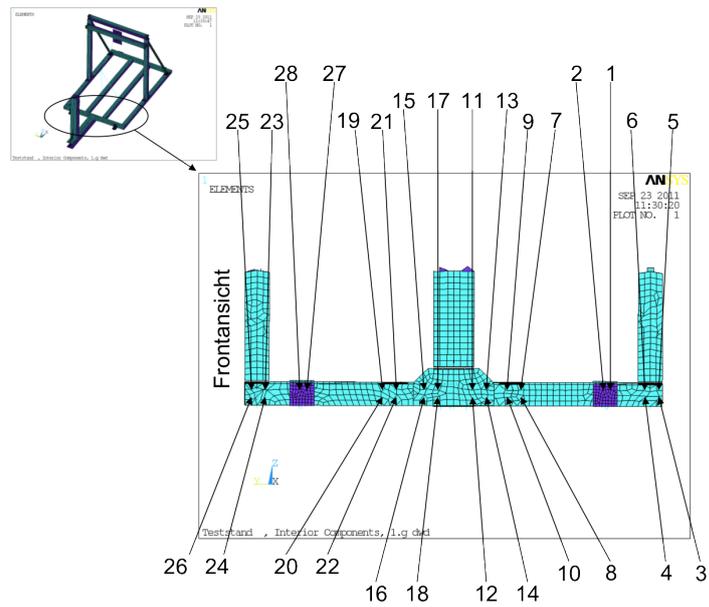
Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 22mm (Teil 1)



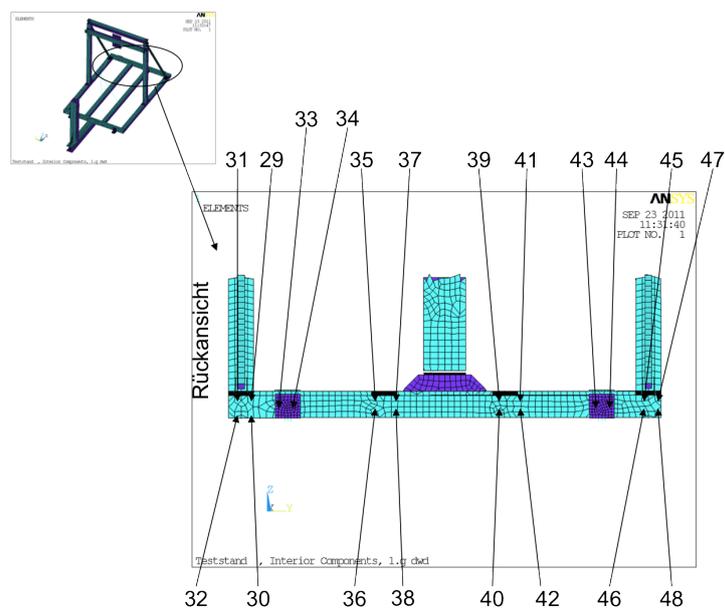
Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 22mm (Teil 2)



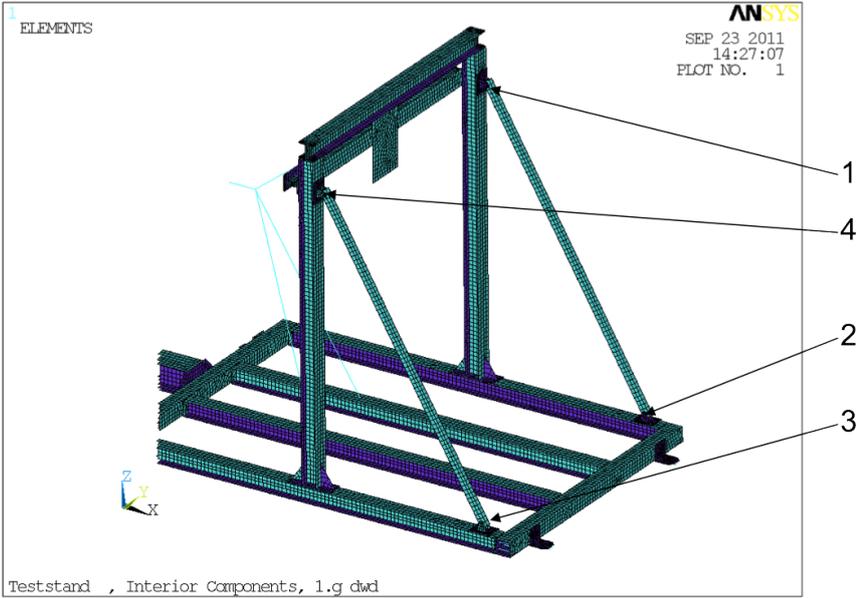
Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 25mm



Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 130mm (Teil 1)



Position und Nummerierung der verwendeten M16 Schrauben mit einer Klemmlänge von 130mm (Teil 2)



Position und Nummerierung der verwendeten M12 Schrauben mit einer Klemmlänge von 54mm

Schraubenauswertung M12 x 21mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	x-Achse	19	38169	3617	38169	19	480	40464	305	76860	640	53952	1,06	2775,02	1,06	
2	x-Achse	19	37852	3128	37852	19	480	40464	305	76860	640	53952	1,07	2775,02	1,07	auf Druck belastet
3	x-Achse	19	12331	3646	12331	19	480	40464	305	76860	640	53952	3,28	2775,02	3,28	auf Druck belastet
4	x-Achse	19	12648	2983	12648	19	480	40464	305	76860	640	53952	3,20	2775,02	3,20	
5	x-Achse	15987	266	7558	7558	15987	480	40464	305	76860	640	53952	5,35	3,37	2,85	
6	x-Achse	4371	1064	9505	9505	4371	480	40464	305	76860	640	53952	4,26	12,34	4,02	auf Druck belastet
7	x-Achse	7742	1068	6071	6071	7742	480	40464	305	76860	640	53952	6,67	6,97	4,82	
8	x-Achse	2511	310	6381	6381	2511	480	40464	305	76860	640	53952	6,34	21,48	6,08	auf Druck belastet
9	x-Achse	12848	535	5482	5482	12848	480	40464	305	76860	640	53952	7,38	4,20	3,65	
10	x-Achse	3308	164	10100	10100	3308	480	40464	305	76860	640	53952	4,01	16,31	3,89	auf Druck belastet
11	x-Achse	11580	388	8293	8293	11580	480	40464	305	76860	640	53952	4,88	4,66	3,37	
12	x-Achse	3776	40	6508	6508	3776	480	40464	305	76860	640	53952	6,22	14,29	5,70	auf Druck belastet
13	z-Achse	301	843	2507	843	2507	480	40464	305	76860	640	53952	48,02	21,52	19,64	
14	z-Achse	442	185	3362	442	3362	480	40464	305	76860	640	53952	91,50	16,05	15,81	
15	z-Achse	379	560	3534	560	3534	480	40464	305	76860	640	53952	72,25	15,27	14,94	
16	z-Achse	669	544	2511	669	2511	480	40464	305	76860	640	53952	60,45	21,49	20,25	
17	z-Achse	7269	25	9823	7269	9823	480	40464	305	76860	640	53952	5,57	5,49	3,91	
18	z-Achse	8834	672	13528	8834	13528	480	40464	305	76860	640	53952	4,58	3,99	3,01	
19	z-Achse	8220	154	12629	8220	12629	480	40464	305	76860	640	53952	4,92	4,27	3,23	
20	z-Achse	8076	194	11414	8076	11414	480	40464	305	76860	640	53952	5,01	4,73	3,44	

Tabelle B.1: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M12 Schrauben mit 21mm Klemmlänge

Schraubenauswertung M16 x 21mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	z-Achse	9353	1132	17310	9353	17310	480	75360	305	102480	640	100480	8,06	5,80	4,71	auf Druck belastet
2	z-Achse	10402	1444	16878	10402	16878	480	75360	305	102480	640	100480	7,24	5,95	4,60	auf Druck belastet
3	z-Achse	9743	1123	17262	9743	17262	480	75360	305	102480	640	100480	7,73	5,82	4,65	auf Druck belastet
4	z-Achse	10451	1372	17281	10451	17281	480	75360	305	102480	640	100480	7,21	5,81	4,53	auf Druck belastet
5	z-Achse	570	1132	6461	1132	6461	480	75360	305	102480	640	100480	66,58	15,55	15,14	auf Druck belastet
6	z-Achse	614	867	6356	867	6356	480	75360	305	102480	640	100480	86,92	15,81	15,55	auf Druck belastet
7	z-Achse	553	1000	6495	1000	6495	480	75360	305	102480	640	100480	75,38	15,47	15,16	auf Druck belastet
8	z-Achse	579	1185	6435	1185	6435	480	75360	305	102480	640	100480	63,61	15,61	15,16	auf Druck belastet
9	z-Achse	9233	918	488	9233	488	480	75360	305	102480	640	100480	8,16	206,10	8,16	
10	z-Achse	9862	1129	613	9862	613	480	75360	305	102480	640	100480	7,64	163,83	7,63	
11	z-Achse	9337	1045	886	9337	886	480	75360	305	102480	640	100480	8,07	113,38	8,05	
12	z-Achse	10058	1347	747	10058	747	480	75360	305	102480	640	100480	7,49	134,58	7,48	

Tabelle B.2: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 21mm Klemmlänge

Schraubenauswertung M16 x 22mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	x-Achse	6351	11244	12235	12235	6351	480	75360	305	107360	640	100480	6,16	15,82	5,74	
2	x-Achse	28042	19353	18602	19353	28042	480	75360	305	107360	640	100480	3,89	3,58	2,64	
3	x-Achse	27212	24535	21678	24535	27212	480	75360	305	107360	640	100480	3,07	3,69	2,36	
4	x-Achse	6219	12982	14175	14175	6219	480	75360	305	107360	640	100480	5,32	16,16	5,05	
5	x-Achse	2262	5447	7816	7816	2262	480	75360	305	107360	640	100480	9,64	44,42	9,42	auf Druck belastet
6	x-Achse	12545	15441	15553	15553	12545	480	75360	305	107360	640	100480	4,85	8,01	4,15	auf Druck belastet
7	x-Achse	12102	10048	11171	11171	12102	480	75360	305	107360	640	100480	6,75	8,30	5,24	auf Druck belastet
8	x-Achse	2949	3279	2822	3279	2949	480	75360	305	107360	640	100480	22,98	34,08	19,05	auf Druck belastet
9	z-Achse	1308	5308	1208	5308	1208	480	75360	305	107360	640	100480	14,20	83,21	14,00	
10	z-Achse	1992	8958	1437	8958	1437	480	75360	305	107360	640	100480	8,41	69,92	8,35	auf Druck belastet
11	z-Achse	1300	7693	1328	7693	1328	480	75360	305	107360	640	100480	9,80	75,67	9,71	
12	z-Achse	654	5229	1365	5229	1365	480	75360	305	107360	640	100480	14,41	73,60	14,14	auf Druck belastet
13	z-Achse	881	1129	1582	1129	1582	480	75360	305	107360	640	100480	66,74	63,51	46,01	
14	z-Achse	264	1533	1822	1533	1822	480	75360	305	107360	640	100480	49,16	55,14	36,70	auf Druck belastet
15	z-Achse	258	2218	1616	2218	1616	480	75360	305	107360	640	100480	33,98	62,19	29,82	
16	z-Achse	971	1787	1642	1787	1642	480	75360	305	107360	640	100480	42,16	61,19	34,72	auf Druck belastet

Tabelle B.3: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 22mm Klemmlänge

Schraubenauswertung M16 x 25mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	z-Achse	5630	175	71230	5630	71230	480	75360	305	122000	640	100480	13,38	1,41	1,40	
2	z-Achse	5910	58	71324	5910	71324	480	75360	305	122000	640	100480	12,75	1,41	1,40	
3	z-Achse	3548	1586	43621	3548	43621	480	75360	305	122000	640	100480	21,24	2,30	2,29	
4	z-Achse	3729	1694	43777	3729	43777	480	75360	305	122000	640	100480	20,21	2,30	2,28	
5	z-Achse	3948	236	15344	3948	15344	480	75360	305	122000	640	100480	19,09	6,55	6,19	
6	z-Achse	3941	337	15612	3941	15612	480	75360	305	122000	640	100480	19,12	6,44	6,10	
7	z-Achse	11439	2614	130980	11439	130980	480	75360	305	122000	640	100480	6,59	0,77	0,76	auf Druck belastet
8	z-Achse	11855	2522	131050	11855	131050	480	75360	305	122000	640	100480	6,36	0,77	0,76	auf Druck belastet
9	x-Achse	12503	636	351	636	12503	480	75360	305	122000	640	100480	118,52	8,04	8,02	
10	x-Achse	12504	446	315	446	12504	480	75360	305	122000	640	100480	169,03	8,04	8,03	
11	x-Achse	12484	634	368	634	12484	480	75360	305	122000	640	100480	118,86	8,05	8,03	
12	x-Achse	12509	448	369	448	12509	480	75360	305	122000	640	100480	168,34	8,03	8,02	

Tabelle B.4: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 25mm Klemmlänge

Schraubenauswertung M16 x 130mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	x-Achse	947	486	738	738	947	480	75360	305	97600	640	100480	102,11	106,09	73,57	auf Druck belastet
2	x-Achse	1104	412	861	861	1104	480	75360	305	97600	640	100480	87,49	91,01	63,07	auf Druck belastet
3	x-Achse	2864	31	260	260	2864	480	75360	305	97600	640	100480	290,07	35,08	34,83	auf Druck belastet
4	x-Achse	2393	247	305	305	2393	480	75360	305	97600	640	100480	247,23	41,99	41,40	auf Druck belastet
5	x-Achse	4082	125	257	257	4082	480	75360	305	97600	640	100480	293,52	24,62	24,53	
6	x-Achse	5531	305	291	305	5531	480	75360	305	97600	640	100480	247,02	18,17	18,12	
7	x-Achse	3892	1040	3348	3348	3892	480	75360	305	97600	640	100480	22,51	25,82	16,97	auf Druck belastet
8	x-Achse	10438	158	3190	3190	10438	480	75360	305	97600	640	100480	23,62	9,63	8,91	
9	x-Achse	12675	931	2174	2174	12675	480	75360	305	97600	640	100480	34,67	7,93	7,73	auf Druck belastet
10	x-Achse	5876	11	2156	2156	5876	480	75360	305	97600	640	100480	34,96	17,10	15,36	
11	x-Achse	5171	655	245	655	5171	480	75360	305	97600	640	100480	115,13	19,43	19,16	auf Druck belastet
12	x-Achse	993	270	201	270	993	480	75360	305	97600	640	100480	278,80	101,17	95,11	auf Druck belastet
13	x-Achse	816	498	1424	1424	816	480	75360	305	97600	640	100480	52,91	123,11	48,61	auf Druck belastet
14	x-Achse	1549	421	1242	1242	1549	480	75360	305	97600	640	100480	60,68	64,88	44,32	
15	x-Achse	727	751	1478	1478	727	480	75360	305	97600	640	100480	50,98	138,22	47,83	auf Druck belastet
16	x-Achse	1497	554	1390	1390	1497	480	75360	305	97600	640	100480	54,21	67,14	42,18	
17	x-Achse	5149	590	469	590	5149	480	75360	305	97600	640	100480	127,76	19,51	19,29	auf Druck belastet
18	x-Achse	1171	232	434	434	1171	480	75360	305	97600	640	100480	173,69	85,84	76,96	auf Druck belastet
19	x-Achse	2452	655	2781	2781	2452	480	75360	305	97600	640	100480	27,10	40,98	22,61	auf Druck belastet
20	x-Achse	8352	319	2570	2570	8352	480	75360	305	97600	640	100480	29,33	12,03	11,13	
21	x-Achse	9766	780	1731	1731	9766	480	75360	305	97600	640	100480	43,54	10,29	10,01	auf Druck belastet
22	x-Achse	4819	42	1625	1625	4819	480	75360	305	97600	640	100480	46,38	20,85	19,02	
23	x-Achse	4507	48	460	460	4507	480	75360	305	97600	640	100480	163,87	22,29	22,09	
24	x-Achse	2302	132	449	449	2302	480	75360	305	97600	640	100480	167,93	43,65	42,24	auf Druck belastet
25	x-Achse	4697	9	107	107	4697	480	75360	305	97600	640	100480	703,31	21,39	21,38	
26	x-Achse	2889	44	82	82	2889	480	75360	305	97600	640	100480	917,18	34,79	34,76	auf Druck belastet
27	x-Achse	1100	383	858	858	1100	480	75360	305	97600	640	100480	87,82	91,35	63,31	auf Druck belastet
28	x-Achse	919	468	716	716	919	480	75360	305	97600	640	100480	105,23	109,30	75,81	auf Druck belastet
29	x-Achse	23086	282	6584	6584	23086	480	75360	305	97600	640	100480	11,45	4,35	4,07	
30	x-Achse	16728	247	6285	6285	16728	480	75360	305	97600	640	100480	11,99	6,01	5,37	auf Druck belastet
31	x-Achse	19437	305	4027	4027	19437	480	75360	305	97600	640	100480	18,71	5,17	4,98	
32	x-Achse	15645	346	4423	4423	15645	480	75360	305	97600	640	100480	17,04	6,42	6,01	auf Druck belastet
33	x-Achse	8645	5116	17869	17869	8645	480	75360	305	97600	640	100480	4,22	11,62	3,96	
34	x-Achse	7859	1036	7191	7191	7859	480	75360	305	97600	640	100480	10,48	12,79	8,11	
35	x-Achse	12861	437	1521	1521	12861	480	75360	305	97600	640	100480	49,55	7,81	7,72	

Tabelle B.5: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge (Teil 1)

Schraubenauswertung M16 x 130mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
36	x-Achse	4253	946	1281	1281	4253	480	75360	305	97600	640	100480	58,85	23,63	21,92	auf Druck belastet
37	x-Achse	6211	580	1010	1010	6211	480	75360	305	97600	640	100480	74,61	16,18	15,81	
38	x-Achse	8381	920	861	920	8381	480	75360	305	97600	640	100480	81,89	11,99	11,86	auf Druck belastet
39	x-Achse	8596	540	737	737	8596	480	75360	305	97600	640	100480	102,22	11,69	11,61	
40	x-Achse	9695	766	638	766	9695	480	75360	305	97600	640	100480	98,40	10,36	10,31	auf Druck belastet
41	x-Achse	13648	220	1246	1246	13648	480	75360	305	97600	640	100480	60,51	7,36	7,31	
42	x-Achse	6253	834	929	929	6253	480	75360	305	97600	640	100480	81,16	16,07	15,76	auf Druck belastet
43	x-Achse	8046	1344	7467	7467	8046	480	75360	305	97600	640	100480	10,09	12,49	7,85	
44	x-Achse	8873	4863	18280	18280	8873	480	75360	305	97600	640	100480	4,12	11,32	3,87	
45	x-Achse	22643	914	6422	6422	22643	480	75360	305	97600	640	100480	11,73	4,44	4,15	
46	x-Achse	16963	3	6314	6314	16963	480	75360	305	97600	640	100480	11,93	5,92	5,31	auf Druck belastet
47	x-Achse	20383	32	4730	4730	20383	480	75360	305	97600	640	100480	15,93	4,93	4,71	
48	x-Achse	15525	842	4655	4655	15525	480	75360	305	97600	640	100480	16,19	6,47	6,01	auf Druck belastet

Tabelle B.6: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M16 Schrauben mit 130mm Klemmlänge (Teil 2)

Schraubenauswertung M12 x 54mm																
Pos.	Lächsachse	Globale Belastung			$F_{s,vorh.}$ [N]	$F_{z,vorh.}$ [N]	$\tau_{s,zul.}$ [MPa]	$F_{s,zul.}$ [N]	$\sigma_{l,zul.}$ [MPa]	$F_{l,zul.}$ [N]	$\sigma_{z,zul.}$ [MPa]	$F_{z,zul.}$ [N]	RF_s	RF_z	RF_{cb}	Anmerkungen
		F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]												
1	y-Achse	13092	18	22951	22951	18	480	40464	305	73200	640	53952	1,76	2997,33	1,76	
2	y-Achse	13093	4	22695	22695	4	480	40464	305	73200	640	53952	1,78	13488,0 0	1,78	
3	y-Achse	13573	123	23534	23534	123	480	40464	305	73200	640	53952	1,72	438,63	1,72	
4	y-Achse	13573	32	23788	23788	32	480	40464	305	73200	640	53952	1,70	1686,00	1,70	

Tabelle B.7: Auswertung des Festigkeitsnachweisen für verwendete M12 Schrauben mit 54mm Klemmlänge

C Appendix C

Qualification Test Plan/Report (Auszug)..... 84

Qualification Test Program / Report



Document No QTP-25-10-0018-
MEC-00

Revision No 4

5. Test Results

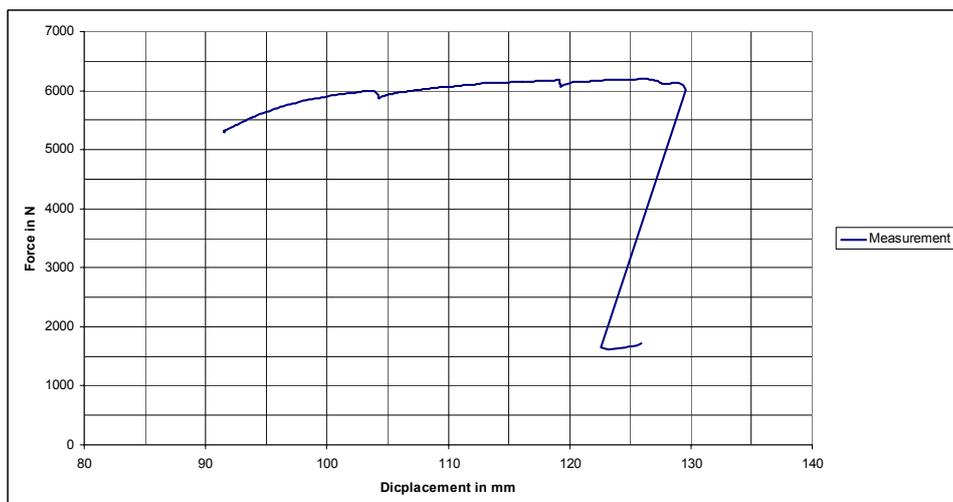
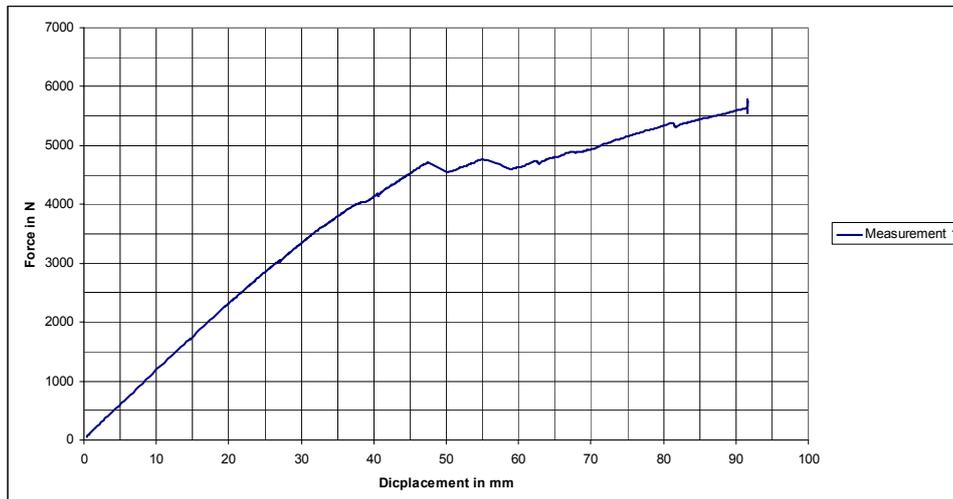
5.1. Test Record Requirements

Force deflection plots and strain gauge results.

5.2. Test Record

Due to the displacement of the test the deformation sensor had to be reset during the test. Therefore two report diagrams exist.

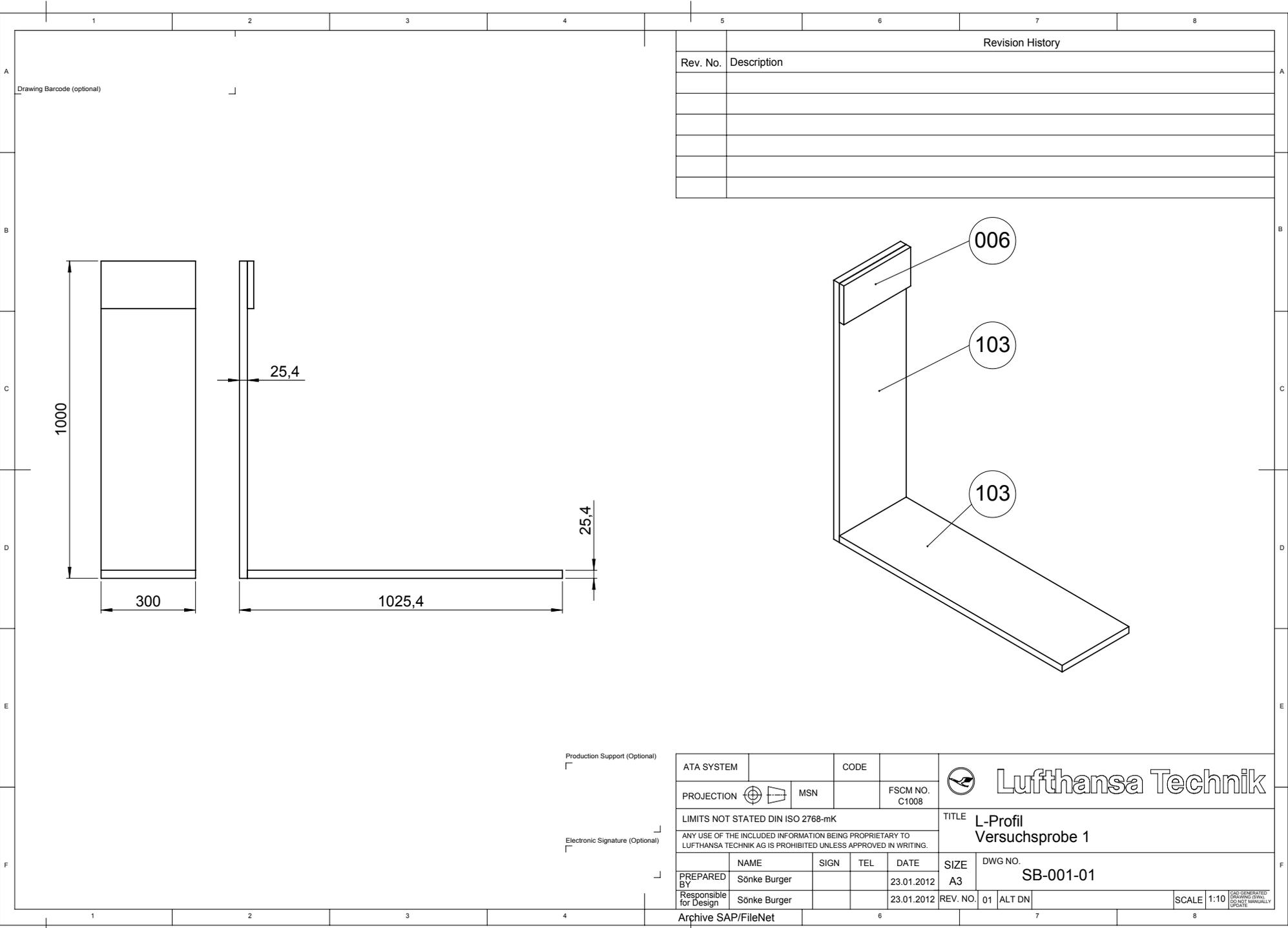
5.2.1. Deformation plots



D Appendix D

Nachfolgend sind die Konstruktionszeichnungen der Versuchsproben dargestellt. Außerdem gibt es zu jeder Versuchsprobe eine Zeichnung die die Lage der Messpunkte beschreibt.

Abmaße Versuchsprobe 1, L-Profil.....	86
Position der Messpunkte für Versuchsprobe 1.....	87
Abmaße Versuchsprobe 2, L-Profil.....	88
Position der Messpunkte für Versuchsprobe 2.....	89
Abmaße Versuchsprobe 3, Korpuseckverbindung.....	90
Position der Messpunkte für Versuchsprobe 3.....	91
Abmaße Versuchsprobe 4, T-Verbindung.....	92
Position der Messpunkte für Versuchsprobe 4.....	93
Holzzuschnitt für Verstärkung der Versuchsproben.....	94
Zuschnitt der Sandwichpaneele für die Versuchsproben.....	95



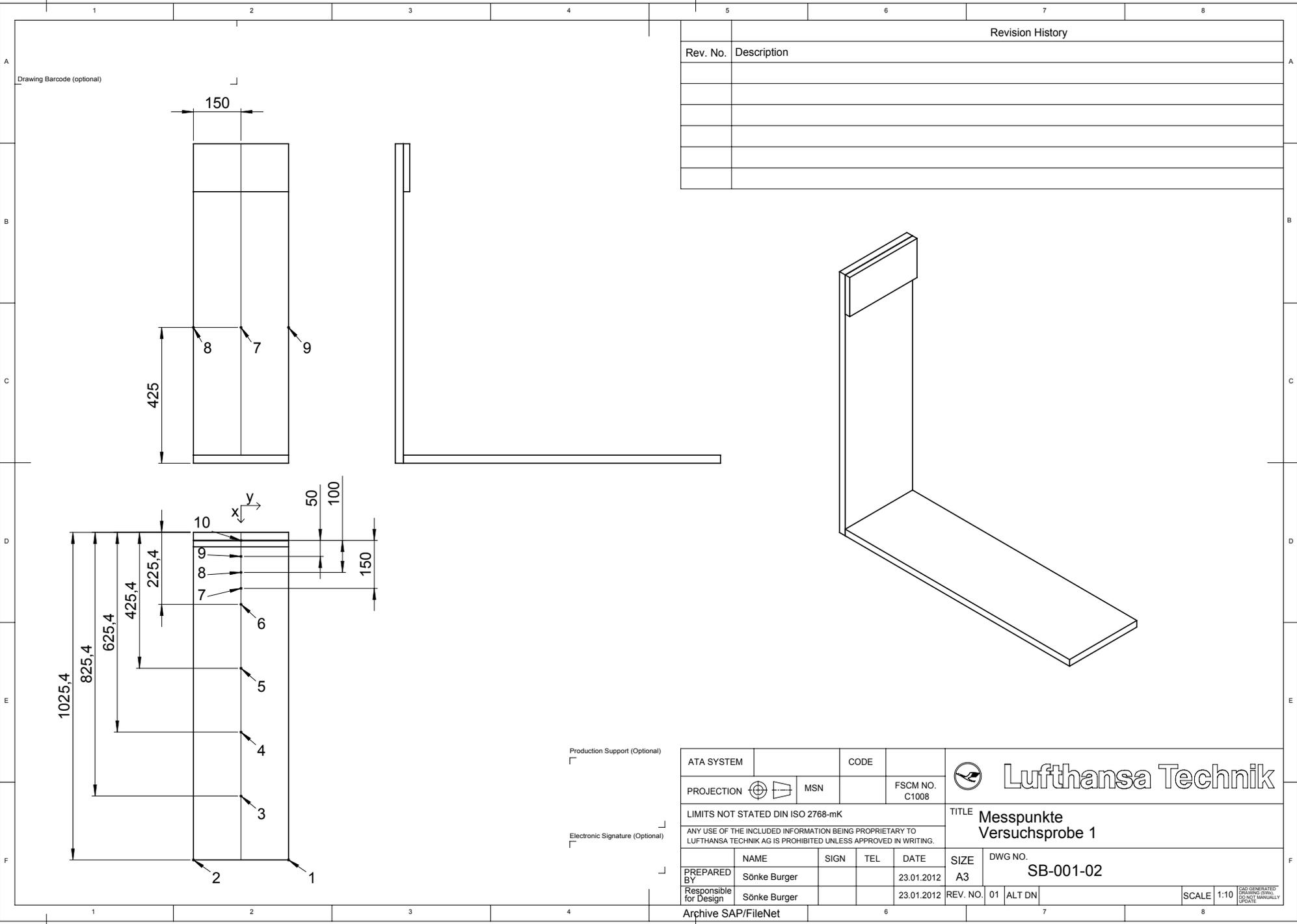
Revision History	
Rev. No.	Description

Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION		MSN	FSCM NO. C1008		TITLE
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				L-Profil	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				Versuchsprobe 1	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
DWG NO. SB-001-01		REV. NO.	01	ALT DN	SCALE
Archive SAP/FileNet		6	7	8	1:10

FILE GENERATED BY CAD SOFTWARE. DO NOT MANUALLY UPDATE.

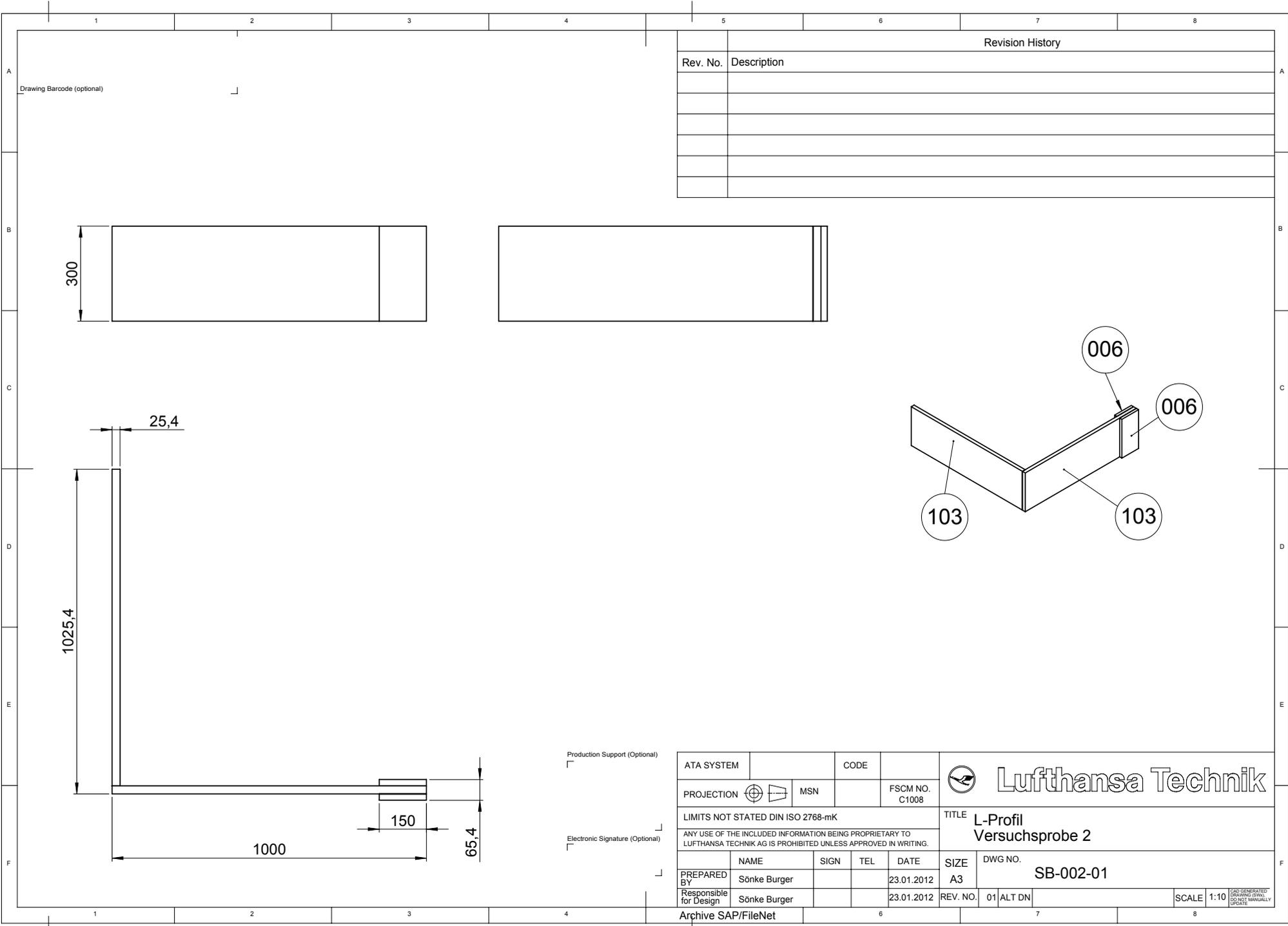


Revision History	
Rev. No.	Description

Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

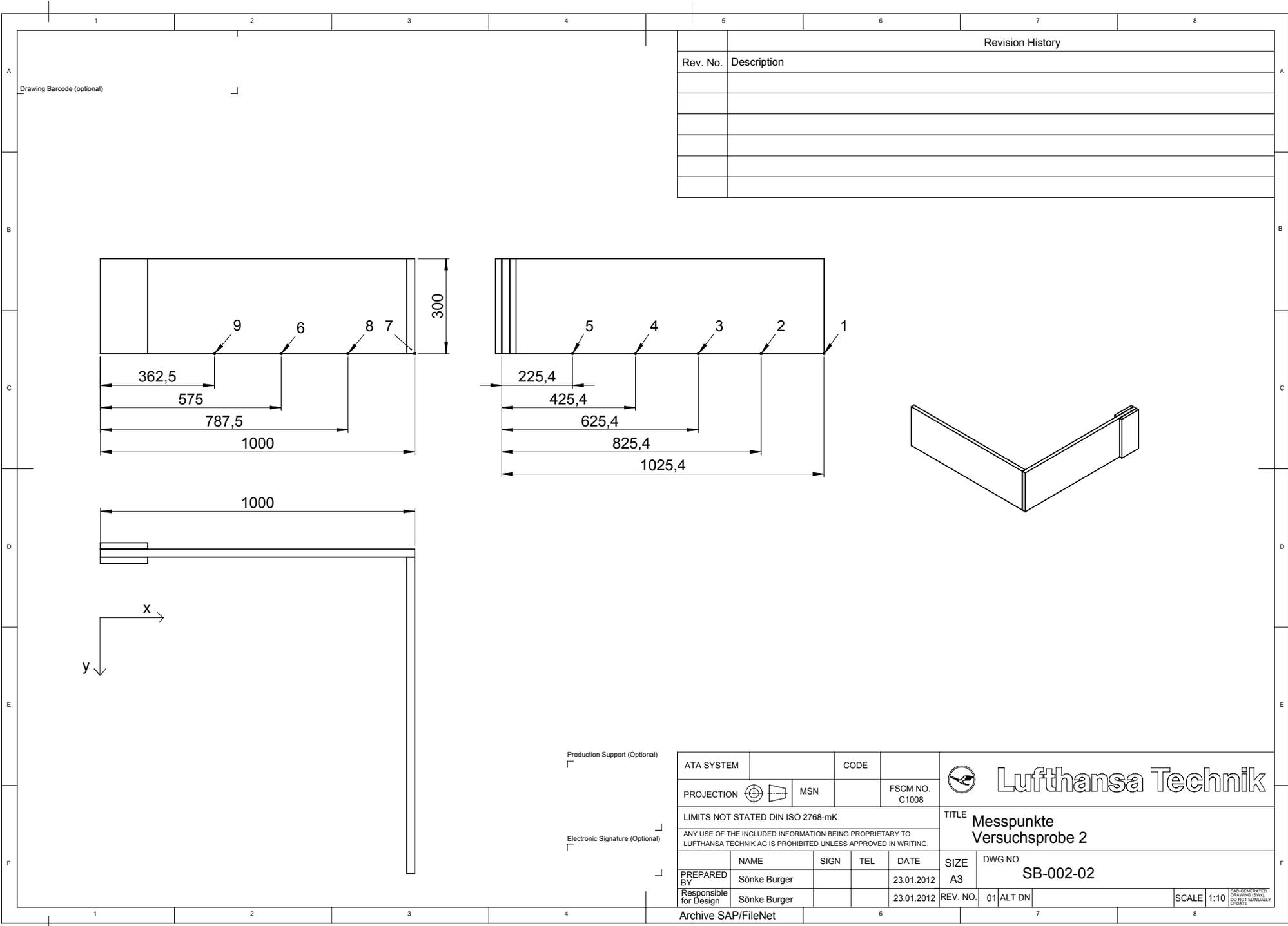
ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION		MSN	FSCM NO.	C1008	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				TITLE	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				Messpunkte Versuchsprobe 1	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
				REV. NO.	DWG NO.
				01	SB-001-02
Archive SAP/FileNet				SCALE	1:10
				<small>FILE GENERATED BY CAD SOFTWARE DRAWING SHOULD BE MANUALLY UPDATE</small>	



ATA SYSTEM		CODE		 Lufthansa Technik	
PROJECTION		MSN	FSCM NO.	C1008	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				TITLE	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				L-Profil Versuchsprobe 2	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
	Sönke Burger			23.01.2012	DWG NO.
				REV. NO.	SB-002-01
				01 ALT DN	SCALE
					1:10

Archive SAP/FileNet

SCALE 1:10
DATA GENERATED BY
 DRAWING TOOL
 DO NOT MANUALLY
 UPDATE



Revision History	
Rev. No.	Description

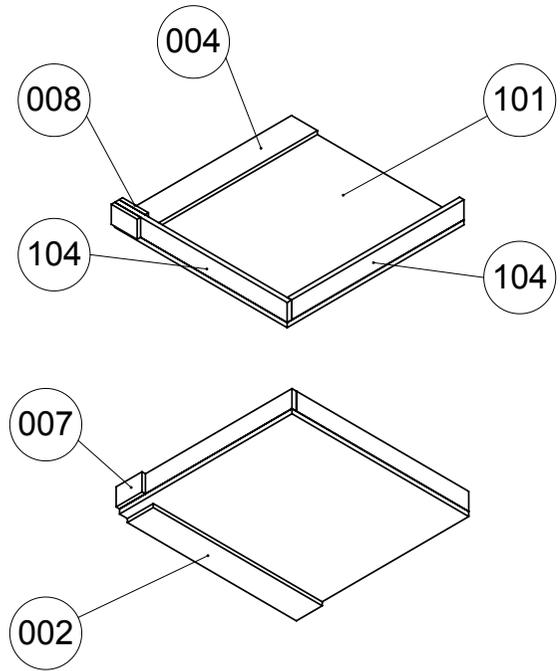
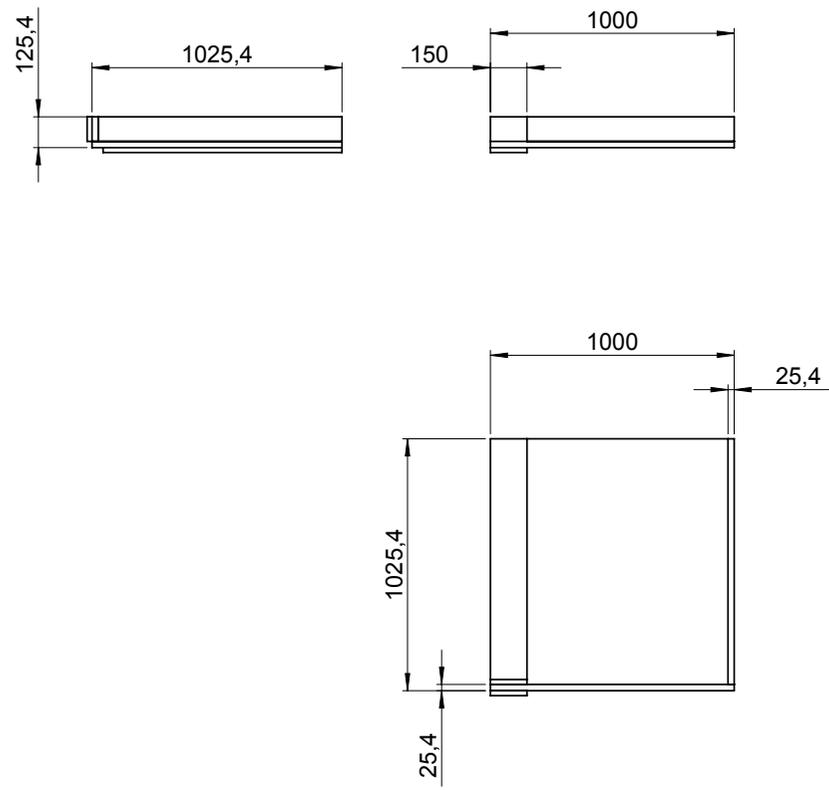
Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION	MSN	FSCM NO. C1008		Messpunkte Versuchsprobe 2	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				TITLE	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				Responsible for Design: Sönke Burger	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
Archive SAP/FileNet		REV. NO.	01	ALT DN	DWG NO. SB-002-02
SCALE 1:10				<small>FILE GENERATED BY CAD SOFTWARE DRAWING SHOULD BE MANUALLY UPDATE</small>	

Revision History	
Rev. No.	Description

Drawing Barcode (optional)



Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

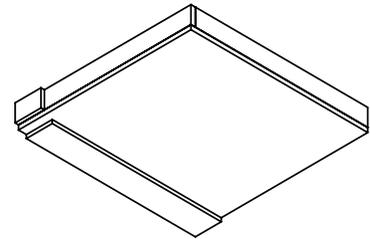
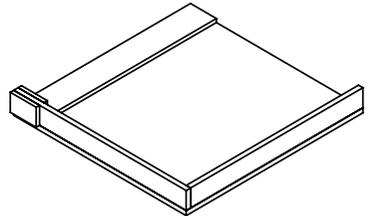
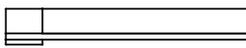
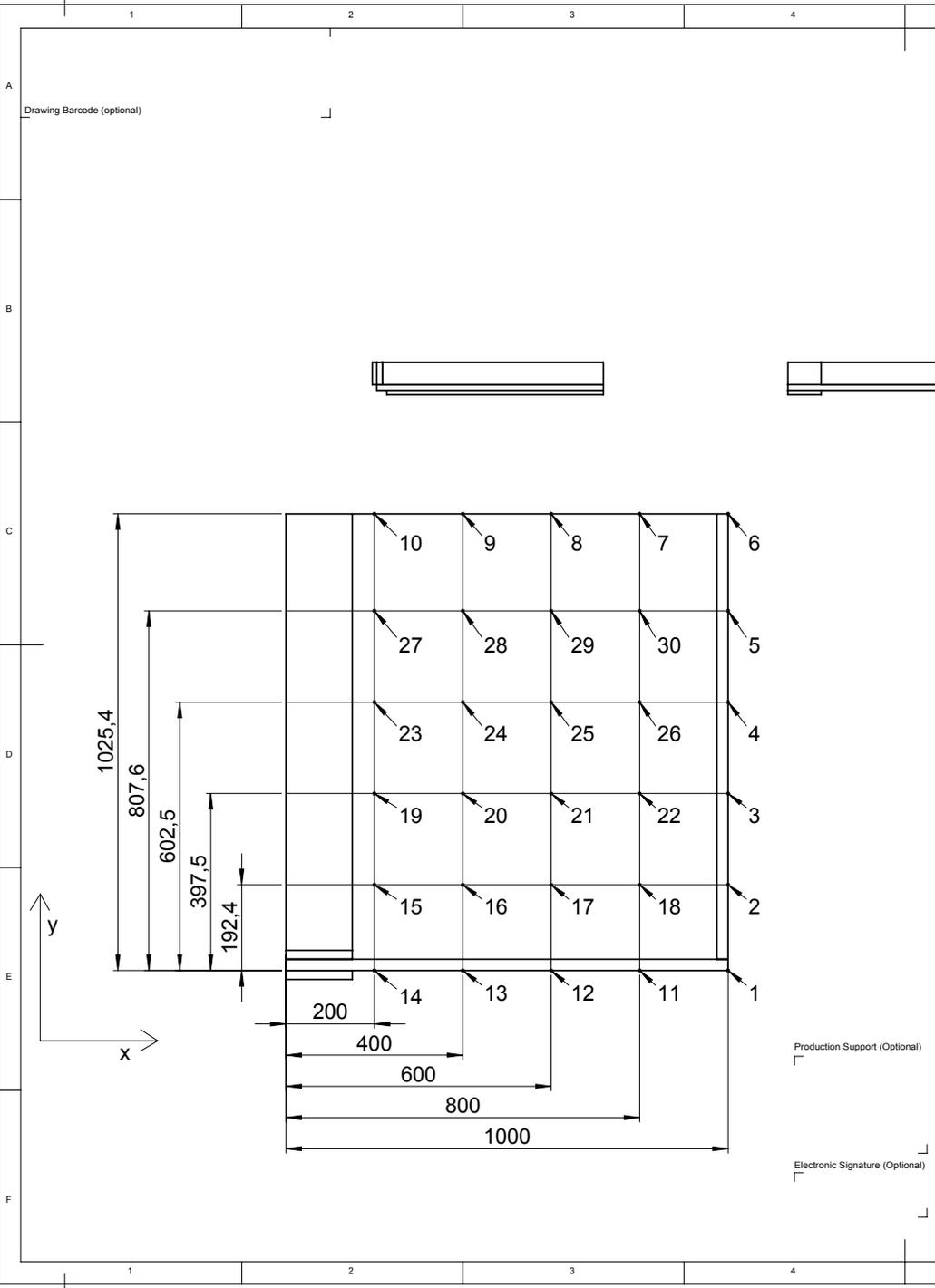
ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION	MSN	FSCM NO. C1008		TITLE	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				Korpuseckverbindung	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				Versuchsprobe 3	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
	Sönke Burger			23.01.2012	DWG NO.
				REV. NO.	SB-003-01
				01 ALT DN	SCALE
					1:20

Archive SAP/FileNet

SCALE 1:20

DATE GENERATED: DRAWING: 2012.01.23 10:00:00
DO NOT MANUALLY UPDATE

Revision History	
Rev. No.	Description

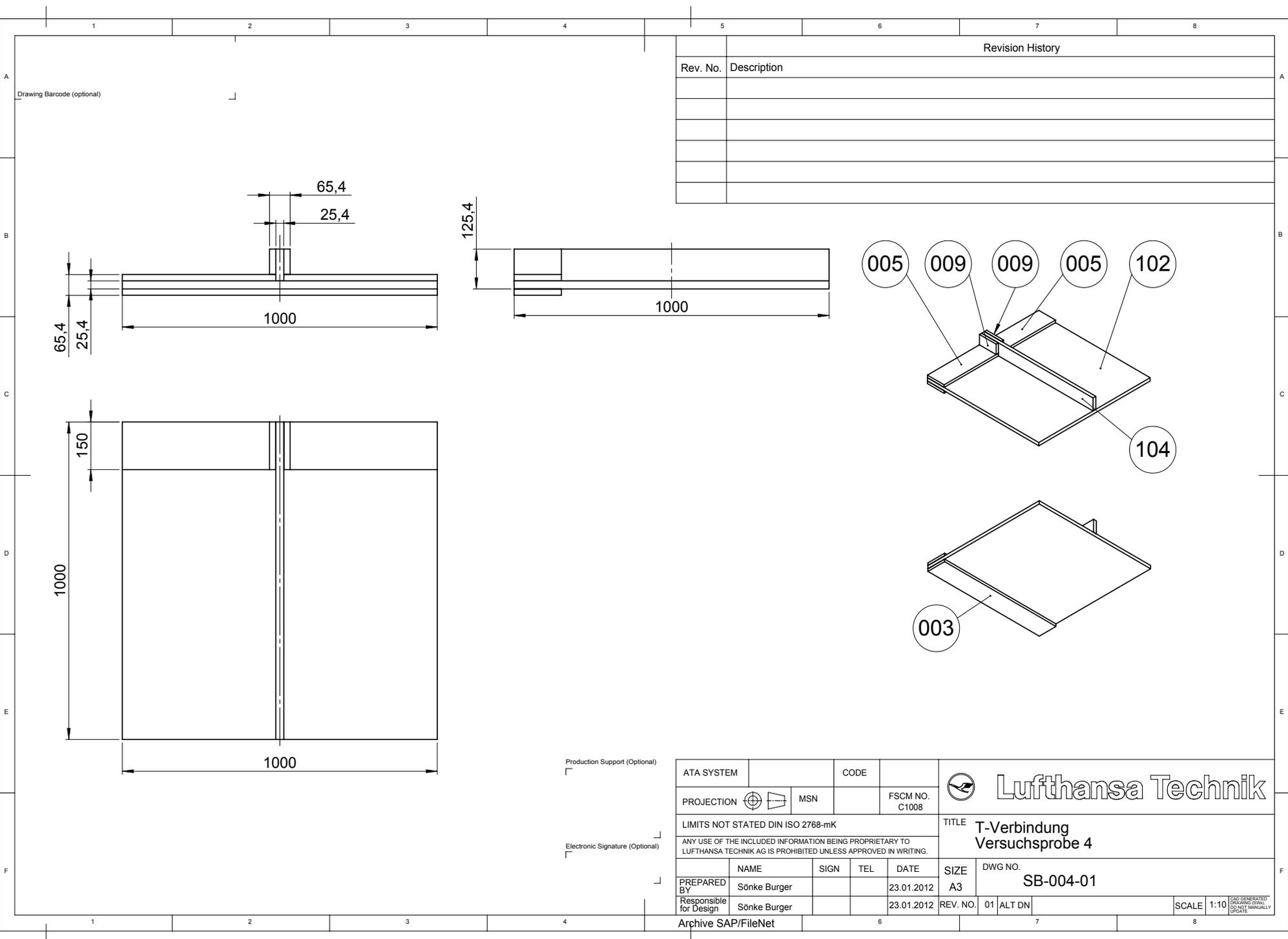


Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION	MSN	FSCM NO. C1008		TITLE	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				Messpunkte	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.				Versuchsprobe 3	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
	Sönke Burger			23.01.2012	DWG NO.
					SB-003-02
				REV. NO. 01	ALT DN
				SCALE 1:10	<small>FILE GENERATED BY CAD SOFTWARE DRAWING SHOULD BE MANUALLY UPDATE</small>

Archive SAP/FileNet



Revision History	
Rev. No.	Description

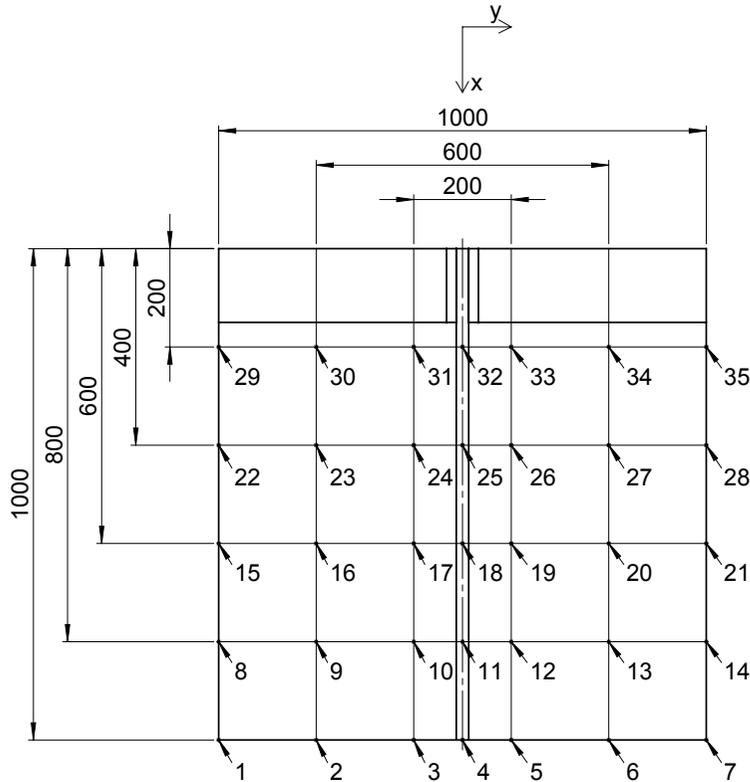
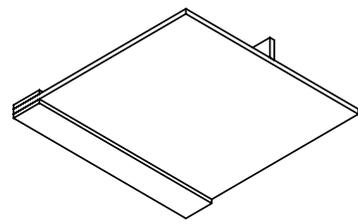
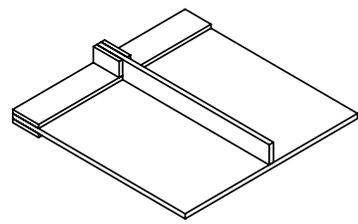
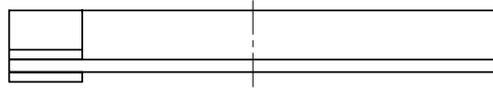
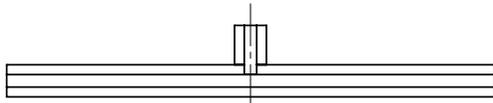
Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION	MSN	FSCM NO. C1008		TITLE T-Verbindung Versuchsprobe 4	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
DWG NO. SB-004-01		REV. NO.	01	ALT DN	SCALE 1:10
<small>FILE GENERATED AUTOMATICALLY BY THE SYSTEM. PLEASE DO NOT MANUALLY UPDATE.</small>					

Archive SAP/FileNet

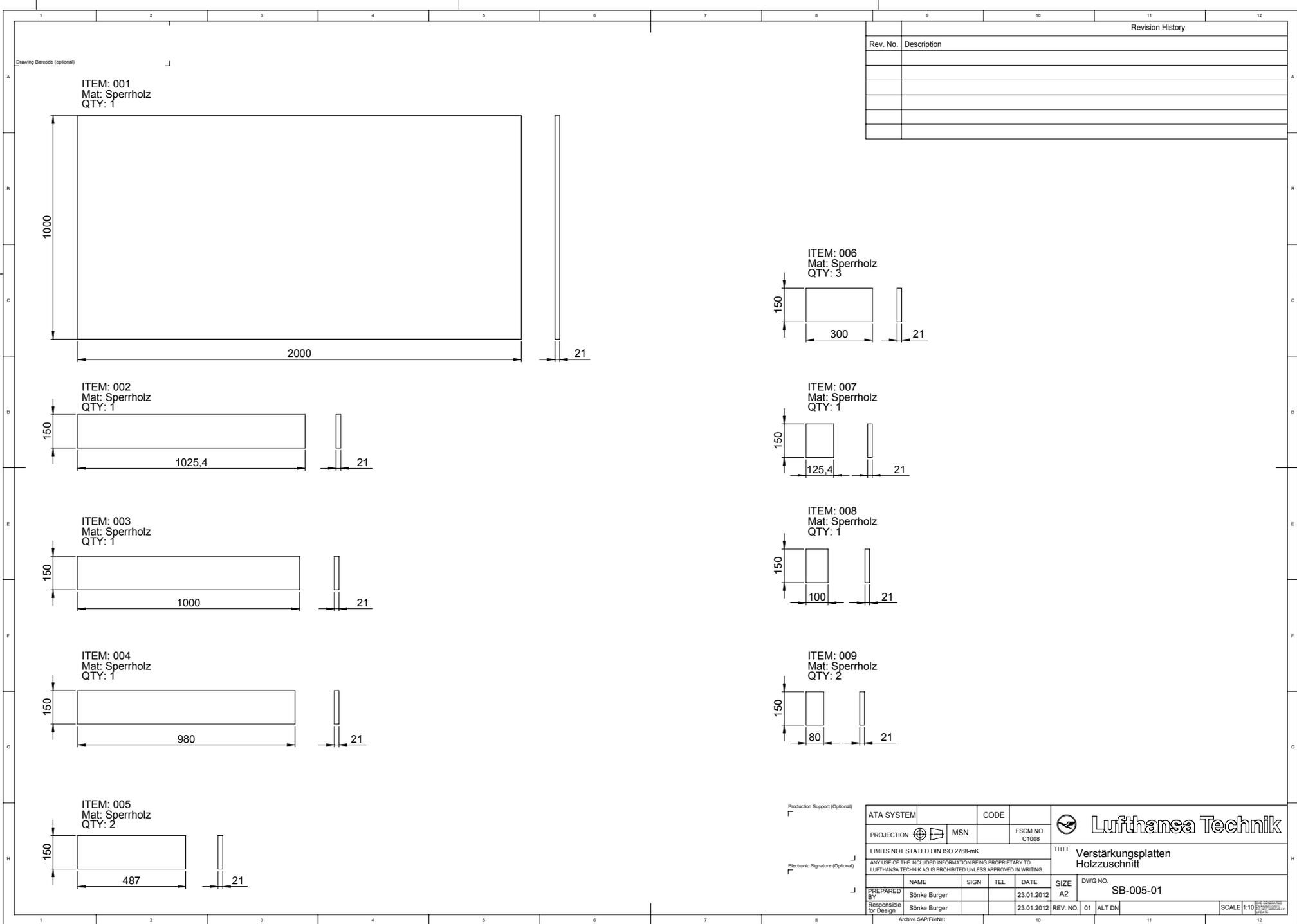
Revision History	
Rev. No.	Description



Production Support (Optional)

Electronic Signature (Optional)

ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION		MSN	FSCM NO. C1008	Messpunkte Versuchsprobe 4	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				<small>ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.</small>	
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Burger			23.01.2012	A3
				REV. NO.	DWG NO.
				01	SB-004-02
Archive SAP/FileNet				SCALE	1:10
				<small>CAD GENERATED DRAWING (DWG) DO NOT MANUALLY UPDATE</small>	



Revision History	
Rev. No.	Description

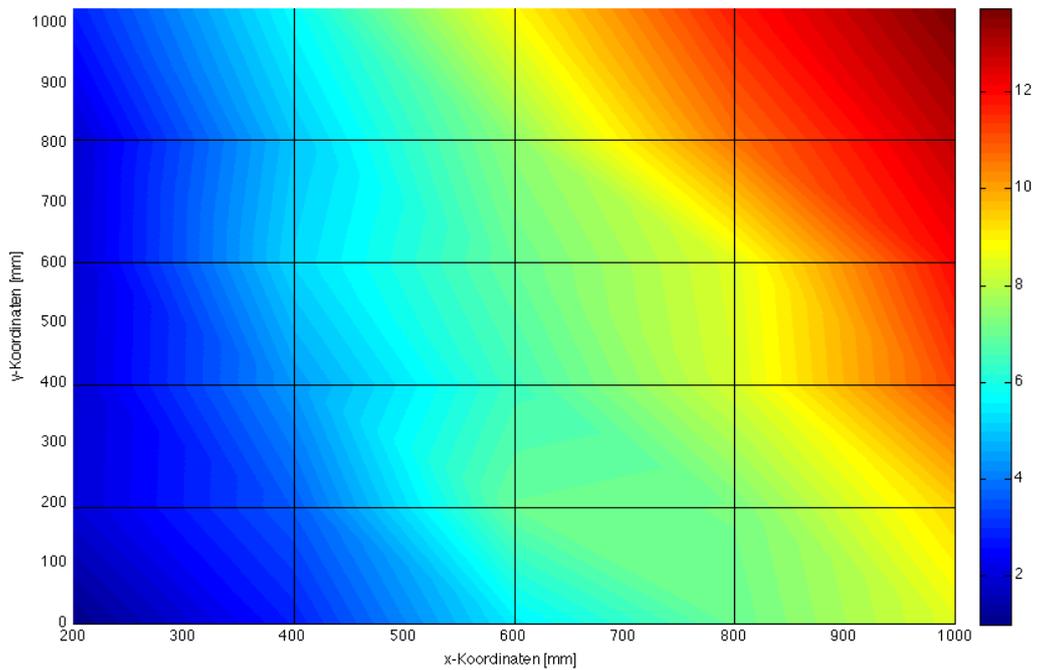
ATA SYSTEM		CODE			
PROJECTION		MSN	FSCM NO. C1008	TITLE	
LIMITS NOT STATED DIN ISO 2768-mK				Verstärkungsplatten Holzzuschnitt	
ANY USE OF THE INCLUDED INFORMATION BEING PROPRIETARY TO LUFTHANSA TECHNIK AG IS PROHIBITED UNLESS APPROVED IN WRITING.					
PREPARED BY	NAME	SIGN	TEL	DATE	SIZE
Responsible for Design	Sönke Bürger			23.01.2012	A2
DWG NO. SB-005-01				REV. NO.	ALT DN
23.01.2012				01	
SCALE 1:10					
Archive SAP/Finet					

E Appendix E

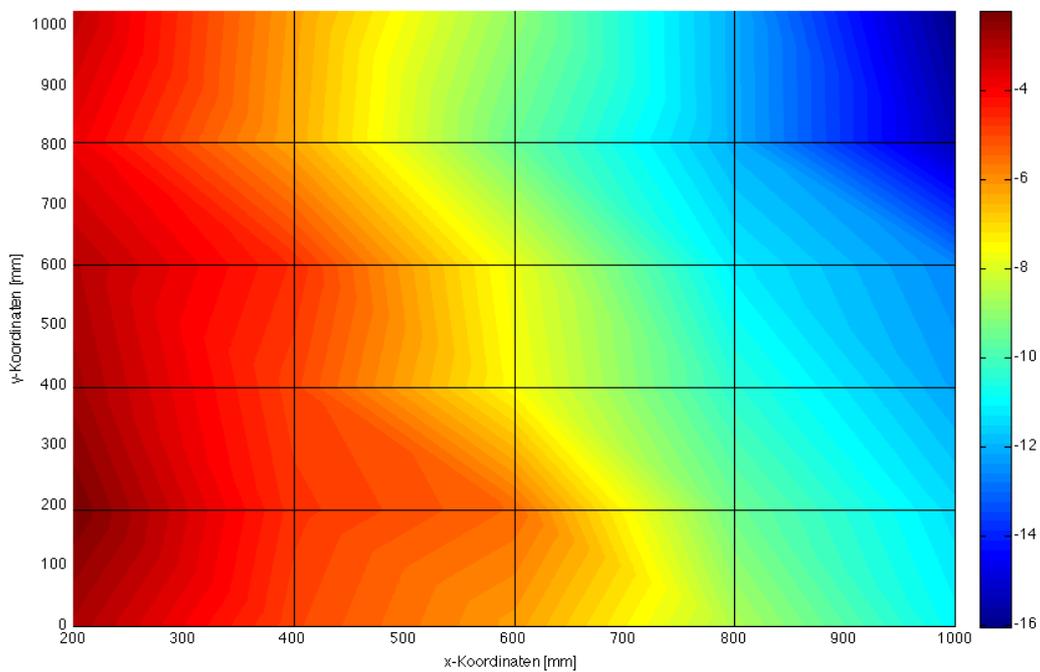
In Appendix E sind alle Diagramme aufgezeigt, die den Vergleich zwischen den an den Messpunkten gemessenen Verformungen in der FEM und dem Versuch darstellen. Es gibt zu jedem Lastfall der Versuchsproben 3 und 4 ein Diagramm das den Vergleich zwischen FEM Wert und Versuchswert an den Messpunkten darstellt und ein Diagramm welches die Vergleich der FEM Werte mit den korrigierten Messwerten darstellt.

Die Biegelinien der Versuchsproben für jeden gemessenen Lastfall und jeden Querschnitt sind gesondert auf der dieser Arbeit beiliegenden Daten CD hinterlegt.

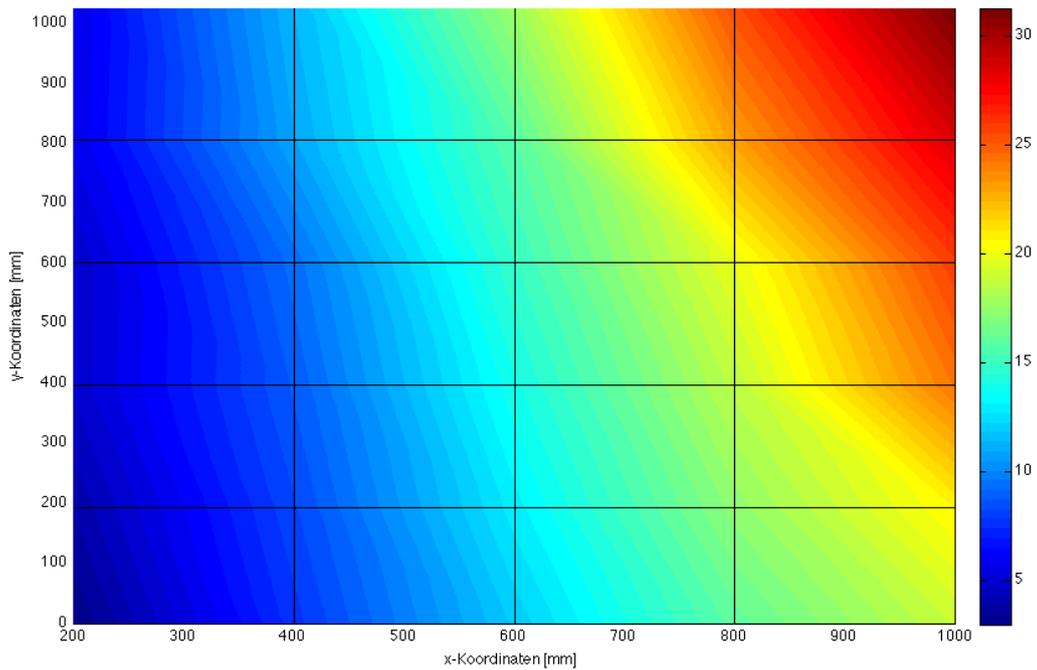
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 3 bei 20.8kg	97
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 3 bei 42.2kg	98
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 3 bei 63.6kg	99
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 3 bei 81.6kg	100
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 3 bei 99.5kg	101
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 4 bei 21.6kg	102
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 4 bei 42.8kg	103
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 4 bei 64.4kg	104
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 4 bei 85.8kg	105
Verformungsdifferenzen für Versuchsprobe 4 bei 107.4kg	106



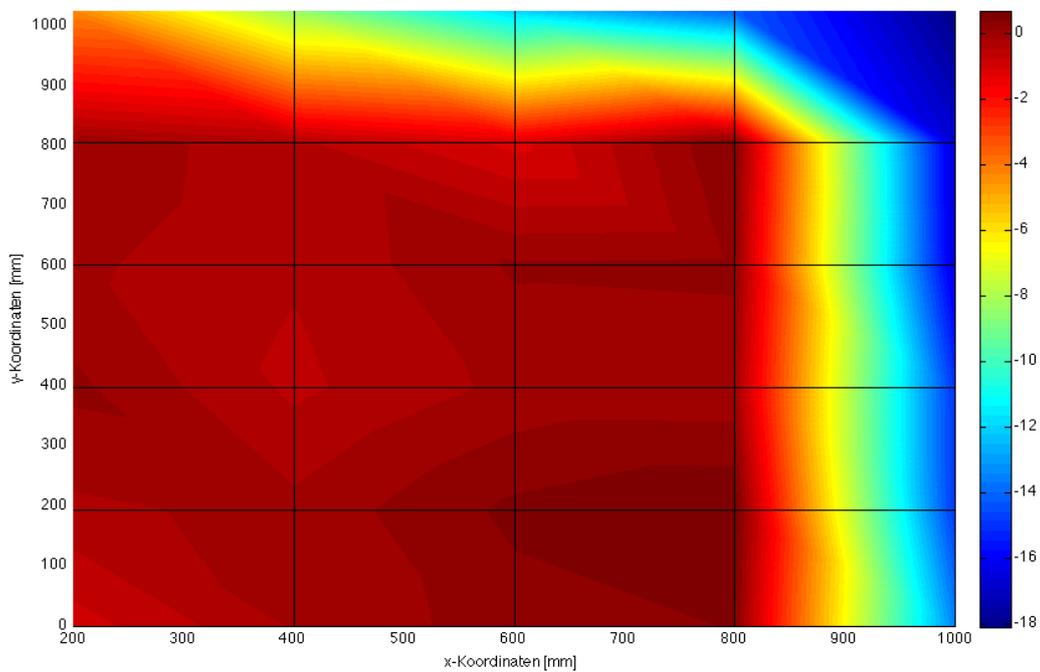
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 20.8kg .



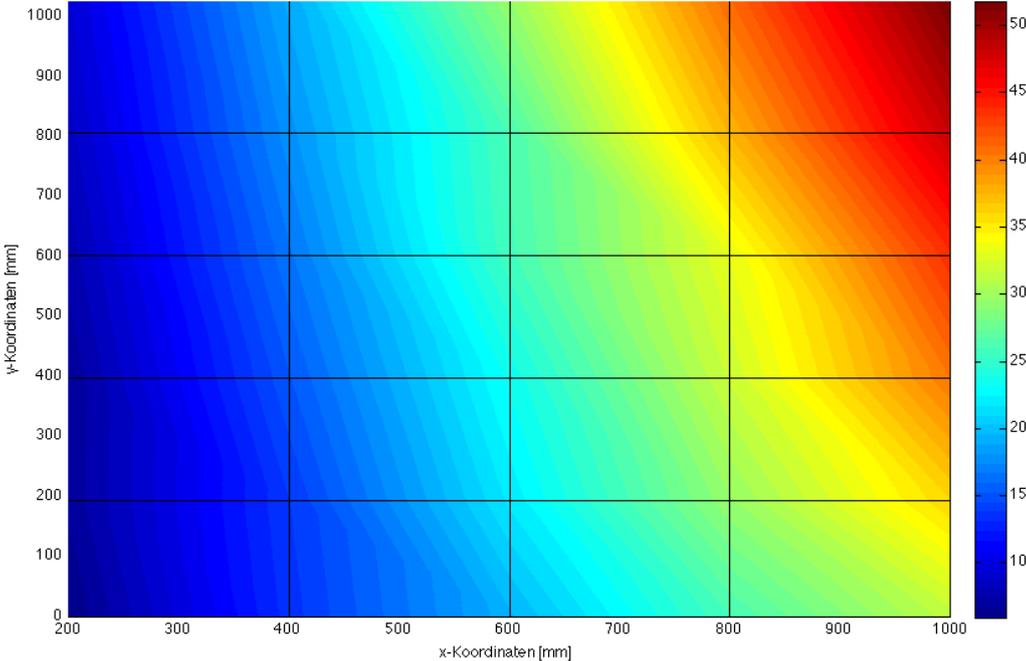
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den korrigierten Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 20.8kg



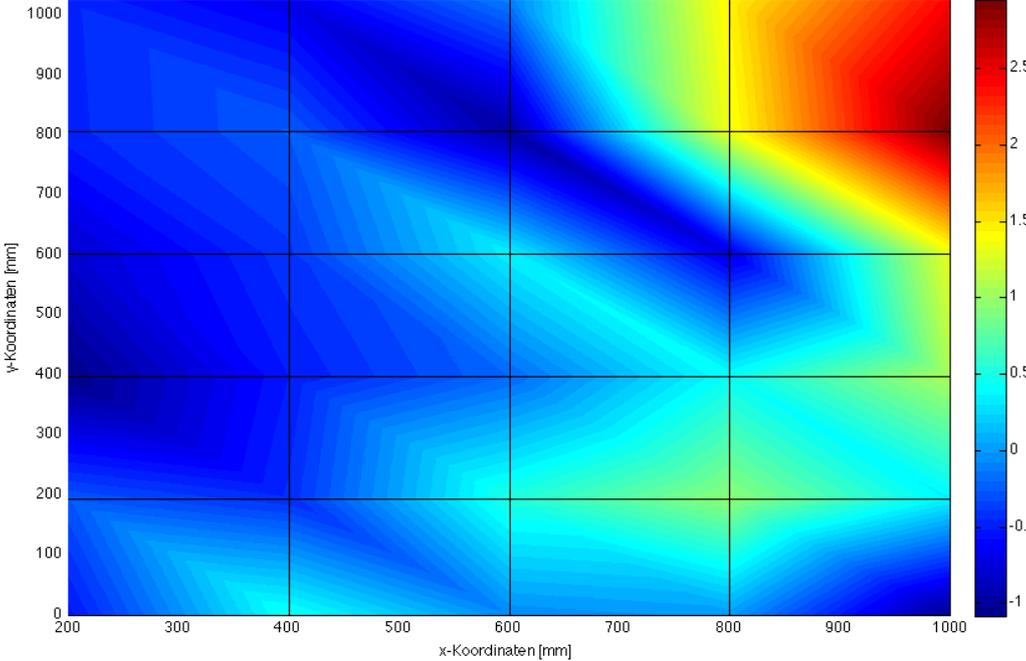
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 42.2kg



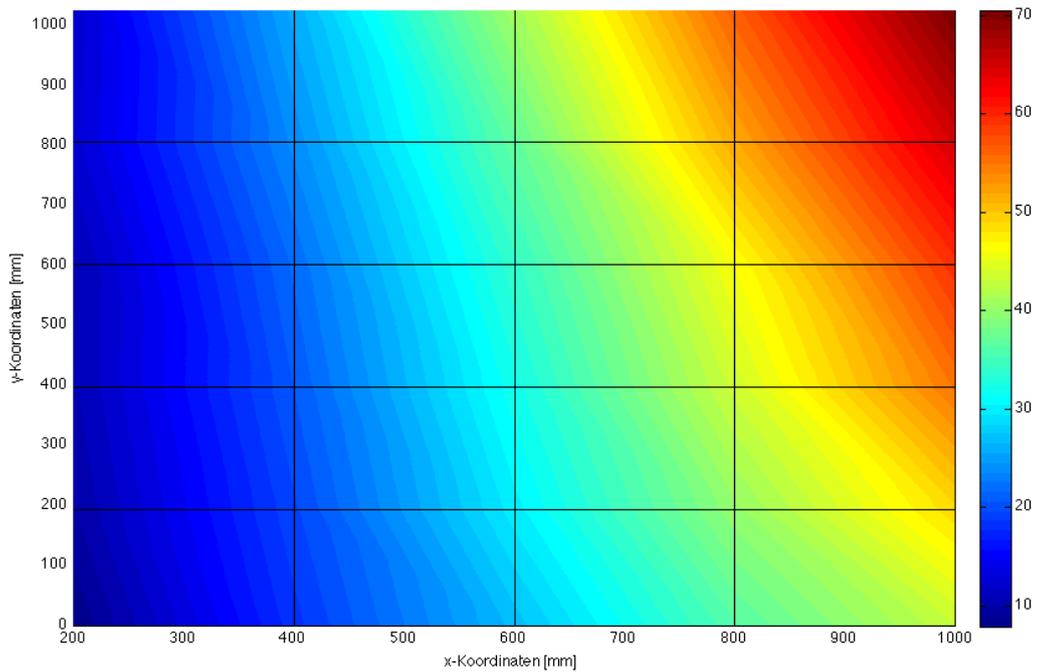
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den korrigierten Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 42.2kg



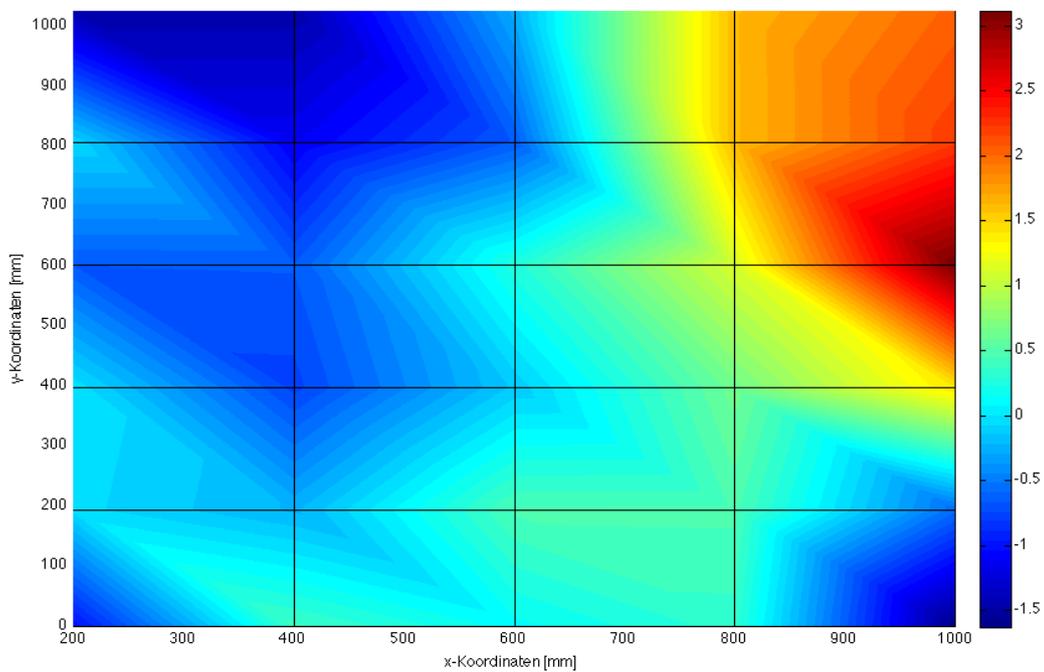
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 63.6kg



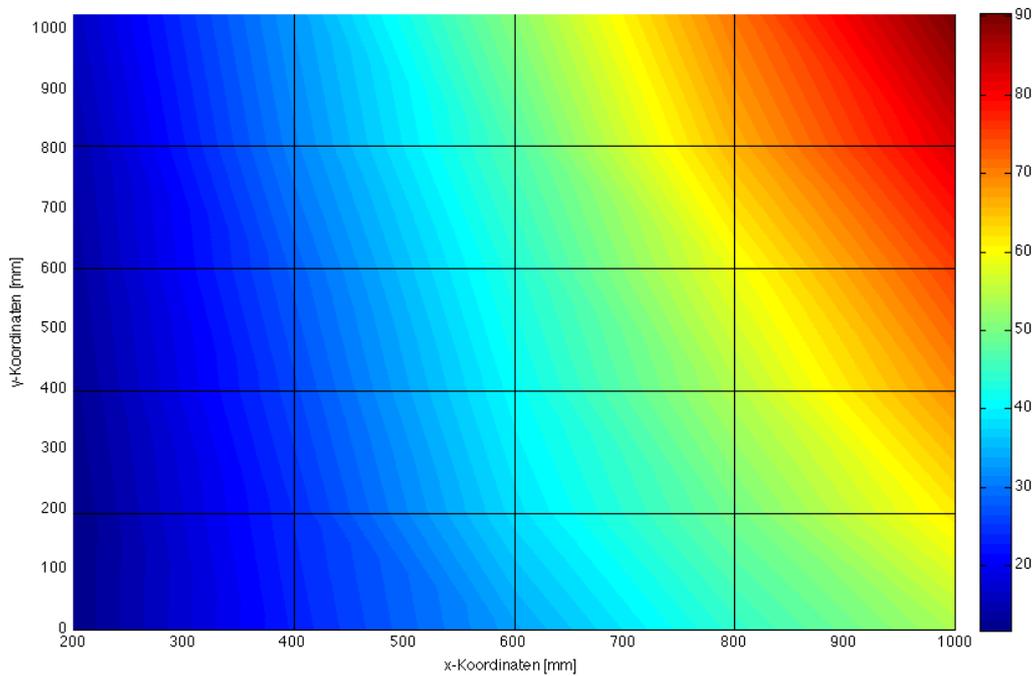
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den korrigierten Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 63.6kg



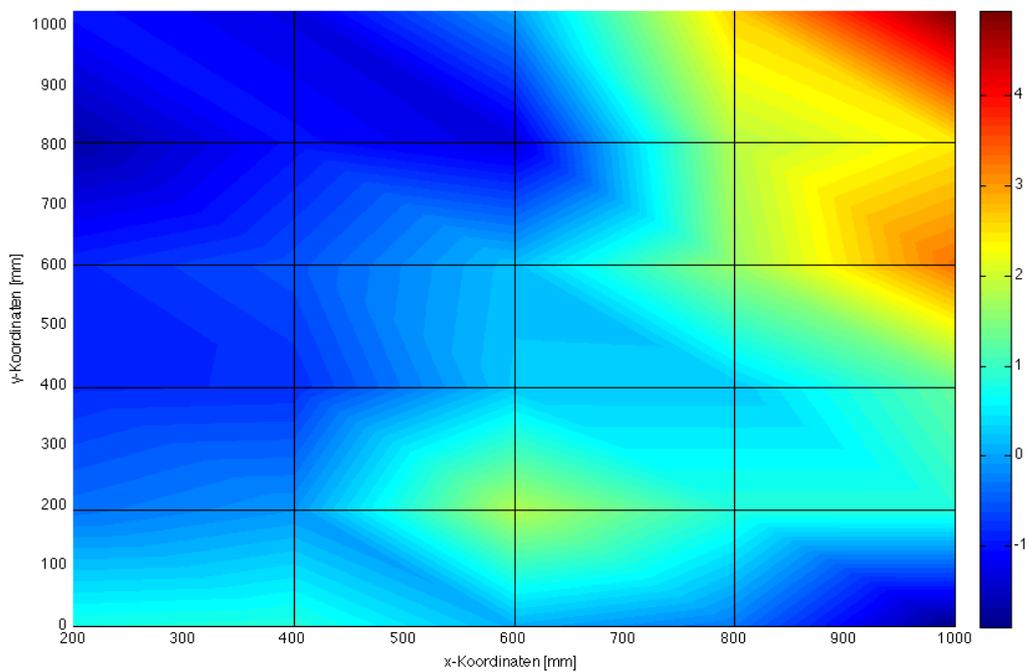
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 81.6kg



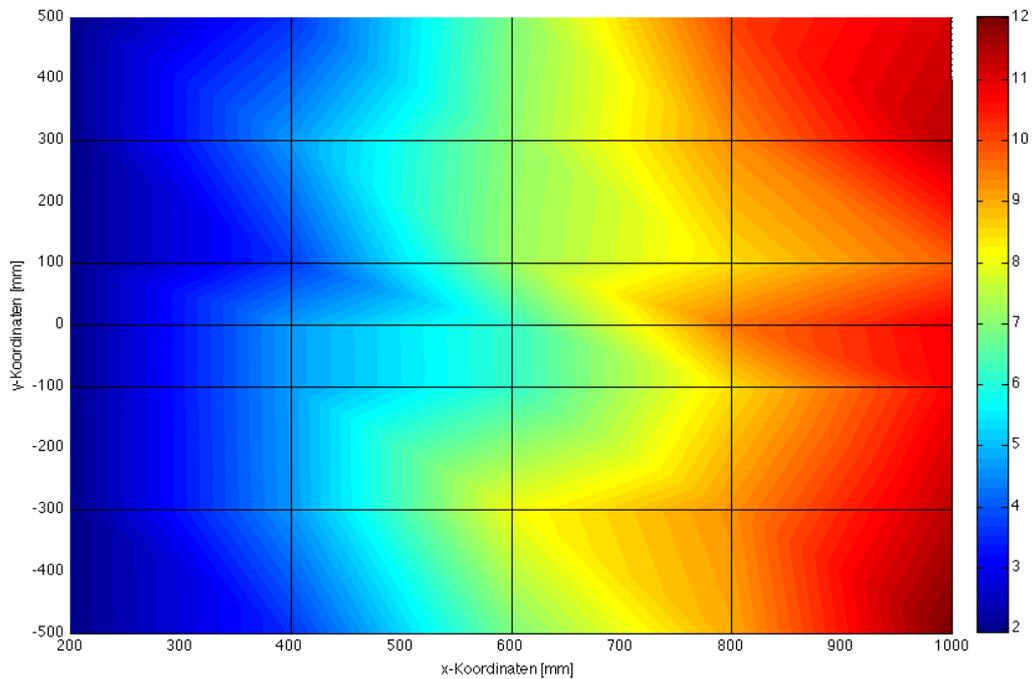
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den korrigierten Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 81.6kg



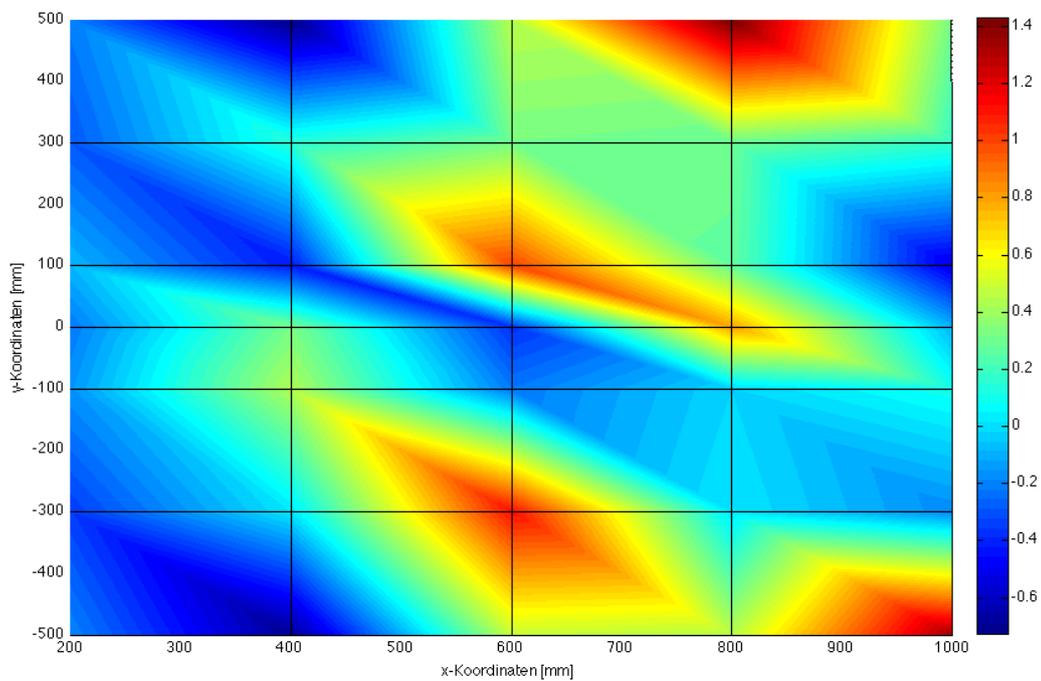
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 99.5kg



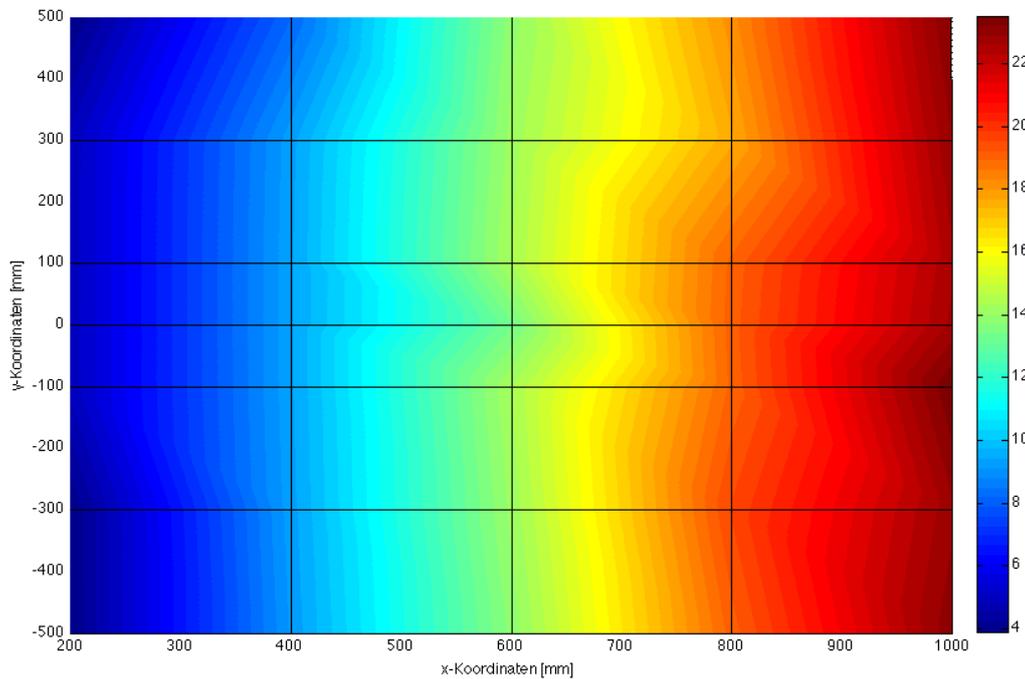
Differenzen der Verformungswerte an den Messpunkten zwischen den korrigierten Versuchswerten und den aus der FE Berechnung gewonnenen Daten bei einer Belastung der Korpuseckverbindung von 99.5kg



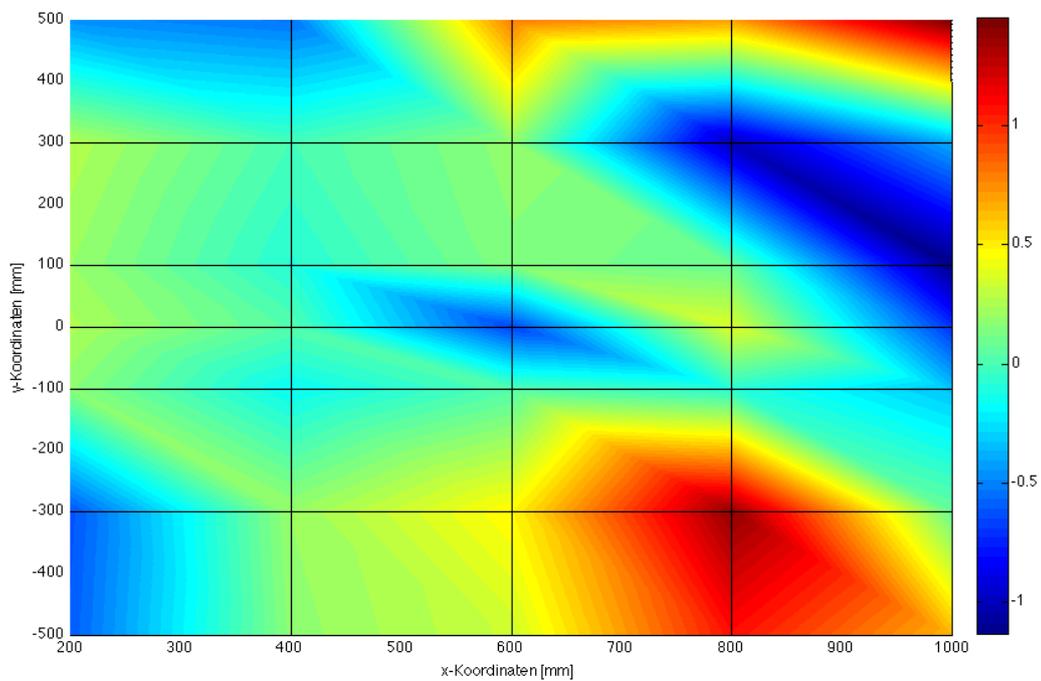
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den im Versuch gemessenen Werten für die T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 21.6kg



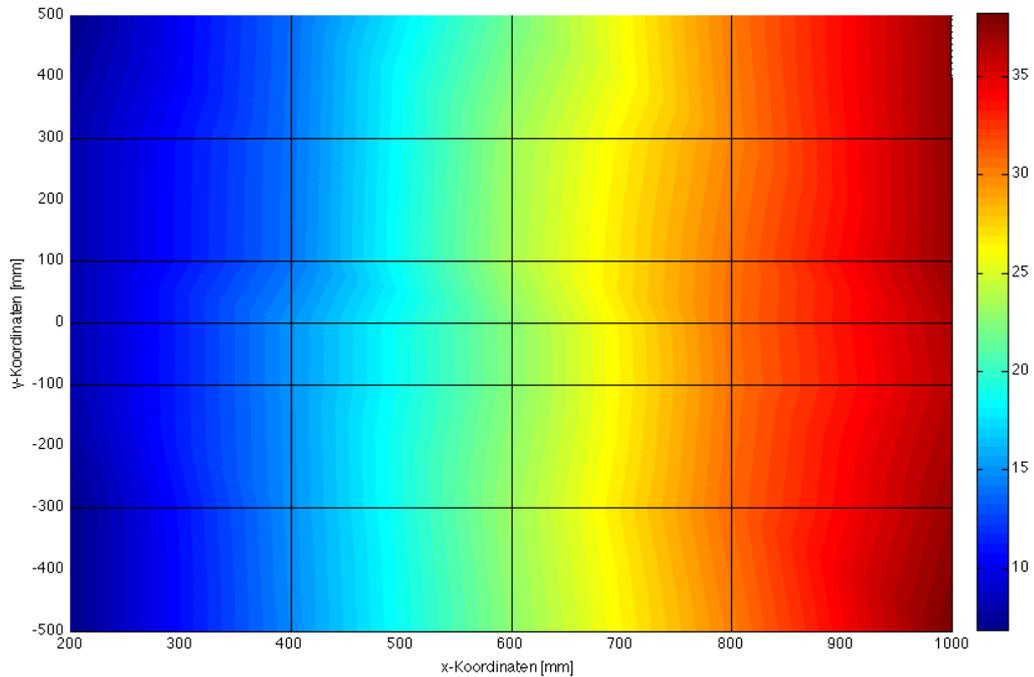
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den korrigierten Versuchsdaten der T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 21.6kg



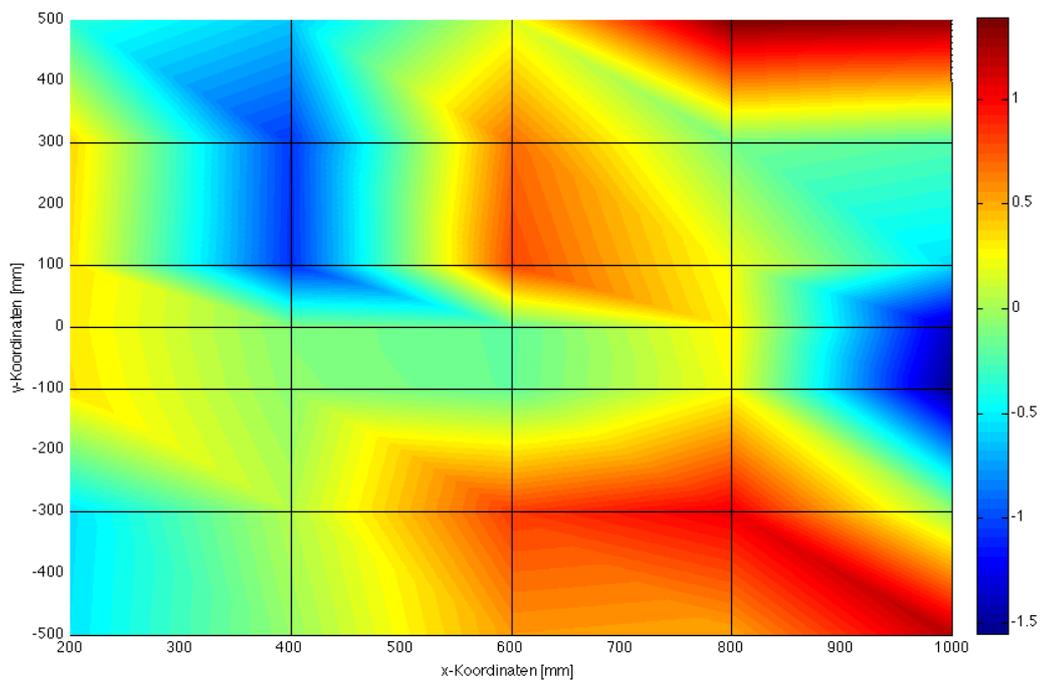
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den im Versuch gemessenen Werten für die T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 42.8kg



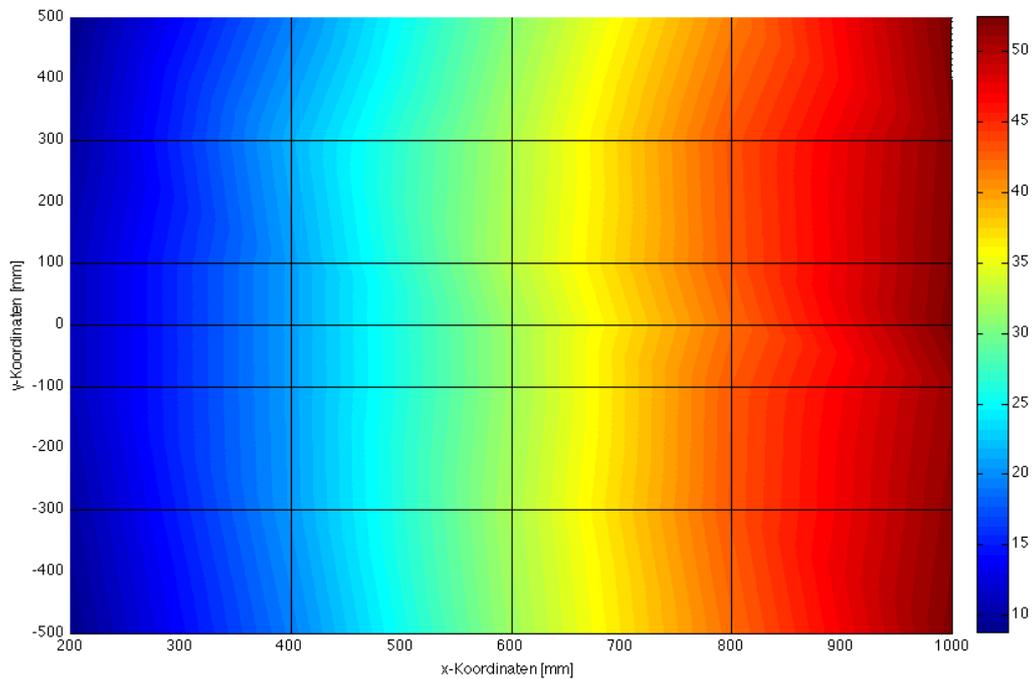
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den korrigierten Versuchsdaten der T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 42.8kg



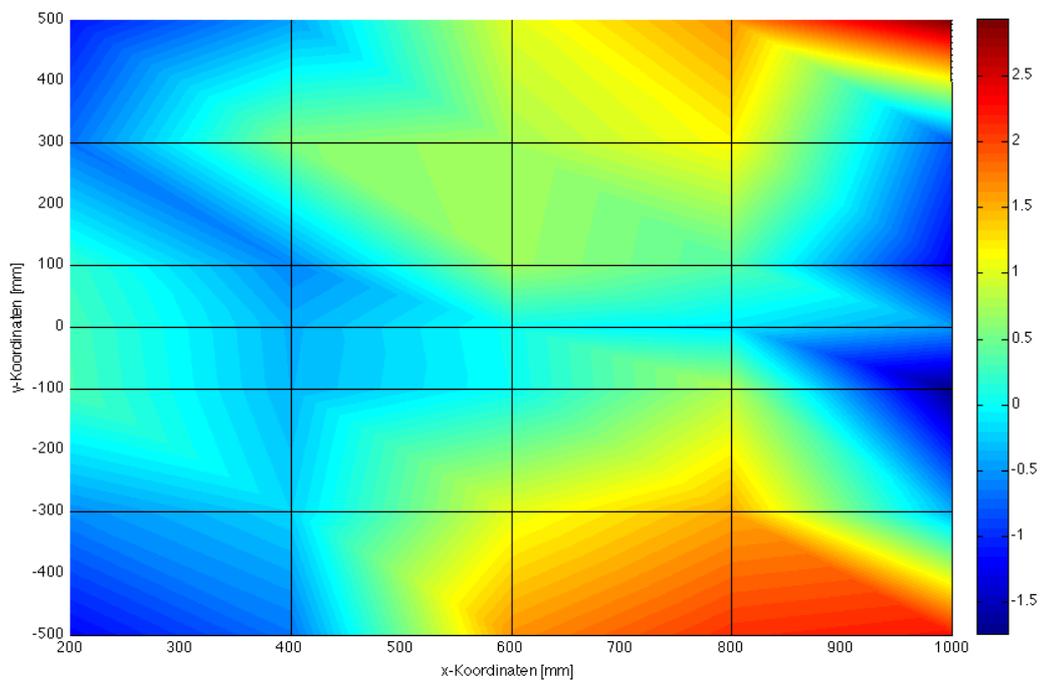
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den im Versuch gemessenen Werten für die T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von $64.4kg$



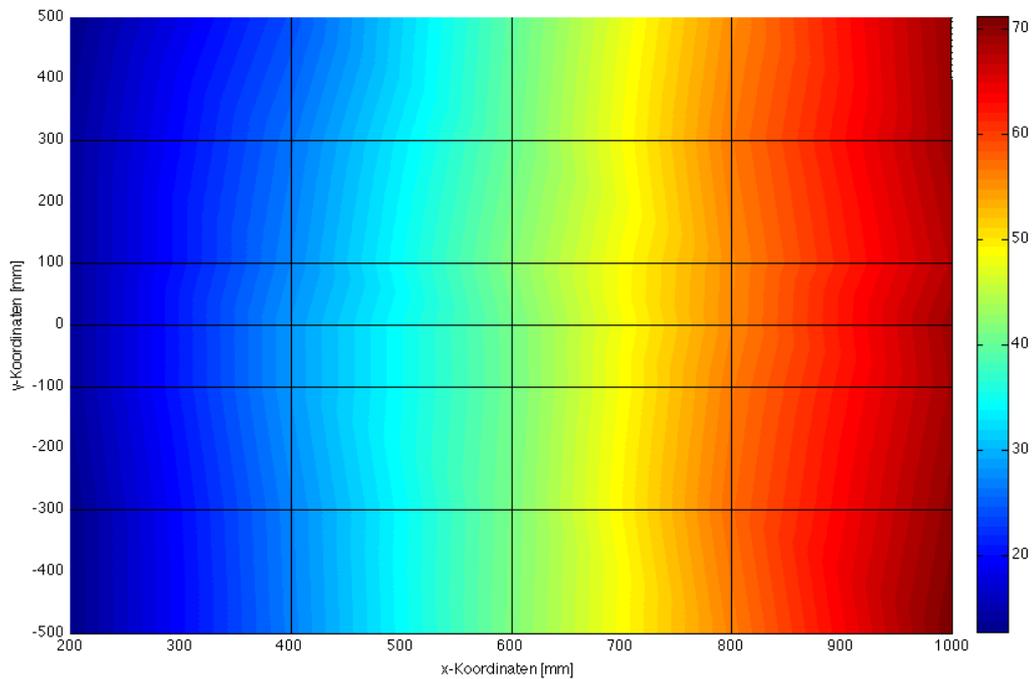
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den korrigierten Versuchsdaten der T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von $64.4kg$



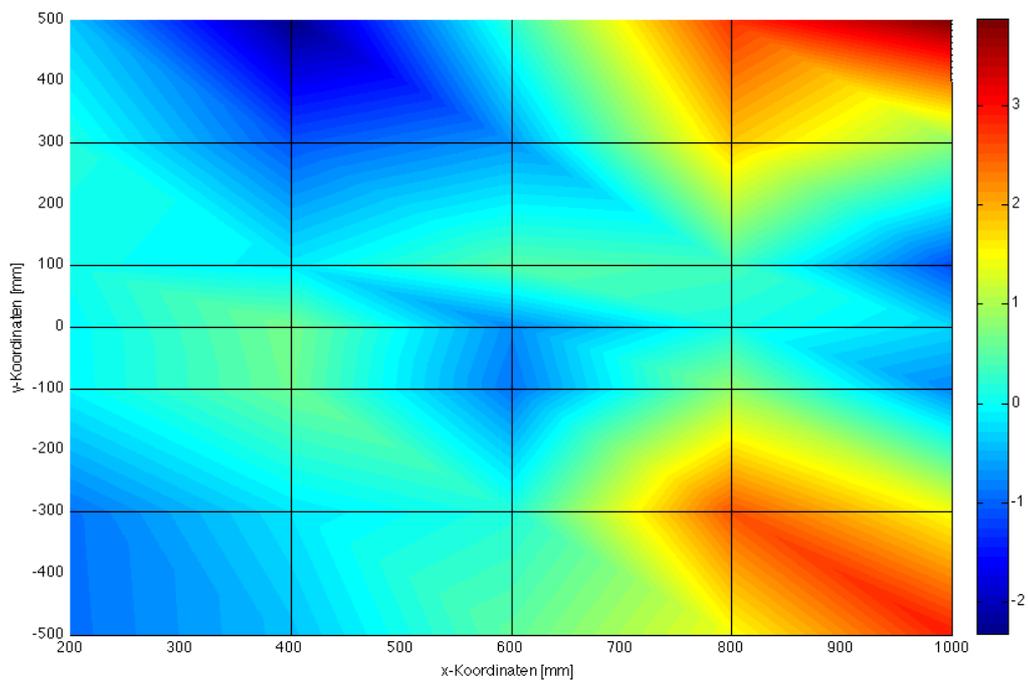
Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den im Versuch gemessenen Werten für die T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 85.8kg



Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den korrigierten Versuchsdaten der T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von 85.8kg



Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den im Versuch gemessenen Werten für die T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von $107.4kg$

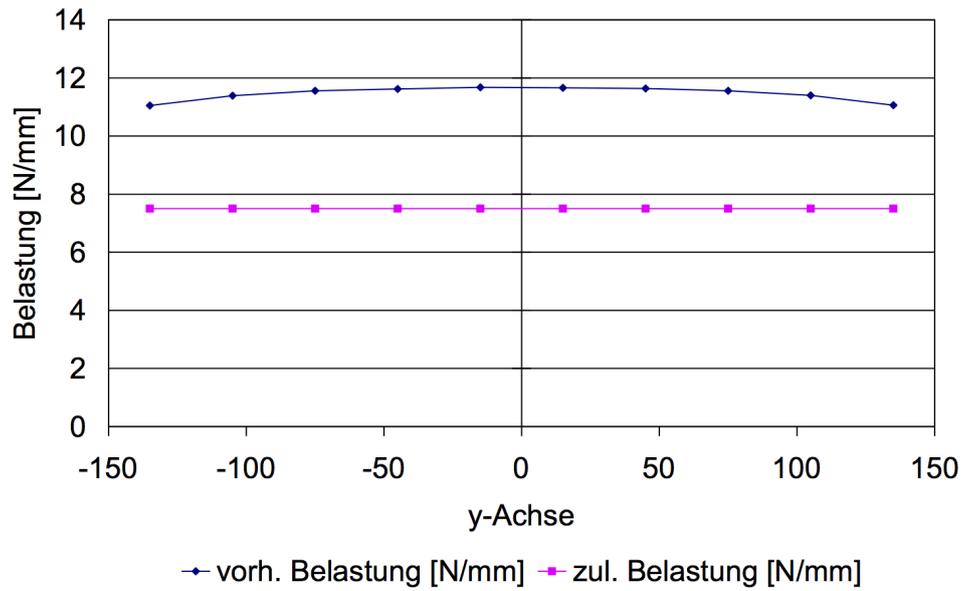


Visualisierung der Differenzen der Messpunktverformung zwischen den FEM Daten und den korrigierten Versuchsdaten der T-Verbindung. Erstellt bei einer Belastung von $107.4kg$

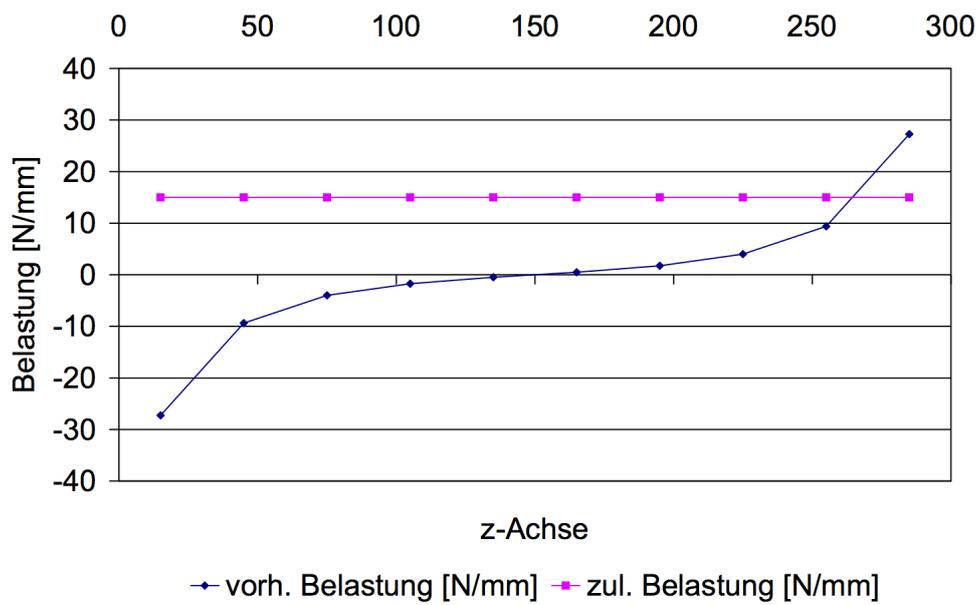
F Appendix F

Auf den folgenden Seiten sind die Auswertungsdiagramme der Klebenähte der Versuchsproben aufgeführt.

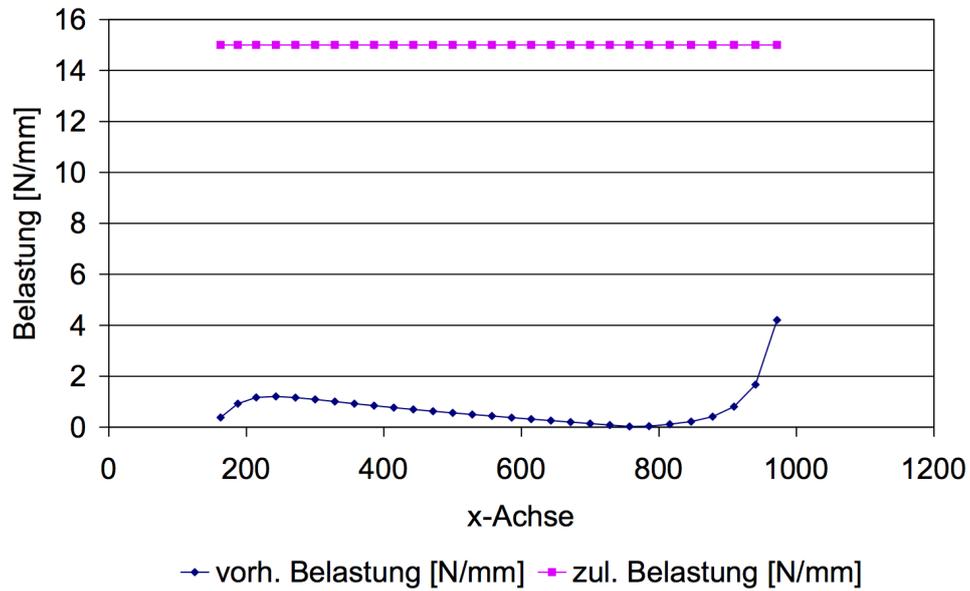
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 1.....	108
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 2.....	108
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 3 entlang der x-Achse	109
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 3 entlang der y-Achse	109
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 3 entlang der z-Achse.....	110
Klebenahtauswertung für Versuchsprobe 4.....	110



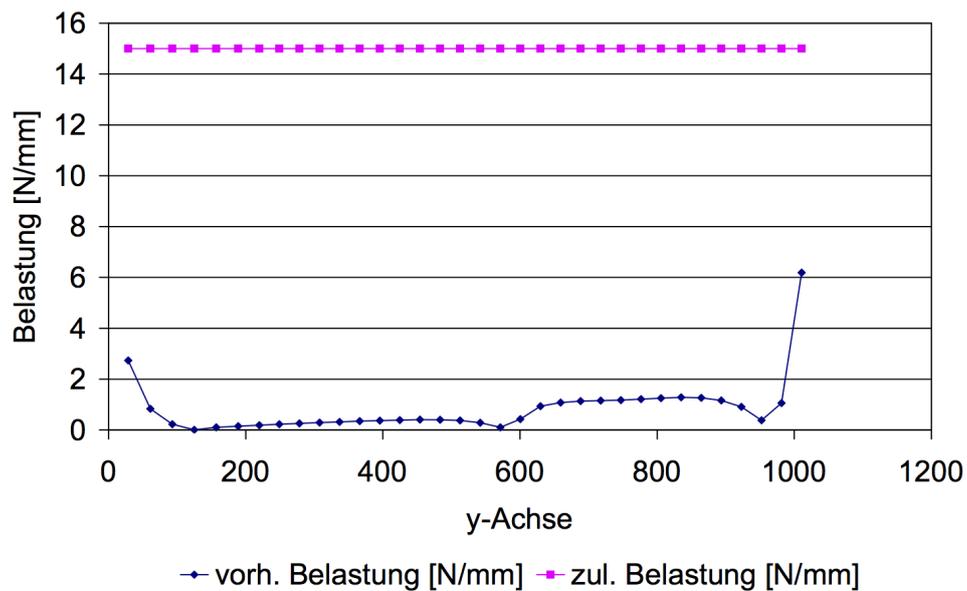
Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht bei 8.2kg für Versuchsprobe 1



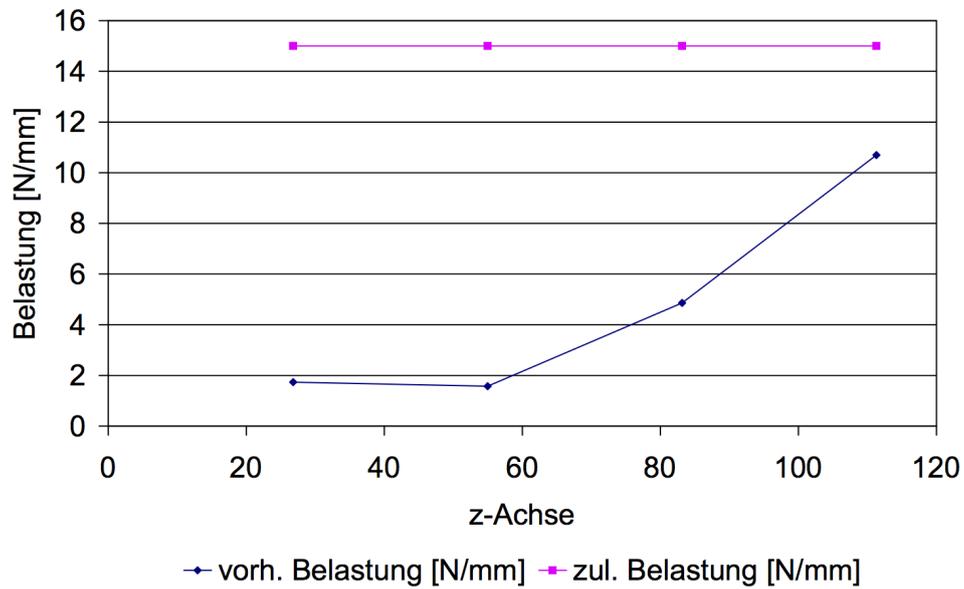
Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht bei 32.4kg für Versuchsprobe 2



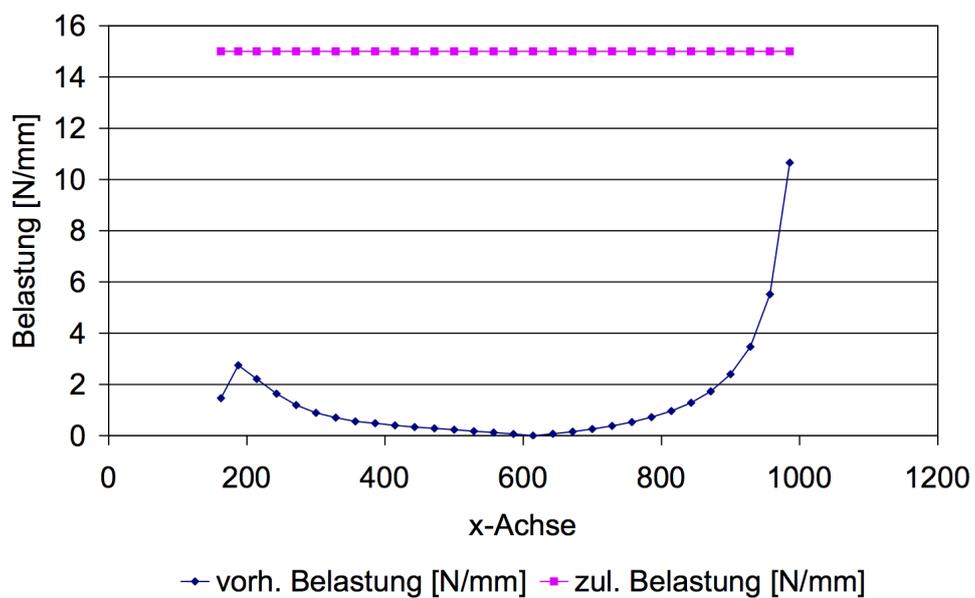
Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht entlang der x-Achse von Versuchsprobe 3 bei einer Belastung der Probe von 99.5kg



Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht entlang der y-Achse von Versuchsprobe 3 bei einer Belastung der Probe von 99.5kg



Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht entlang der z-Achse von Versuchsprobe 3 bei einer Belastung der Probe von 99.5kg



Grafische Darstellung der Belastung der Klebnaht von Versuchsprobe 4 bei einer Last von 107.4kg