



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Erstellung eines FEM-Rumpfstrukturmodells für die
Abschätzung des Einflusses von Kabinenelementen auf
die Rumpfstruktur**

Anna Hansel

15. Februar 2013

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

In Zusammenarbeit mit:

case4de GmbH
Harburger Schloßstraße 26
21079 Hamburg

Verfasser: Anna Hansel
Abgabedatum: 15.02.2013

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast
Zweitprüfer: Dipl. -Ing. Alexander John Schulz

Industrieller Betreuer: Dipl. -Ing. Alexander John Schulz

HAW Hamburg

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9

20099 Hamburg

case4de GmbH

Harburger Schloßstraße 26

21079 Hamburg

Bachelorarbeit: Erstellung eines FEM-Rumpfstrukturmodells für die Abschätzung des Einflusses von Kabinenelementen auf die Rumpfstruktur

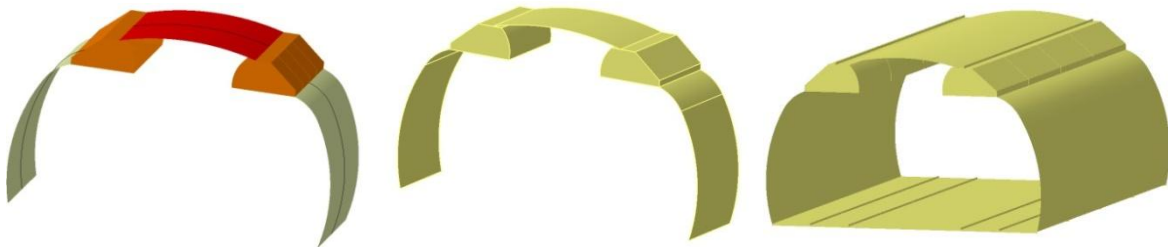
Abgabedatum: 15. Februar 2013

Verfasser: Anna Hansel

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast

Zweitprüfer: Dipl. -Ing. Alexander John Schulz

Industrieller Betreuer: Dipl. -Ing. Alexander John Schulz



Kurzreferat (Abstract)

Im Vorentwurf werden die Einflüsse der Kabine auf den Rumpf meist nur im begrenzten Rahmen betrachtet, da ihre Masse lediglich aus statistischen Daten vorherigen Flugzeugen besteht. Deswegen werden neuartige Kabinenverkleidungsvarianten mit ihren Lagerungen entworfen, um zu betrachten, wie stark der Einfluss unterschiedlicher Kabinenvarianten auf den Rumpf ist.

Es werden unterschiedliche Konzepte dargestellt und diese in einen identischen Flugzeugrumpf integriert. Die alternativen Konzepte umfassen eine Vergrößerung der Dimensionen in Längsrichtung, eine Zusammenfassung aller Einzelkomponenten zu einem rumpfüberspannenden Kabinenring und einer Verlängerung dieses Ringes zu einem Kabinencontainer. Bei diesem Kabinencontainer ist zusätzlich ein eigener Fußboden integriert.

Die Konzepte werden nach den typischen Belastungen dimensioniert, um anschließend die Verformungen und Spannungsverteilungen auf den Rumpf bei den verschiedenen Konzepten und Integrationen zu vergleichen.

Inhaltsverzeichnis

Kurzreferat (Abstract)	iii
Inhaltsverzeichnis	iv
Abbildungsverzeichnis	vi
Abkürzungsverzeichnis	viii
Aufgabenstellung Bachelorarbeit	x
1 Einleitung	1
2 Grundlagen	2
2.1 Der Flugzeugentwurf	2
2.2 Die Bedeutung der Gewichtsabschätzung im Vorentwurf	6
2.3 Heutige Kabinenkonzepte und deren Integration in den Flugzeugrumpf	10
2.3.1 Flugzeugrumpfaufbau	10
2.3.2 Kabinenaufbau	11
2.3.3 Verbindungselemente und Integrationsbauteile der Kabinenelemente	15
3 Erarbeitung neuartiger Kabinenintegrationskonzepte	18
3.1 Auswahl der zu verändernden Kabinenelemente	18
3.2 Anforderungen an das Kabinendesign	19
3.3 Wichtige Eigenschaften der Kabinenkonzepte	21
3.4 Alternative Konzepte	22
4 FEM-Theorie und Pre-Processing	27
4.1 FEM mit Nastran/Patran	27
4.2 Vorbetrachtungen zur Modellierung.....	28
4.2.1 Materialkennwerte.....	31
4.2.2 Belastungen der Kabinenkomponenten	34
4.2.3 Allgemeine Lagerung der Modelle	40
4.3 Berechnungsmodellenaufbau.....	42
4.3.1 Rumpfmodell.....	42
4.3.2 Referenzmodell.....	47
4.3.3 Konzept 1: Größere Bauelemente.....	54
4.3.4 Konzept 2: Rumpfüberspannender Kabinenring	55
4.3.5 Konzept 3: Kabinencontainer.....	57
5 Post-Processing und Dimensionierung der unterschiedlichen Kabinenkonzepte	62
5.1 FEM-Ergebnisse der Referenzkabine.....	62
5.1.1 Betrachtung der Kabinenkomponenten der Referenzkabine	62
5.1.2 Auswirkungen der Referenzkabine auf den Rumpf	67

5.2	Vorbetrachtung zur Auslegung der alternativen Kabinenelemente	70
5.3	FEM-Ergebnisse des 1. Konzeptes: Größere Bauelemente	72
5.3.1	Dimensionierung und Betrachtung der Kabinenkomponenten der größeren Bauelemente	72
5.3.2	Auswirkungen der größeren Bauelemente auf den Rumpf.....	74
5.4	FEM-Ergebnisse des 2. Konzeptes: Rumpfüberspannender Kabinenring	75
5.4.1	Dimensionierung und Betrachtung der Kabinenkomponenten des rumpfüberspannenden Kabinenring	76
5.4.2	Auswirkungen des rumpfüberspannenden Kabinenringes auf den Rumpf	77
5.5	FEM-Ergebnisse des 3. Konzeptes: Kabinencontainer	78
5.5.1	Dimensionierung und Betrachtung der Komponenten des Kabinencontainers.....	79
5.5.2	Auswirkungen des Kabinencontainers auf den Rumpf	82
6	Auswertung	85
6.1	Diskussion der Ergebnisqualität	85
6.2	Vergleich und Bewertung der Konzepte	85
6.3	Schlussfolgerungen.....	86
7	Zusammenfassung.....	88
8	Literaturverzeichnis	89
Anhang A:	Kabinenelementverformungen	92
Anhang B:	Spannung und Verformungen der Kabinenelemente	96

Abbildungsverzeichnis

Abb. 2-1: Ablaufplan Flugzeugentwicklung [39]	2
Abb. 2-2: Ablaufschema Vorentwurf und Entwurf [39]	4
Abb. 2-3: Schwerpunktlage eines Flugzeuges [27]	6
Abb. 2-4: Nutzlast-Reichweitendiagramm [39]	7
Abb. 2-5: Flugzeugrumpfstruktur [9]	10
Abb. 2-6: typischer Kabinenaufbau heutiger Kurzstreckenflugzeuge [6]	12
Abb. 2-7: Aufbau der Kabinenverkleidung heutiger Flugzeuge [7]	13
Abb. 2-8: Dadopaneele aus der B747 [28]	14
Abb. 2-9: Sitzschiene (links) und ihre Befestigungselemente (mitte, rechts) [8]	16
Abb. 2-10: Fixierungsmöglichkeiten von Paneelen [10]	16
Abb. 2-11: Befestigung des seitlichen Handgepäckstauendes einer A330 [2]	17
Abb. 3-1: Gewichtanteil der einzelnen Kabinenbauteile [18]	18
Abb. 3-2: Konzept 1: größere Bauteile	23
Abb. 3-3: Konzept 2: rumpfüberspannender Kabinenring	24
Abb. 3-4: Konzept 3: Kabinencontainer	25
Abb. 3-5: Führungswagen [37]	26
Abb. 4-1: Schubstarre (links) und schubweiche (rechts) Balkenverformung [40]	29
Abb. 4-2: Vernetzung der seitlichen Enden (links) und der Versteifungen (rechts) der Handgepäckfächer	30
Abb. 4-3: Bearbeitung des Modelles für geschlossene Elemente [32]	30
Abb. 4-4: Lastauftragung mit <i>Pressure</i> und <i>Total Load</i>	36
Abb. 4-5: Überprüfung „ <i>Total Load</i> “ mittels Einzellasten	37
Abb. 4-6: Seitenwand der Handgepäckfächer	39
Abb. 4-7: gesperrte Freiheitsgrade (rot) eines halbierten Balkens mit beispielhaften symmetrischen Lasten und Lagerungen	40
Abb. 4-8: Symmetrie-/Antimetrie Beziehungen der Belastungen	41
Abb. 4-9: CAD Rumpfmodell	42
Abb. 4-10: Modellierter Strukturabschnitt in CAD	44
Abb. 4-11: Definition der Dicken der Flugzeughaut	45
Abb. 4-12: Modellierter Fußboden in CAD (links) Flugzeugrumpf FEM (rechts)	46
Abb. 4-13: CAD Kabinenmodul: bisher bestehendes Modul	47
Abb. 4-14 Lagerungen der Kabine in dem Flugzeugrumpf	51
Abb. 4-15: CAD Kabinenmodul: größere Bauelemente- Handgepäckfach, ohne Tür	54
Abb. 4-16: Modellierung der Verbindung von Verkleidung und Handgepäckfach (links: Referenz, rechts: rumpfüberspannendes Kabinenring	56

Abb. 4-17: Lagerung: Rumpfüberspannender Kabinenring.....	56
Abb. 4-18: Modellierungsaufbau des Fußbodenrahmens des Kabinencontainer.....	58
Abb. 4-19: Vereinfachter Profilaufbau der Längsbalken des Kabinencontainers	58
Abb. 4-20: Offsetbeziehungen des Kabinencontainerfußbodens.....	59
Abb. 5-1: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch die Referenzkabine (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)	67
Abb. 5-2: Spannungsverteilungen in den Fußbodenstreben hervorgerufen durch die Referenzkabine (von oben nach unten: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)	69
Abb. 5-3: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch die größeren Bauelemente (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)	75
Abb. 5-4: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch den Kabinenring (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)	78
Abb. 5-5: Spannungsverlauf in der maximal belasteten Querstrebe	81
Abb. 5-6: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch den Kabinencontainer (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)	83
Abb. 5-7: Spannungsverteilungen in den Fußbodenstreben hervorgerufen durch den Kabinencontainer (von oben nach unten: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts).....	84
Abb. A-1: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (Referenzkabine).....	92
Abb. A-2: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (Referenzkabine).....	92
Abb. A-3: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (größere Bauelemente)	93
Abb. A-4: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (größeres Bauelement)	93
Abb. A-5: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (rumpfüberspannender Kabinenring).....	94
Abb. A-6: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (rumpfüberspannender Kabinenring).....	94
Abb. A-7: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (Kabinencontainer)	95
Abb. A-8: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (Kabinencontainer)	95

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzungen

CG	Schwerpunkt (center of gravity)
FEM	Finite Elemente Methode
FHG	Freiheitsgrad
GFK	Glasfaserverstärker Kunststoff
LW	Landegewicht (Landing weight)
MLW	maximales Landegewicht (maximum landing weight)
MOEW	maximales operationelles Leergewicht (maximum operational empty weight)
MTOW	maximales Abhebegewicht (maximum take-off weight)
MTW	maximales Rangiergewicht (maximum taxi weight)
MZFW	maximale Leertankmasse (maximum zero fuel weight)
MPC	multi-point-constrains
OEW	operationelles Leergewicht (operational empty weight)
SPC	single-point-constrains
TOW	Abhebegewicht (take-off weight)
TW	Rangiergewicht (taxi weight)
ZFW	Leertankmasse (zero fuel weight)

Variablen

A	[mm ²]	Fläche
b	mm]	Breite
C	[1]	Integrationskonstante
E	[MPa]	Elastizitätsmodul
F	[N]	Kraft
G	[MPa]	Schubmodul
g	[m/s ²]	Erdbeschleunigung
I	[mm ⁴]	Flächenträgheitsmoment
l	[m]	Länge
m	[kg]	Masse
p	[MPa]	Flächenlast/Druck
R	[mm]	Außenradius
r	[mm]	Innenradius
t	[mm]	Dicke
w	[mm]	Durchbiegung
ν	[1]	Querkontraktionszahl

x[mm].....Laufvariable
 ρ[t/mm³].....Dichte

Indizes

1 in Richtung der Faser
 2 senkrecht zur Faserrichtung in Laminebene
 3 quer zur Laminebene
 c Kern
 f Deckschicht
 Q quer
 s Schub
 x in Flugzeuglängsrichtung
 y In Flugzeugquerrichtung
 z In Richtung der Flughöhe



FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU
Professor Dr. Eckart Nast

Aufgabenstellung Bachelorarbeit

Student: Anna Hansel

Titel: Erstellung eines FEM-Rumpfstrukturmodells für die Abschätzung des Einflusses von Kabinenelementen auf die Rumpfstruktur

Kurzbeschreibung:

Im Rahmen eines Forschungsvorhabens soll eine für den Vorentwurf geeignete, technisch- physikalisch basierte Methode zur Gewichtsbewertung von Flugzeugkabinenmodulen und deren Auswirkungen auf den Rumpf entwickelt werden.

Ein wesentlicher Entwicklungsschwerpunkt ist dabei die Integrationsweise der Kabinenmodule in das Flugzeug mit in die Gewichtsbewertung einfließen zu lassen. Hierzu sollen Funktionale für einzelne Kabinenmodule entwickelt und verifiziert werden.

Der Schwerpunkt dieser Arbeit besteht in der Erstellung eines vereinfachten FEM-Strukturmodells eines Flugzeugrumpfes, um den Einfluss unterschiedlicher Kabinenintegrationskonzepte auf die Rumpfstruktur zu untersuchen. Hierzu sollen zunächst ein vereinfachtes 3D CAD- Modell des zylindrischen Teils des Flugzeugrumpfes, sowie zwei bis drei Kabinenintegrationsmodelle erstellt und diese entsprechend vernetzt werden. Im Anschluss sollen mit Hilfe einer geeigneten Software (z.B: Nastran/ Patran) eine FEM- Strukturanalyse unter Berücksichtigung unterschiedlicher Massenverteilungen und Kräfteinleitungen durchgeführt und die Ergebnisse diskutiert werden.

Arbeitsschwerpunkte:

- Erstellen eines vereinfachten 3D-CAD Rumpfmodells
- Erstellung von 2 bis 3 unterschiedlichen Kabinenintegrationsmodellen
- FEM- Analyse von 2 bis 3 unterschiedlichen Kabinenintegrationsweisen
- Diskussion der Ergebnisse
- Dokumentation und Präsentation der Arbeit

Die Bearbeitung der Bachelorarbeit erfolgt in Zusammenarbeit mit:

Dipl. – Ing Alexander John Schulz, case4de GmbH, Harburger Schloßstraße 26,
21079 Hamburg

1 Einleitung

In dieser Arbeit werden die Einflüsse verschiedener Flugzeugkabinenintegrationskonzepte auf den Flugzeugrumpf untersucht. Diese Untersuchung soll dem Vorentwurf eines Flugzeuges dienen, da ein Flugzeug über einen langen Entwicklungsprozess über mehrere Jahre entsteht und der Vorentwurf den Beginn dieser Entwicklung darstellt. Dabei wird die Flugzeugkabine erst sehr später im Flugzeugentwurfsprozess betrachtet. Deswegen wird im Rahmen eines Forschungsprojektes die Gewichtsbewertungen von Flugzeugkabinenmodule im Vorentwurf untersucht. Daraus leitet sich diese Arbeit ab, die sich mit der Einwirkung von unterschiedlichen Kabinenintegrationskonzepten auf den Flugzeugrumpf beschäftigt.

Darum ist es für diese Fragestellung wichtig zu verstehen, wie der Entwurf eines Flugzeuges aufgestellt ist. Auch muss im Vorwege geklärt werden, welche Gewichtsdefinitionen es für ein Flugzeug gibt und wieso die Gewichtsbehandlung eine große Bedeutung für das Flugzeug und im besonderem im Flugzeugvorentwurf besitzt. Das Gewicht und damit der Einfluss der Kabine werden im Vorentwurf aus statistischen Werten von vorherigen Entwicklungen herangezogen. Für eine genauere Betrachtung werden in dieser Arbeit unterschiedliche Kabinenintegrationskonzepte entworfen, die in einem Vergleichsrumpf integriert werden. Als Referenz dienen heutige Kabinenaufbauten und deren Befestigungen. Als grobe Richtlinie für den Rumpf wird der Flugzeugrumpf der Airbus A320 herangezogen.

Da sehr viele Einzelkomponenten in der Kabine vorhanden sind, wird in dieser Arbeit eine Vorauswahl bestimmter Komponenten getroffen, die betrachtet werden sollen. Diese sind die Verkleidung und die Handgepäckfächer, da diese die Hülle der Flugzeugkabine bilden. Auf vorher definierten Anforderungen werden aus den Referenzkomponenten drei neue alternative Kabinenintegrationskonzepte abgeleitet. Dabei werden die Dimensionen der Baukomponenten erhöht und/oder Einzelkomponenten zu größeren Einheiten zusammengefasst.

Für diese Untersuchungen werden der Flugzeugrumpf, die Referenzkabine und die alternativen Konzepte in FEM dargestellt. Dabei werden ihre Modellaufbauten, Last- und Lagerungsannahmen definiert. Anschließend werden die neu entwickelten Konzepte dimensioniert.

Die Auswirkungen auf den Rumpf, die die unterschiedlichen Kabinenkonzepte bei verschiedenen Belastungen hervorrufen, werden untersucht und gegeneinander bewertet.

2 Grundlagen

Diese Arbeit behandelt den Einfluss der Kabinenelemente auf die Rumpfstuktur. Dabei wird betrachtet wie stark sich dieser Einfluss auf die Entwicklung eines Flugzeuges auswirkt. Deswegen wird zunächst die Flugzeugentwicklung beschrieben. In der Entwicklung werden schon sehr früh die verschiedenen Einflüsse der unterschiedlichen Komponenten weitestgehend erfasst und bewertet. Einen Haupteinfluss spielt hierbei die Masse. Deswegen wird ihre Bedeutung für den Vorentwurf detailliert beschrieben. Im Anschluss daran befindet sich eine Beschreibung der einzelnen Komponenten des Rumpfes und der Kabine.

2.1 Der Flugzeugentwurf

Die Entstehung eines neuen Flugzeuges beginnt mit seiner Entwicklung. Die Entwicklung wird unterteilt in Vorentwurf (*conceptual design*), Entwurf (*preliminary design*) und Detailkonstruktion (*detailed design*). Dieser Ablauf ist in Abb. 2-1 als Diagramm von der ersten Idee bis zur Fertigstellung zu sehen. Zum Ende der Entwurfsphase wird sich auf ein Entwurfskonzept geeinigt (*configuration frozen*) [39], welches dann in der Detailkonstruktion ausgearbeitet wird. Nach dieser Entwurfsfestlegung sollte keine Änderung mehr an diesem Konzept vorgenommen werden, denn schon während der Detailkonstruktion wird mit dem Bau des Flugzeuges begonnen. Eine Änderung nach diesem Punkt würde deshalb einen deutlichen Zuwachs an Kosten verursachen, weil sich die Entwicklung in einem feinen Detaillierungsgrad befindet, und der Aufwand für eine Änderung sehr hoch wäre.

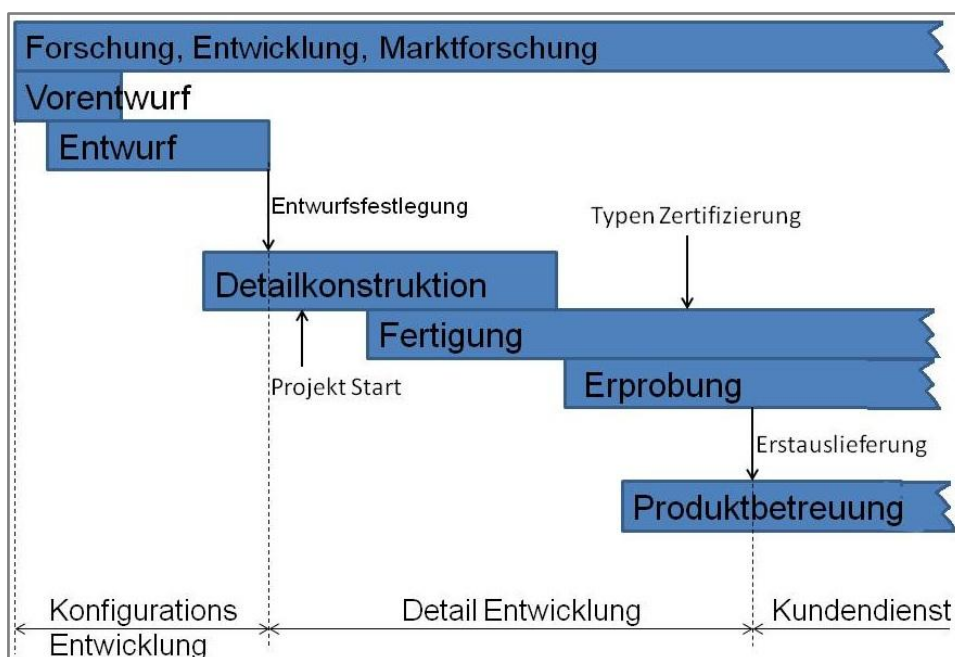


Abb. 2-1: Ablaufplan Flugzeugentwicklung [39]

Vorentwurf

Dem Vorentwurf sind Marktstudien vorweggestellt, um einem Bedarf für ein neues Flugzeug zu ermitteln. Sollte sich aus den Marktstudien herausstellen, dass ein neues Flugzeug benötigt wird, werden für den Flugzeugvorentwurf Basisspezifikationen (*top level aircraft requirements*) geschrieben, um daraus erste Konzeptflugzeuge zu entwickeln [25]. Die Basisspezifikationen sind unveränderliche Randbedingungen, die unter anderem Nutzlast, Reichweite, Reisegeschwindigkeit, Flughöhe, Landebahnlänge für Abflug und Landung, maximales Abfluggewicht und Gesetzeslagen umfassen [39]. Die Gesetze für die Flugsicherheit werden von der EASA, der Europäischen Agentur für Flugsicherheit, oder von der FAA, der *Federal Aviation Administration*, erlassen. Die Vorschriften, die von der EASA verfasst werden, heißen CS (*Certification Specifications*). Bei der FAA werden diese FAR (*Federal Aviation Regulations*) genannt. Diese sind jedoch in vielen Belangen im Wortlaut identisch. Vorschriften, die den Entwurf beeinflussen, sind zum Beispiel die CS/FAR 25 für große Flugzeuge, welche für turbinenbetriebene Großraumflugzeuge ohne direkte Limitierung der Flugzeugmasse klassifiziert ist, oder auch die CS/FAR 36 für Lärmemission und FAR 121 für Flugoperationen [39]. Zusätzlich sollte das Flugzeug in Anschaffungskosten und Betriebskosten so niedrig wie möglich gehalten werden, da diese Kosten die Wettbewerbsfähigkeit des Flugzeuges darstellen [25].

Anhand dieser Basisspezifikationen werden unterschiedliche Flugzeugkonzepte mit verschiedenen Konfigurationen entworfen und mittels Machbarkeitsstudien gegeneinander bewertet. Dabei werden die Größe, Flügelanordnung, Rumpfkontur, Nutzlast, Triebwerksart und Fahrwerksart ausgelegt [36]. Dabei müssen die physikalischen Eigenschaften grob abgeschätzt werden [39]. Die Anordnung und die Positionierung der Bauteile haben bei dieser Auslegung starken Einfluss auf den Schwerpunkt und damit auf die Flugeigenschaften des Flugzeuges, da dieses im Flug im Gleichgewicht gehalten werden muss [39]. Bei allen Arbeitsschritten müssen die Basisspezifikationen abgeglichen werden, ob diese nach den Änderungen noch erfüllt werden. Die Entwicklung eines Flugzeuges kann dabei vom allerersten Konzept bis zum Erstflug bis zu 20 Jahre dauern.

Entwurf:

Im Entwurf wird das favorisierte Konzept mit einem höherem Detaillierungsgrad bearbeitet als im Durchlauf des Vorentwurfes. Dabei müssen mit dem stärkeren Detaillierungsgrad die zuvor gemachten Annahmen verifiziert werden, so dass das Gesamtkonzept immer noch den Basisspezifikationen entspricht. Große Änderungen an der Konfiguration sind in dieser Phase nicht mehr in dem Maße zu erwarten wie im Vorentwurf, da Grundsatzentscheidungen im Aufbau schon dort getroffen worden sind [36].

In Abb. 2-2 ist der Verlauf vom Vorentwurf bis Ende des Entwurfes zu sehen. Darin sind die zuvor beschriebenen Daten im Vorentwurf aufgelistet und beschreibt die resultierenden Aufgaben im Entwurf. In dieser Phase werden die aerodynamischen Eigenschaften, die Geometrie und die Struktur näher bestimmt und mit den einzuhaltenden Flugeleistungen überprüft [25]. Zusätzlich werden die aerodynamischen Eigenschaften über Flugsimulatoren oder maßstabsgetreue Modelle im Windkanal überprüft [23], [39].

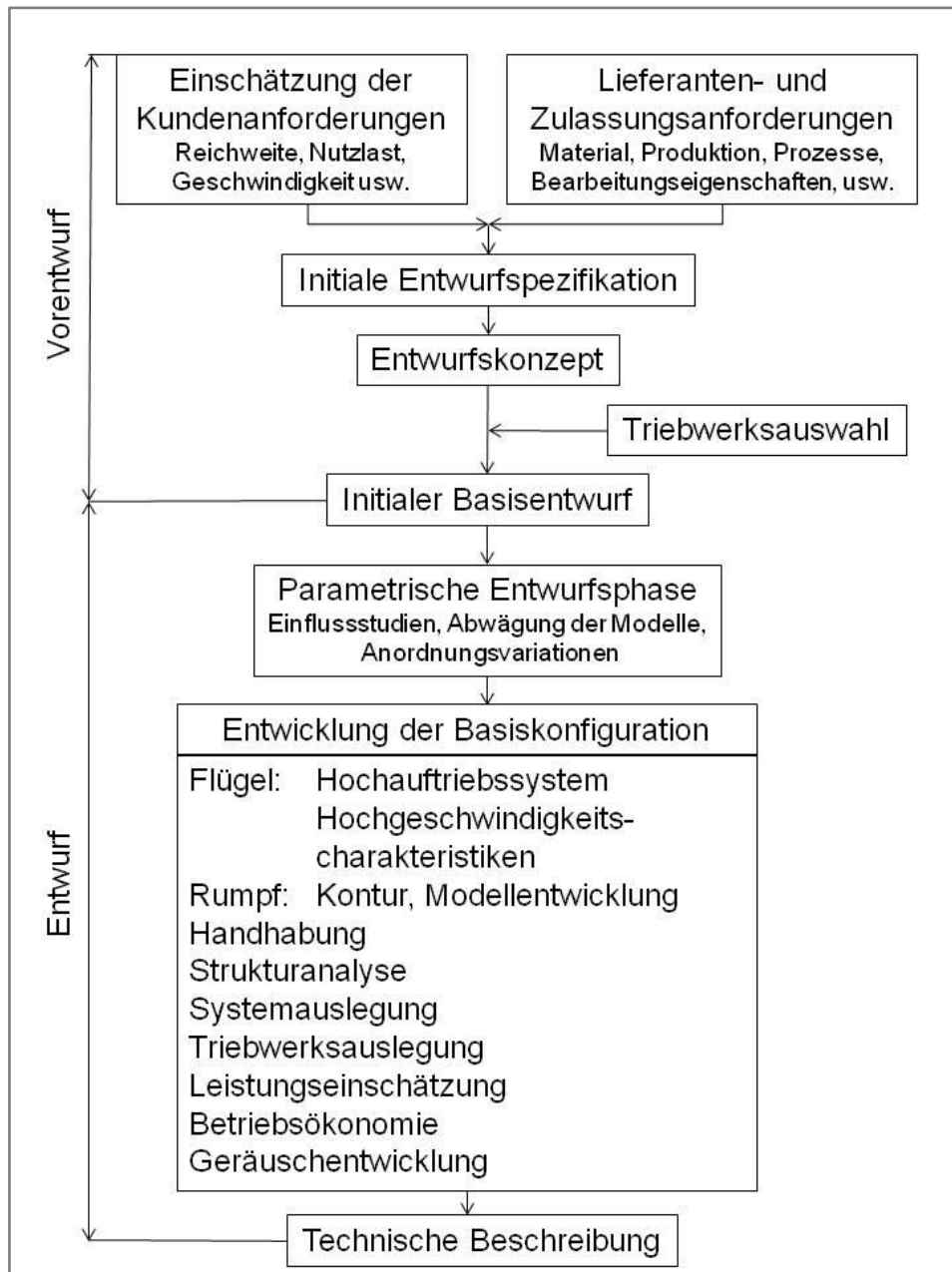


Abb. 2-2: Ablaufschema Vorentwurf und Entwurf [39]

Mit Hilfe der Detaillierung folgt eine erneute, genauere Bestimmung der Masse des Flugzeuges. Da die einzelnen Baugruppen nicht nur von den äußeren Lasten, sondern auch untereinander abhängig sind, werden ihre technischen Daten durch Iterationen immer näher an dem tatsächlichen Wert herangeführt. Der Entwurf hat eine sehr große Bedeutung auf die Wirtschaftlichkeit des zukünftigen Flugzeuges, da der Hersteller fehlerhafte Annahmen in dieser Phase in der späteren Entwicklung nur mit großem Aufwand korrigieren kann. Damit steigen die Entwicklungskosten und der Auslieferungstermin verlagert sich nach hinten. Andererseits bekommt der Flugbetreiber bei nicht korrigierten Fehlern ein Flugzeug, welches nicht seine Erwartungen erfüllt, so dass das Flugzeug im Betrieb teurer ist, durch zum Beispiel höhere Standzeiten, mehr Treibstoffverbrauch oder weniger Reichweite. Die Problematik des Entwurfes ist, dass in dieser Phase keine Detailkenntnisse vorhanden sind, da diese erst im Laufe der Entwicklung bekannt werden [25].

Detaillkonstruktion

Nach dem Ende der Entwurfsphase ist ein sehr genaues Design festgelegt, dessen anschließende Konstruktion in Detailkonstruktion und Produktionskonstruktion aufgegliedert wird [36]. Das Flugzeug selber wird in Hauptbaugruppen aufgebrochen und diese auf die unterschiedlichen Fachabteilungen aufgeteilt [23], um die Komponenten in ihrer vollständigen Detailtiefe zu entwerfen. Das bedeutet, dass die Komponenten mit sehr detaillierteren Berechnungen und ausgelegt werden. Ab diesem Punkt können nun Gewichtsabschätzungen mit Hilfe von genauen Materialkennwerten und Fertigungszeichnungen durchgeführt werden [23].

Zusätzlich werden die ausgelegten Annahmen über Testmodelle oder Prototypen verifiziert [36]. Dies beinhaltet Einzelkomponenten und Einzelsysteme, die auf Prüfständen getestet werden, ob sie alle festgelegten Funktionen erfüllen. Die Einzelsysteme werden nach erfolgreicher Prüfung für eine Gesamtprüfung zusammengeschlossen (*iron bird*), damit ein erfolgreiches Zusammenspiel der Systeme gewährleistet ist.

In der Produktionskonstruktion werden Fertigungsmittel zur Produktion des Flugzeuges gebaut und Lieferanten für Flugzeugbauteile akquiriert [36]. In dieser Phase wird ebenfalls bereits mit dem Bau von Flugzeugkomponenten begonnen, um eine zeitnahe Typenzulassung zu erhalten [23]. Für diese Detailkonstruktion werden deutlich mehr Personen involviert als in der Entwurfsphase [36], da hier der Detaillierungsgrad und damit der Arbeitsaufwand weiter gestiegen ist.

2.2 Die Bedeutung der Gewichtsabschätzung im Vorentwurf

Flugzeuge besitzen unterschiedliche für den Flugbetrieb relevante Maximalgewichte, die im Folgenden erläutert werden. Es gibt das maximale Abfluggewicht (*maximum take-off weight*, MTOW), welches das maximale Gewicht eines Flugzeuges beschreibt, mit dem es abheben darf. Über diesem MTOW liegt nur das maximale Rangiergewicht (*maximum taxi weight*, MTW), da das Flugzeug den Weg von der Betankung bis zum Abheben mit eigener Kraft rollt und damit Kraftstoff verbraucht. Damit darf der nötige Kraftstoff zusätzlich zum Kraftstoff für den Flug zugefüllt werden. Niedriger als das MTOW ist das maximale Landegewicht (*maximum landing weight*, MLW) mit dem das Flugzeug bei vorschriftsmäßiger maximaler Sinkgeschwindigkeit den resultierenden Landestoß schadensfrei überstehen kann. Unter diesem MLW befindet sich das maximale Gewicht ohne Kraftstoff mit sämtlicher Beladung (*maximum zero fuel weight*, MZFW) und darunter das operationelle Leergewicht (*operational empty weight*, OEW), welches ohne Treibstoff und Beladung ist, aber mit ausgestatteter Kabine inklusive Personal [39].

Die maximalen Gewichte bestimmen die maximalen Belastungen für die Struktur und die Schwerpunktlage (*center of gravity*, CG) des Flugzeuges. Der Schwerpunkt ist der Massenmittelpunkt des Flugzeuges. Da auch die Kabinenkomponenten, die in dieser Arbeit betrachtet werden, mit ihrem Gewicht auf diesen Schwerpunkt Einfluss nehmen, wird die Bedeutung des Schwerpunktes für die Flugstabilisierung hier erläutert. Diese Stabilisierung ist ein Zusammenspiel aus Schwerpunkt, Auftrieb der Flügel und der Kräfte am Höhenruder. Der Schwerpunkt sollte sich nahe vor der Resultierende des Auftriebspunktes der Tragflächen befinden, wie es in Abb. 2-3 zu sehen ist.

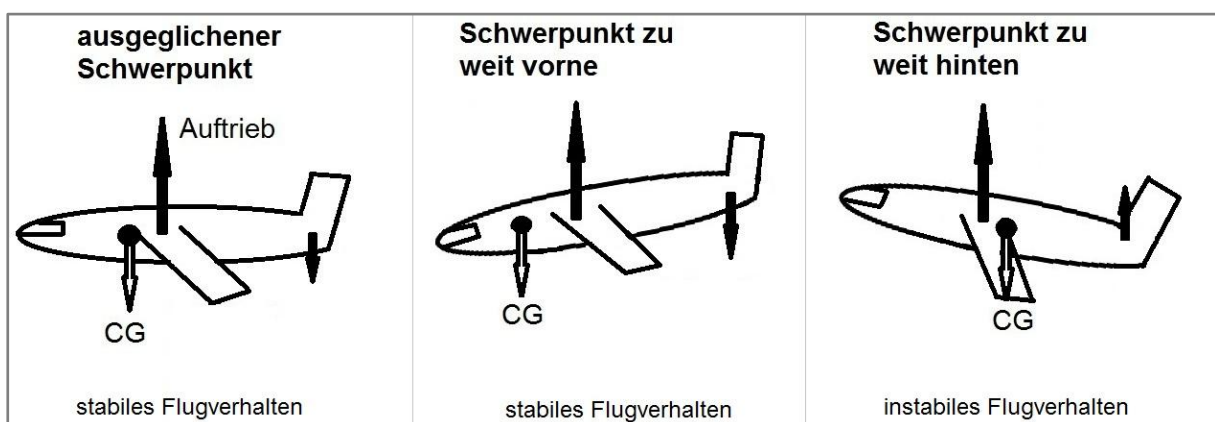


Abb. 2-3: Schwerpunktlage eines Flugzeuges [27]

Die Tragflächen erzeugen bei einem Flugzeug Auftrieb. Das Höhenleitwerk gibt dabei die Gegenkraft um das Flugzeug zu stabilisieren. Dabei drehen die Kräfte mit dem entsprechenden Abstand um den Schwerpunkt. Deswegen sollte der Schwerpunkt nicht zu weit vor dem Auftriebspunkt entfernt sein, da die Kräfte auf das Höhenruder immer größer werden, umso weiter der Abstand wird. Wenn der Schwerpunkt jedoch hinter der Resultierenden der Tragfläche befindet, muss das Höhenleitwerk Auftrieb statt Abtrieb erzeugen [27].

Deswegen ist der Schwerpunkt vor dem Auftriebspunkt besser, weil sich das Flugzeug mit solch einer Konfiguration selber stabilisieren kann. Zu sehen ist dieses zum Beispiel bei einer Böe, die den Bug nach oben drückt. Durch diese würde der Anstellwinkel größer werden und damit der Auftrieb der Tragflächen und Höhenleitwerk ansteigen. Damit dreht sich das Flugzeug von alleine wieder in den Horizontalflug ein [27].

Zusätzlich bestimmt das Gewicht aus möglicher Zuladung und maximaler Tankmenge die Reichweite des Flugzeuges.

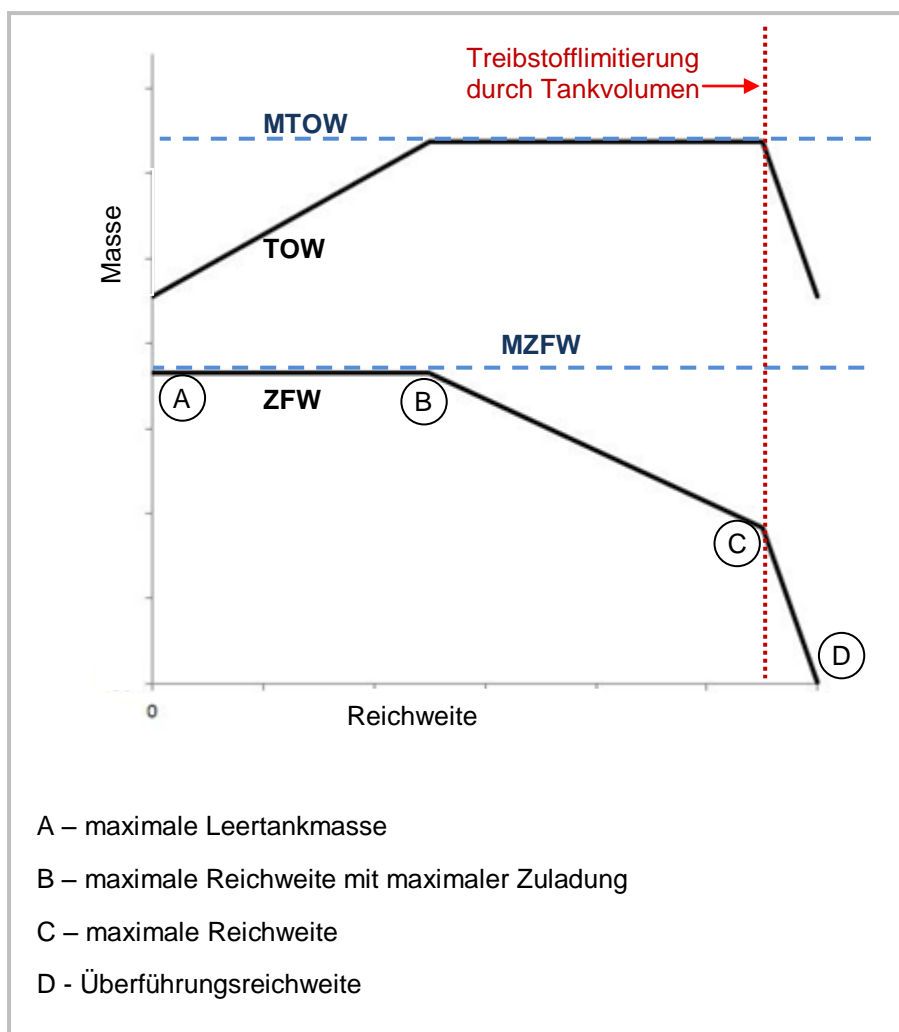


Abb. 2-4: Nutzlast-Reichweitendiagramm [39]

In der Abb. 2-4 ist ein Flugzeug mit seinen verschiedenen Randpunkten seiner Reichweite in Abhängigkeit seiner Abhebe- und Leertankmasse zu sehen. In Punkt A ist das Flugzeug mit seinem MZFW beladen. Da das Flugzeug nicht ausfliegbar Treibstoff, Reservetreibstoff und Treibstoff für das Rollen auf der Flugbahn benötigt, ist das Abfluggewicht (TOW) höher als das MZFW bei nicht vorhandener Reichweite. Die maximale Leertankmasse bleibt bis zur maximalen Reichweite mit maximaler Treibstoffzuladung (Punkt B) konstant. Zeitgleich steigt das TOW an bis zum MTOW.

Ab diesem Punkt muss das Gewicht des Treibstoffes, welches zusätzlich benötigt wird, bei der Nutzlast eingespart werden, um das MTOW nicht zu überschreiten. Diese Einsparung der Nutzlast, um mehr Treibstoff mitzunehmen, kann solange weitergeführt werden, bis das maximale Volumen der Treibstofftanks erreicht wird. Dieses ist in Punkt C erreicht, welcher die maximale Einsatzreichweite des Flugzeuges darstellt. Für Überführungsflüge lässt sich die Reichweite noch weiter steigern, indem die Nutzlast noch stärker reduziert wird, um den Treibstoffverbrauch zu reduzieren. Im Punkt D, welches der Überführungsreichweite entspricht, ist keine Nutzlast mehr vorhanden.

Daraus ist zu sehen, dass das Flugzeug mit seinem operationellen Leergewicht, Treibstoff und Nutzlast in einem optimalen Verhältnis stehen muss, damit es mit möglichst wenig Treibstoff weite Strecken und viel Nutzlast fliegen kann. Deswegen ist ein niedriges Leergewicht sehr wichtig, welches schon so genau wie möglich im Vorentwurf abgeschätzt werden sollte.

Wenn jedoch Einzelkomponenten im Entwurf zu leicht abgeschätzt worden sind, kann dieses teure Änderungen nach sich ziehen, wenn diese im späteren Entwicklungsverlauf schwerer werden. Dann müssen die Entwürfe, die von dieser ungenau abgeschätzten Komponente abhängig sind, geändert werden. Dieses zieht dann einen höheren Arbeitsaufwand und ein mögliches Mehrgewicht dieser abhängigen Komponenten nach sich. Aus diesem Zusammenspiel können die Flugzeuge schwerer werden und gegebenenfalls Nutzlast und Reichweite nicht erreicht werden, als es im Entwurf angenommen worden waren. Dieses ist gerade an aktuellen Beispielen wie bei der Airbus A380 und der Boeing B787 aus der Presse zu entnehmen. Damit können die Flugzeuge, die im Vorentwurf definierten Entwurfsziele nicht erreichen und sind unwirtschaftlicher als prognostiziert und verstoßen damit gegen mögliche verbindliche Leistungsgarantien, die zu Schadenersatzforderungen und Stornierungen der Flugzeugsbetreiber führen können [23].

Umso genauer die Gewichtsabschätzung im Flugzeugentwurf ist, desto besser ist die Ausgangslage des Konzeptflugzeuges, um später weniger Änderungen zu haben. Jedoch ist das Gesamtergebnis dieses vorentworfenen Flugzeuges nur so gut, wie die Eingangsgrößen der Abschätzungen waren, da zu dem frühen Zeitpunkt der Entwicklung noch keine Detailangaben für das Flugzeug vorliegen, weil es noch nicht in einer hohen Detailtiefe entworfen ist.

Als Varianten der Gewichtsabschätzung stehen statistische, semi-empirische oder technisch physikalisch basierte Massenabschätzungsfunktionale zur Auswahl [25]. Im Vorentwurf werden überwiegend statistische Auslegungen herangezogen [23]. Zur Entwicklung dieser Formel werden bestehende Flugzeuge in ihren Massen untersucht und statistische Abhängigkeiten zueinander ermittelt. Dadurch entstehen über diese Methode Massenabschätzung mit nur wenigen Eingangswerten und sind somit im Vorentwurf schnell und einfach anzuwenden.

Die semi-empirischen Formeln besitzen üblicherweise eine größere Anzahl an Eingangswerten als statistische Methoden und werden deswegen eher im Entwurf verwendet, da in der Phase wesentlich mehr Eingangswerte bekannt sind. Im Detailentwurf können dann rein analytische Verfahren verwendet werden, weil die Einzelkomponenten in dieser Phase auskonstruiert sind und damit die benötigten Detailinformationen vorliegen.

Als Alternative zur (semi)empirischen Abschätzung ist die technisch physikalische motivierte Abschätzung. Hier werden technische dimensionierende Einflüsse mit einbezogen [25]. Als Beispiel wäre hierfür ein Bauteil, das mit einer Flächenlast beaufschlagt wird. Diese Last ist dimensionierend für die Dicke dieses Bauteiles in Abhängigkeit zu seiner Lagerung und seiner Fläche. Die Vorteile an einer technisch physikalischen motivierten Massenabschätzung gegenüber den (semi-)empirischen liegen darin, dass bei nicht konventionellen Neuauslegungen die statistischen Funktionen nicht anwendbar sind. Die physikalischen Abschätzungen können jedoch Technologieänderungen, Materialänderungen oder wesentlichen Änderungen der Dimensionen berücksichtigen [25]. Zusätzlich müssen nach einer Technologieänderung, die neuen bekannten Änderungen in sämtlichen alten empirischen Formeln, die daran Einfluss haben, angepasst werden.

Im Vorentwurf werden Rumpf, Flügel und Fahrwerk ausgiebig betrachtet. Die Kabine wird dahingehend eher vernachlässigt, weil diese recht spät entworfen wird. Jedoch steigen die Kosten und der Arbeitsaufwand einer möglichen Änderung exponentiell an, umso später diese durchgeführt wird [25], [39]. Daher wird angestrebt eine Kabinenmasseabschätzung zu entwickeln, welche durch physikalisch motivierte Auslegungsfunktionen eine bessere Abschätzung der Einzelkomponenten in der Phase des Vorentwurfes ermöglichen soll, als es bisher über eine statistische Abschätzung von der Gesamtkabine möglich ist.

2.3 Heutige Kabinenkonzepte und deren Integration in den Flugzeugrumpf

Die Kabine wird aus Einzelbaukomponenten zusammengesetzt und an der Flugzeugrumpfstruktur befestigt. Deswegen werden der Aufbau der Rumpfes und der Kabine im Folgenden einzeln erläutert.

2.3.1 Flugzeugrumpfaufbau

Der Grundaufbau der Rumpfstruktur besteht aus Stringern, Spanten und Haut. In Abb. 2-5 ist eine sogenannte Flugzeugtonne in diesem Aufbau gezeigt.



Abb. 2-5: Flugzeugrumpfstruktur [9]

Die Spanten sind in Umfangsrichtung des zylindrischen Rumpfes angebracht und bilden die Rippen des Flugzeuges. Sie sind bis auf ein paar Ausnahmen konstant in ihrem Abstand zueinander. Diese Ausnahmen sind, dass zusätzliche Spanten aus Versteifungsgründen in Türregionen, Notausgangsbereichen, Fahrwerksbereich oder Flügelregionen eingebaut werden [4]. Auch in Bereichen des Buges und Hecks sind aufgrund der Verjüngung oder Einbauten zusätzliche Spanten vorhanden. Zwischen den normalen Spanten befindet sich im Bereich der Kabine je ein Fenster.

Die Stringer verlaufen quer zu den Spanten, in Längsrichtung zum Rumpf. Ihre Verteilung ist nicht immer symmetrisch, da Tür-, Frachttor- und Fensterausschnitte und weitere Versteifungselemente beachtet werden müssen. Ihr Profil ist deutlich dünner als das der Spanten und sie können in unterschiedlichen Profilformen gefertigt sein, je nachdem in welchen Regionen sie eingebaut werden.

Auf dem Netz aus Stringern und Spanten wird ein Hautfeld aus Metall oder bei neuen Flugzeugen wie A380, A350 oder B787 ein Hautfeld aus Verbundmaterial befestigt. Alle drei Komponenten sind miteinander vernietet oder verklebt. Mit den neuartigen Kompositverbindungen treten zusätzlich immer mehr Klebverbindungen oder monolithische Bauweisen auf [35].

Der integrierte Fußboden versteift zusätzlich den Rumpf. Dieser besteht aus Fußbodenquerträgern, die mit den Spanten verbunden sind. Zur weiteren Stabilisierung des Fußbodens verlaufen in Längsrichtung die Sitzschienen, die zeitgleichen Befestigungsmöglichkeiten an der Oberseite bieten, die für viele Kabinenelemente genutzt werden können.

Bei Airbus wird das Flugzeug in Halbschalen gefertigt, die zu einer Tonne zusammengesetzt werden. Diese Tonnen bilden zusammengesetzt das ganze Flugzeug. Damit bietet diese Bauweise Vorteile für den Bau von Flugzeugfamilien, da diese in vielen Bereichen identisch sind.

Belastungen des Rumpfes, die von der Kabine her resultieren, sind deren Einbauten als auch der Druckunterschied von Kabine und Frachtraum zur Flugumgebung. Der Druck in der Kabine wird so gehalten, als befände sich diese Kabine auf 8000 ft über Meeresspiegel oder niedriger, wie es in der CS 25.841 reglementiert ist [14]. Der Aussendruck des Flugzeuges ist in Reiseflughöhe deutlich niedriger. Bei diesem Aussendruck ist die Sauerstoffaufnahme nicht mehr ausreichend, deswegen muss dieser Druck erhöht werden. Der Flugzeugrumpf ist daher meistens zylindrisch, weil dieser die Lasten aufgrund der Druckdifferenz optimal aufnehmen kann. Dadurch kann so ein Zylinder leichter gebaut werden als ein vergleichbarer Rumpf mit eckigeren Konturen.

2.3.2 Kabinenaufbau

Allgemein

In den in Kapitel 2.3.1 beschriebenen Rumpf wird die Kabine integriert, die sich oberhalb des Fußbodens befindet. Darunter wird der Frachtraum des Flugzeuges integriert. Die Kabine besteht aus einer Verkleidung des Flugzeugrumpfes, der Isolierung, einem Fußboden, Sitzen, Raumteilern, Bordküchen (*Galleys*) und Toiletten (*Lavatories*). Dieser Aufbau ist am Beispiel des Airbus A320 in Abb. 2-6 zu sehen.

Die Kabine ist das Aushängeschild der Flugunternehmen und sehr individuell aufgebaut. Mit der Individualität ist aber auch die Lebensdauer der Kabinenbauteile kürzer als die des Flugzeuges selber, da diese häufiger ausgetauscht werden, wenn ihr Design nicht mehr dem Zeitgeist entspricht.



Abb. 2-6: typischer Kabinenaufbau heutiger Kurzstreckenflugzeuge [6]

Sitze, Toiletten und Bordküchen sind ebenfalls sehr individuell angeordnet. Dieses wird dadurch ermöglicht, dass diese Bauteile an den Sitzschienen positioniert werden, dessen mögliche Fixierungspunkte einen Abstand von einem Zoll haben. Die Toiletten und Bordküchen sind als Monumente gebaut. Monumente sind vordefinierte Bauräume, die unabhängig vom Flugzeug konstruiert werden und nur noch als fertige Komponenten mit der Flugzeugstruktur verbunden werden müssen.

Dieses geschieht sowohl an den Sitzschienen als auch an den Spanten. Toiletten und Bordküchen benötigen zusätzliche Anschlüsse für Wasser, Abwasser, Strom, Feuermelder und Küchekühlung. Zusätzlich brauchen sie einen gesonderten Anschluss für die Klimaanlage, da die Luft aus Küchen und Toilette nicht rezirkuliert werden sollte. Da die Bereitstellung von Anschlussoptionen überall in der Kabine einen unnötigen Aufwand und damit ein unnötiges Gewicht beinhaltet, können diese Komponenten nur an bestimmten Punkten in der Kabine eingebaut werden – den sogenannten festen und flexiblen Positionen [7]. An festen Positionen müssen diese Monumente verbaut werden. Dieses ist normalerweise vor der vordersten Kabinentür und nach der hintersten Tür. Flexible Zonen sind normalerweise in den Bereichen der anderen Türen. Da sie in den Türregionen besser vom Bodenpersonal versorgt werden können als zwischen den Türen. In den flexiblen Positionen können je nach geplantem Flugeinsatz entweder Monumente oder Sitze verbaut werden.

Da diese Monumente ihre eigene Rückwand mitliefern, muss an diesen Positionen die Seitenwandverkleidung der Kabine entnommen werden, um nicht doppeltes Gewicht zu transportieren. Der Aufbau der Kabine kann damit besser an die saisonalen Flugzeugauslastungen angepasst werden [26], indem je nach Auslastung die Bestuhlungsanzahl variiert oder Monumente ausgetauscht werden.

Die Verkleidung der Kabine verläuft überwiegend entlang der Flugzeugrumpfkontur. Sie bestehen aus modularisierten Standardelementen. Diese verdecken die Verkabelung für die Elektrik, die Verrohrungen für z.B. Hydraulik, Klimaanlage und Notsauerstoff und der Isolierung. Ihre Komponenten werden an den Spanten befestigt oder an Bauteilen, die selber an Spanten befestigt worden sind. Deswegen ist ihre Länge bestimmt durch ein Vielfaches des Spantabstandes. Der Aufbau einer heutigen Verkleidung ist in Abb. 2-7 zu sehen. Dieser besteht aus Dadopaneelen, Seitenwandpaneelen, Lichtbandabdeckungen und Deckenpaneelen. Als weitere Verkleidungskomponente kann auch im weiteren Sinne die Handgepäckfächer (*Hatracks*) mit betrachtet werden, da sie an ihrer Position die Verkleidung ergänzt und diese Befestigungspunkte für die anderen Verkleidungselemente bereitstellt.

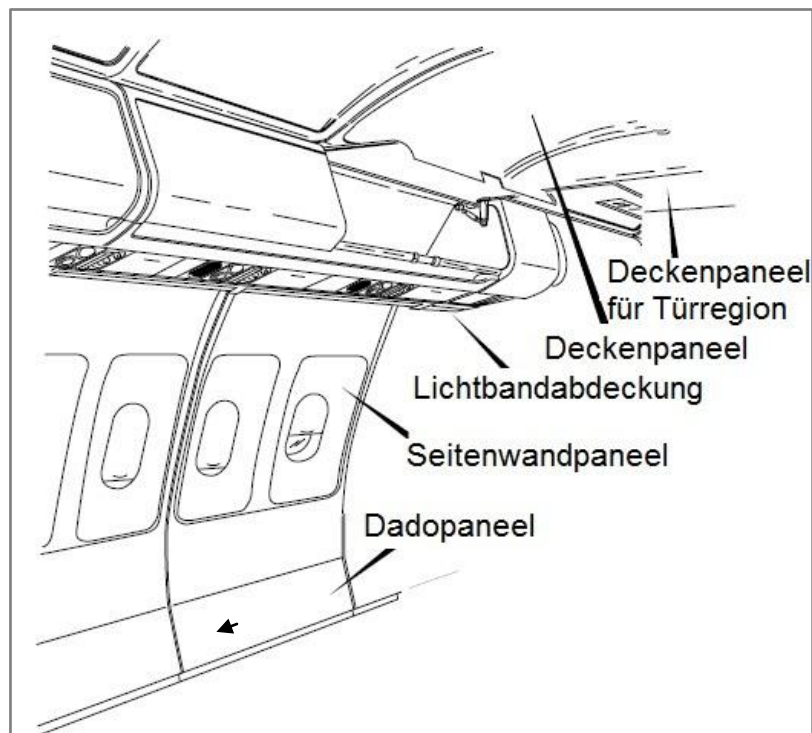


Abb. 2-7: Aufbau der Kabinenverkleidung heutiger Flugzeuge [7]

Die gewöhnlichen Verkleidungskomponenten werden in Bereichen von Türregionen nicht verbaut, weil dort speziell angepasste Verkleidungselemente erforderlich sind. Als Ausnahme ist hier das Deckenpaneel zu nennen, weil es sich außerhalb des Einflussbereiches der Monumente und Türen befindet [3].

Dadopaneele

Dadopaneele befinden sich im Seitenwandbereich direkt oberhalb des Fußbodens der Kabine. Sie sind an einer Schiene im Boden und an den Spanten befestigt. Ein solches Paneel ist üblicherweise zwei Spantabstände lang. Ihr Aufbau ist in Abb. 2-8 zu sehen.



Abb. 2-8: Dadopaneele aus der B747 [28]

Die Aufgabe des Dadopaneels ist bei einem plötzlichen Druckabfall eine Öffnung zum Frachtraum zu bilden. Ein plötzlicher Druckabfall entsteht, wenn die bedruckte Kabine schlagartig bei einem Unfall (z.B. Triebwerksschaufellösung mit anschließendem Einschlag in den Rumpf oder Lösen einer Tür) durch eine Öffnung im Rumpf Luft verliert. Wenn jedoch dieser Druck schlagartig abfällt, entstehen starke Kräfte, dass vor Einführung des Dadopaneels bei diesem Schadenszenario der Kabinenboden herausbrechen konnte [13]. Deswegen ist eine Verbindung beider Räume notwendig, um einen Druckausgleich zu ermöglichen. Da aber im Normalbetrieb eine direkte Verbindung zum Frachtraum nicht förderlich für den Komfort ist [13], ist ein Klappenmechanismus vorhanden, welcher im Dadopaneel integriert ist.

Seitenwandpaneel

An den Dadopaneelen sind die Seitenwandpaneele befestigt. Diese sind zusätzlich an den Spanten befestigt und werden durch die Fenstertrichter gestützt. Sie sind wie die Dadopaneele normalerweise zwei Spantabstände lang. Wahrscheinlich sind ihre Größen dahingehend angepasst worden, dass sie von einer Person einzubauen sind, um den Einbauprozess einfacher zu gestalten. Die Seitenwand besteht bei Boeing aus einem Sandwichverbund aus Glasfaserphenolharzverbund mit einem Nomexkern [34]. Bei Airbus sind die Seitenwände nach eigenen Untersuchungen auch aus einem Sandwich mit Nomexkern, auch wenn ihre Kerndicke dünner ist als die nach Niu empfohlene Minimalkerndicke für Nomexkerne von einem halben Zoll [35].

Lichtbandabdeckung

Zwischen den Handgepäckfächern und den Seitenwandpaneelen befindet sich die Lichtbandabdeckung, welche den Raum zwischen Handgepäckfächern und Seitenwandpaneel überbrückt und das Licht der Lampen streut. Auch diese sind standardmäßig zwei Spante lang und bestehen aus Polykarbonaten [34].

Deckenpaneel

Das Deckenpaneel ist normalerweise zwei Spantabstände lang und befindet sich über den Kabinengang zwischen den Gepäckstauflächen, an denen auch diese Paneele befestigt werden. Sie bestehen aus einem Sandwich aus Glasfaserphenolharz - Laminaten und einem Nomexkern [34].

Handgepäckfächer

Handgepäckfächer sind Stauplätze für das Handgepäck der Passagiere. Sie müssen nach CS 25.787 fest verschließbar sein und müssen das maximale Gewicht unter Beachtung der anzunehmenden Lastenvielfachen nach CS 25.561 (b) tragen [14]. Ihr Materialaufbau ist derselbe wie bei den Deckenpaneelen und ihre Länge ist ebenfalls spantabstandsabhängig. Es gibt sie in Ausführungen von einem halben bis vier Spantabstandslängen [7]. Im Zuge einer Erhöhung des Spantabstandes bei Airbus ist die maximale Länge eines Handgepäckfachs auf die Länge von zwei Spantabständen reduziert worden [5], um den Einbau nicht mit zu großen Elementen zu benachteiligen. Jedoch werden in dieser Arbeit die ältere Bauweise von vier Spantabstand lange Handgepäckfächer betrachtet.

2.3.3 Verbindungselemente und Integrationsbauteile der Kabinenelemente

Als Verbindungselemente sind im Flugzeug Bauteile verbreitet, die sehr schnell und ohne viel Werkzeug funktionieren. Ein sehr wichtiges Fixierungselement in der Kabine ist die Sitzschiene. Die Sitzschienen sind Träger, die längs im Flugzeug verlaufen und eine Rasterung von einem Zoll Abstand besitzen, in denen Verbindungselemente befestigt werden können [8]. Die Befestigungselemente sind sehr variantenreich (siehe Abb. 2-9), da sehr viele Bauteile in der Kabine mit der Sitzschiene verbunden werden, die sich auf den Boden befinden, wie Toiletten, Bordküchen, Stauräume, Raumteiler, Sitze und bei einigen Konfigurationen die Dadopaneele.



Abb. 2-9: Sitzschiene (links) und ihre Befestigungselemente (mitte, rechts) [8]

Für Kabinenkomponenten, die höher in der Kabine angebracht sind, gibt es Verbindungselemente, die diese untereinander halten oder die diese an den Spanten befestigen. Verbindungen von Paneelen sind häufig über Elemente gelöst, die entweder an ein Bauteil verschraubt oder vernietet werden, sich über Klammern zusammenhalten oder sich über Krallen einhaken. Diese drei Varianten sind in Abb. 2-10 zu sehen.

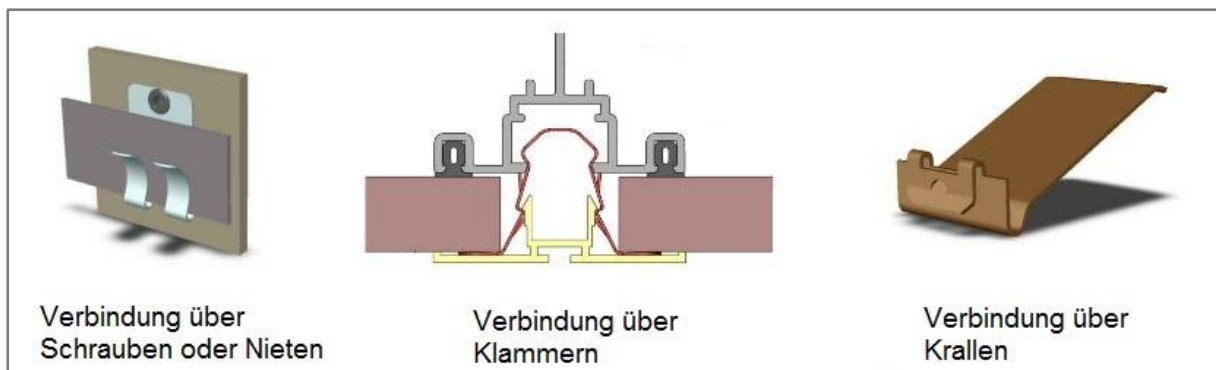


Abb. 2-10: Fixierungsmöglichkeiten von Paneelen [10]

Dabei ist nicht bekannt, welche Elemente an welcher Stelle verbaut sind, da diese Daten nicht öffentlich vorliegen und die Bauweisen sich innerhalb einer Flugzeugversion ändern können. Jedoch ist es für die spätere FEM Analyse auch nicht entscheidend, welche Elemente verwendet werden, sondern nur wo sich Verbindungselemente befinden und welche Freiheitsgrade sie aufweisen.

Bekannt ist, dass bei Flugzeugen, wie der A330/A340, die Unterkante des Dadopaneels auf der Höhe der außenliegenden Sitzschienen beginnt [3], an der das Dadopaneel befestigt ist. Bei der A320 liegen das Dadopaneel und die Sitzschiene räumlich zu weit auseinander, als dass diese verbunden sein können. Deswegen wird für diese Arbeit angenommen, dass das Dadopaneel über Halter mit dem Kabinenfußboden verbunden ist.

Das Seitenwandpanel ist über Steckelemente mit dem Dadopaneel verbunden. Selber hält es sich an den Spanten über Haken, die über Inserts in die Seitenwand eingelassen sind. Auch liegen die Seitenwandpaneele auf den Spanten auf, so dass die Seitenwandpaneele an diesen Orten nicht durchbiegen können. Zusätzlich liegen die Ränder der Fensterausschnitte der Seitenwandpaneele auf der Flugzeugstruktur auf.

Die Handgepäckstauflächen sind an der Rumpfstruktur befestigt. Bei einer Ausführung des A330 Handgepäckstauflächens ist zu sehen (siehe Abb. 2-11), dass die Handgepäckflächen oben über Halter an den Spanten befestigt sind und an der Seite über Stützstreben geführt werden.

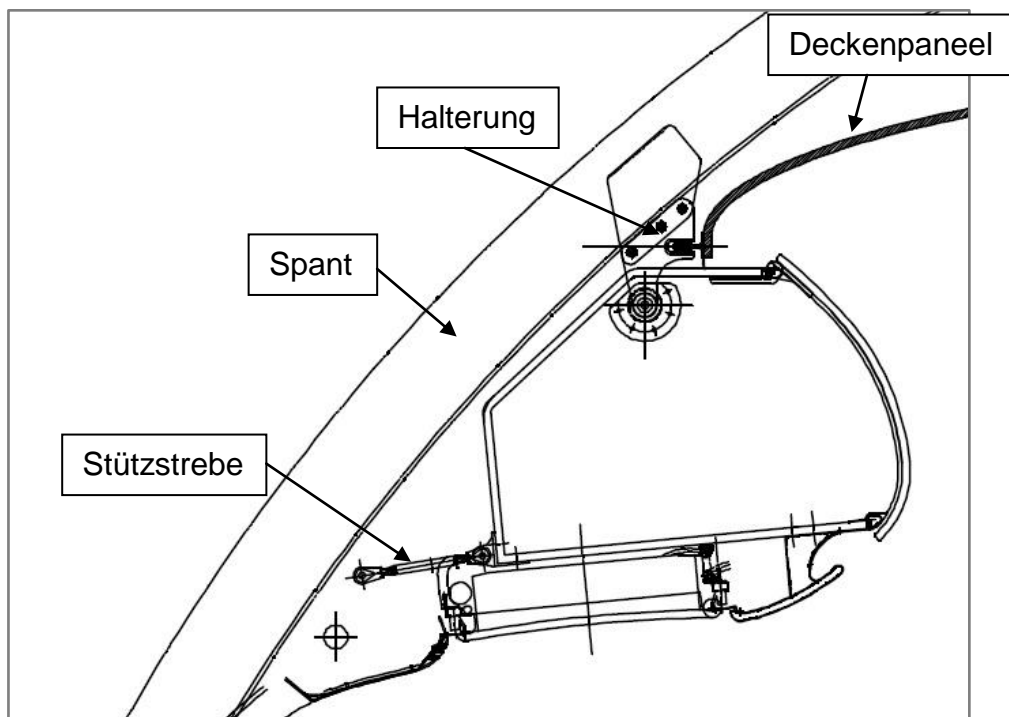


Abb. 2-11: Befestigung des seitlichen Handgepäckstauflächens einer A330 [2]

Zwischen den Handgepäckflächen und den Seitenwandpaneelen befindet sich die Lichtbandabdeckung. Diese wird zwischen den beiden Elementen eingeklemmt.

Die Deckenpaneele sind entweder direkt an den Handgepäckflächen oder, wie in Abb. 2-11 zu sehen ist, an den Halter, an dem auch das Handgepäckstaufläch hängt, befestigt.

Bei Flugzeugen mit zwei Gängen verläuft über den mittleren Handgepäckstauflächen ein Tragrahmen durch das ganze Flugzeug, an dem sowohl die mittleren Handgepäckstauflächen als auch die Deckenpaneele angehängt werden.

3 Erarbeitung neuartiger Kabinenintegrationskonzepte

In diesem Abschnitt werden alternative Kabinenkonzepte vorgestellt. Dabei werden die Kabinenkomponenten ausgewählt, die untersucht werden sollen. Daraus abgeleitet werden die Anforderungen und unveränderliche Größen bestimmt. Dabei sind die Anforderungen die Punkte, die die Kabine durch ihre Funktion oder durch Gesetze erfüllen muss. Die unveränderlichen Größen sind die Variationen, die zwar bei vollständig neuen Aufbauten veränderlich wären, jedoch als konstant für diesen Entwurf angenommen werden, wie z.B. die kreisförmige Form des Flugzeugrumpfes. Zusätzlich wird begründet, welche Vorteile eine Veränderung des bisherigen Kabinenaufbaues mit sich bringen könnte und dabei die Bewertungskriterien für die Konzepte erörtert.

3.1 Auswahl der zu verändernden Kabinenelemente

Die Kabine ist, wie in Kapitel 2.3.2 genannt, aus einer Vielzahl von einzelnen Komponenten aufgebaut. In einer vorhergestellten Arbeit ist untersucht worden, welche Gewichtsanteile diese einzelnen Komponenten auf die Gesamtmasse der Kabine besitzen. Dabei sind die Gewichtsbücher der einzelnen Flugzeuge von Airbus verglichen und gegenübergestellt worden [18]. Die Auswertung dieser Untersuchung ist aus Abb. 3-1 zu entnehmen.

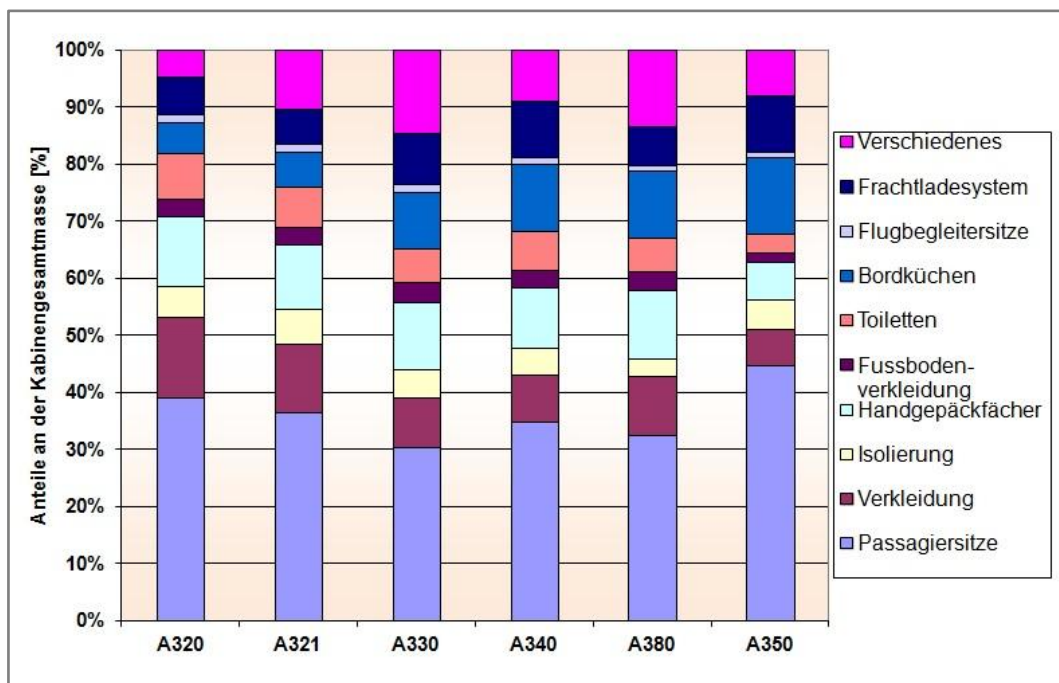


Abb. 3-1: Gewichtanteil der einzelnen Kabinenbauteile [18]

Für eine Gewichtsanalyse der gesamten Kabine nach der Methode von Koeppen [25] sind die Komponenten notwendig, die zusammen mindestens 80 % der Gesamtmasse bilden. Diese sind nach der Untersuchung der Kabine die Passagiersitze, die Verkleidung, die Handgepäckfächer, die Bordtoiletten, die Bordküchen, das Frachtladesystem und die Isolierung. Für diese Arbeit werden aus diesen Komponenten die Verkleidung und die Handgepäckfächer ausgewählt, da diese zusammen einen großen Betrag zum Gesamtgewicht mitbringen. Dabei bildet diese Kabinenhülle die Systemgrenze zwischen Kabine und Rumpf.

3.2 Anforderungen an das Kabinendesign

Der Betrieb eines Flugzeuges sollte so kostengünstig wie möglich erfolgen können. Einen Beitrag dazu leistet die potentielle Kabine mit einem niedrigen Gewicht. Diese Kostenverbesserung wird erreicht, indem die Komponenten sehr leicht gefertigt werden, da dann das Flugzeug dadurch Treibstoff einspart. Kosten entstehen auch beim Aufbau und Umbau der Kabinenkomponenten, da dabei Standzeiten des Flugzeuges anfallen.

Diese Rüstzeiten sind einerseits vom Flugzeugbauer von Interesse, da die Kabine bei dem Bau eines Flugzeuges mit eingebaut wird. Andererseits finden häufige Auf- und Umbauten der Kabinenausstattung des Flugzeuges während des Flugzeuglebens statt, welche vom Flugzeugbetreiber durchgeführt werden. Diese Umbauten sind auf saisonalen Flugauslastungen, Modernisierungen, Flugbetreiberwechsel oder Reparatur der Flugzeugstruktur begründet. Diese Umbauten werden mit zwei unterschiedlichen Aufwänden klassifiziert [26]. Einerseits gibt es den leichten Umbau (*light reconfiguration*), der nur wenige Stunden dauert, jedoch mehrmals im Jahr stattfindet. Dieser beinhaltet den Austausch oder die Verschiebung einiger Sitze und damit die Anpassung der Anbauten an den Handgepäckfächern. Andererseits gibt es den schweren Umbau (*heavy reconfiguration*), der mehrere Tage dauert und bei dem Umbau eine große Anzahl von Kabinenkomponenten ausgebaut werden [26] (Austausch der Bestuhlung von einer Klasse in eine andere, Umbau von Monumenten oder vollständiger Austausch der Kabine). Dieses kann schon bei einem C-Check geschehen, da hier Teile der Verkleidung freigelegt werden müssen, um die Rumpfstruktur zu inspizieren.

Für diese Arbeit werden die Abmessungen der Airbus A320 als Referenz herangezogen. Die Kabinenkonzepte sollen in diesen Rumpf eingebaut werden. Das bedeutet, dass die Entwürfe der Kabine dem heutigen Bauraum entsprechen sollen. Als Befestigungsrahmen werden die Sitzschienen und die Spante verwendet, wie es auch bei jetzigen Kabinen gemacht wird. Der Fußboden und der Rumpf geben die Form der Gestaltung hierbei vor.

Für die Lagerungen werden keine neuen Lagerungssysteme entworfen, sondern die Befestigungsmittel gewählt, die in Kapitel 2.3.3 beschrieben wurden. Nur ihre Festigkeit und ihre Größe werden idealisiert betrachtet. Mit idealisiert ist gemeint, dass wenn als Ergebnis eine höhere Kraft an den Befestigungen in der Berechnung ausgegeben wird, eine stabilere und damit schwerer Befestigung daraus gefolgert wird. Eine Erweiterung der bisherigen Lagerungssysteme sind Lagerungen, wie Linearlager, um Baukomponenten verschiebbar zu machen, wenn diese durch menschliche Kraft nicht mehr zu bewegen sind. Diese Funktion ist in konventionelle Kabinen bisher nicht notwendig gewesen.

Bei der Dimensionierung der Konzepte werden diese mit der Referenzkabine verglichen. Dabei sollten einerseits keine Maximalspannungen in den Bauteilkomponenten auftreten und andererseits ähnliche Verformungen aufweisen, die die Referenzkabine mit den Vergleichslasten erreicht. Dabei dürfen die Kräfte die Bauteile nicht bleibend verformen. Jedoch kann die Kabine und damit das Flugzeug von den Passagieren als nicht zuverlässig wahrgenommen werden, wenn sich die Kabine durch die Flugbewegungen oder durch Einwirkungen von Passagieren sichtbar verformt. Deswegen können die Kabinenkomponenten auch steifer ausgelegt sein als passend zur ihrer Materialfestigkeit um den Flugkomfort zu steigern.

Die Kräfte für diese Dimensionierungen sind aus geltenden Gesetzen oder aus Erfahrungen zu entnehmen. Diese Erfahrungswerte werden unter anderen dafür benötigt, um Vandalismus oder unsachgemäßen Gebrauch abzuschätzen. Hierbei wird ein Kraftstoß von 300 lbf, welches ungefähr 1300 Newton entspricht, angenommen [16]. Diese Lastannahme wird von der General Aviation Manufacturers Association empfohlen, wenn keine Erfahrungswerte vorliegen.

Es gibt Gesetze die den Kabinenaufbau reglementieren. Ein Beispiel ist die CS 25.601, nach der keine Entwurfselemente im gesamten Flugzeug verbaut sein dürfen, die gefährlich sind oder sich nicht zuverlässig verhalten. Nach der CS 25.561 müssen die angenommen Maximallasten zusammen mit den Notlandebindungen erfüllt werden, wie sie in Tab. 1 aufgelistet sind. Dabei dürfen sich die Bauteile nicht bleibend verformen oder sich lösen.

Tab. 1: Lastenvielfache nach CS 25.561 [14]

Richtung	Lastenvielfaches
aufwärts	3 g
vorwärts	9 g
seitwärts	3 g (4 g bei Sitzen)
abwärts	6 g
rückwärts	1,5 g

Zusätzlich sind nach CS 25.625 Sicherheitsfaktoren bei den Belastungen zu beachten, wenn Bauteile nicht hinreichend in ihrer Maximallast und Bruchlast ausgetestet sind. Dann muss ein Sicherheitsfaktor von 1,15 beaufschlagt werden. Auch können weitere Sicherheitsfaktoren hinzu kommen, die spezifisch für die Bearbeitung oder Materialauswahl sind. Da hier die Komponenten auf Entwurfsebene betrachtet werden, werden diese Sicherheitsfaktoren vernachlässigt, da von ausgegangen wird, dass die Komponenten vorentwurfsgerecht ausreichend dimensioniert sind.

Zusätzlich gibt es für die Materialien in der Kabine Brandanforderungen, die sie erfüllen müssen. Diese sind in der CS 25 Appendix F geregelt. Zur Vergleichbarkeit der verschiedenen Konzeptvarianten untereinander soll die Materialauswahl nicht verändert werden, sondern es werden die Materialien des bisherigen Kabinenaufbaues beibehalten.

3.3 Wichtige Eigenschaften der Kabinenkonzepte

Vor der Überlegung, welche Konzepte verwendet werden könnten, wird zuerst betrachtet, welche Funktionen und Bauweisen bei der herkömmlichen Kabine verbessert werden können. Damit werden die Eigenschaften definiert, welche die Kabinenkonzepte mitbringen sollen, um Verbesserungspotential zu haben.

Heutige Kabinenkonzepte sind wegen der vielen Kabinenaufbaumöglichkeiten aus vielen kleinen Einzelkomponenten gefertigt. Diese Konfiguration hat damit zur Folge, dass diese Bauteile über viele Befestigungspunkte mit dem Rumpf integriert sind. Damit müssen beim Ein- und Ausbau jedes Mal jede einzelne Befestigung gelöst und angezogen werden. Dies bedeutet, dass bei Rekonfigurationen sehr hohe Arbeitszeiten vorliegen, in dem das Flugzeug seinen Flugeinsatz nicht wahrnehmen kann. Die geringe Größe der Kabinenkomponenten besitzt jedoch den Vorteil, dass sie gut durch die Tür und an fertig verbauten Kabinenbauteilen vorbeigetragen werden können.

Das wichtigste Kriterium für die Kabinenkomponenten ist jedoch ein geringes Gewicht. Dieses kann bei den verschiedenen Konzepten pro Spantabstandslänge miteinander verglichen werden. Das Gewicht der Befestigungen kann jedoch nur durch die Kräfte abgeschätzt werden, die auf diese Befestigungen wirken. Da diese Befestigungen in der FEM Berechnung nur als Verbindungsknoten dargestellt wird. An diesen Knoten können die Kräfte betrachtet werden, die vom Kabinenbauteil in die Flugzeugstruktur übergeben werden.

Auch die Arbeitszeitkosten sollen gering sein. Dies bedeutet, dass entweder wenig Personal für den Aufbau der Kabinenkomponenten benötigt wird, oder der Aufwand des Aufbaues sehr wenig Zeit in Anspruch nimmt. Dabei sollte der Einbau fehlerfrei ablaufen. Dieses wird gewährleistet, indem die Komponenten so handhabbar sind, dass sie und das Flugzeug bei sachgemäßem Umgang durch den Einbau keinen Schaden nehmen. Auch können bei sehr komplexen Aufbauvarianten Fehler bei der Einhaltung der Reihenfolge entstehen oder Werkzeuge falsch bedient werden. Zusätzlich zur Erstausrüstung ist eine Rekonfiguration der Kabine wichtig, da sonst dieses Kabinenkonzept kaum Absatzchancen hätte. Dabei ist wichtig, dass diese Rekonfigurationen überhaupt mit den Konzepten durchführbar sind. Bei der Rekonfiguration sollen die Standzeiten des Flugzeuges so gering wie möglich sein, da in dieser Zeit das Flugzeug nicht produktiv ist. Dabei sollten die Konzepte, wenn möglich in heutige Reiseflugzeuge integriert werden können.

Bei den Betrachtungen dieser Eigenschaften beschränkt sich diese Arbeit auf den Gewichtsaspekt sowie eingeschränkte Berücksichtigung eines Aspektes des Einbauaufwandes durch Bestimmung der Lagerkräfte.

3.4 Alternative Konzepte

Konzept 1: Größere Bauteile

Diese Variante sieht eine Vergrößerung der bestehenden Komponenten vor, die durch eine Erhöhung des Vielfachen des Spantabstandes vier statt zwei Spantabstände abdecken. Die Ausnahme ist das Handgepäckfach, welches in der konventionellen Kabine vier Spantabstände lang ist, und nun auf acht Spantabstände verlängert wird. Außer dieser Veränderung bleibt der Aufbau wie bei der konventionellen Kabine (wie in Kapitel 2.3.2 beschrieben) erhalten. Dabei wird das Versteifungselement im Handgepäckfach auf einem Abstand von zwei Spantabstände belassen und besitzt somit drei Versteifungselemente. Der Aufbau dieses Konzeptes ist in Abb. 3-2 zu sehen. In diesem ist der Aufbau von insgesamt acht Spanten zu sehen, so dass zwei Handgepäckfächer, zwei Deckenpaneele und vier Seitenwandpaneele betrachtet werden. Die Lagerungen werden wie bei dem konventionellen Kabinenaufbau angeordnet. Jedoch wird die Anzahl an Befestigungselementen pro Kabinenelement beibehalten. Da die Kabinenelemente doppelt so groß sind, wie bei der konventionellen Kabine, verringert sich damit die Anzahl der Befestigungsmittel in der Flugzeugkabine um die Hälfte. Diese Lagerungen beinhalten Befestigungen zueinander, wie auch die Lagerungen des Handgepäckfaches und des Seitenwandpaneels an der Kabinenhülle, wie sie in Kapitel 2.3.3 beschrieben sind. Jedoch werden die Stützstreben alle zwei Spante wiederholt, so dass an jeden Versteifungselement und an den äußeren Enden je eine Stützstrebe vorhanden ist.

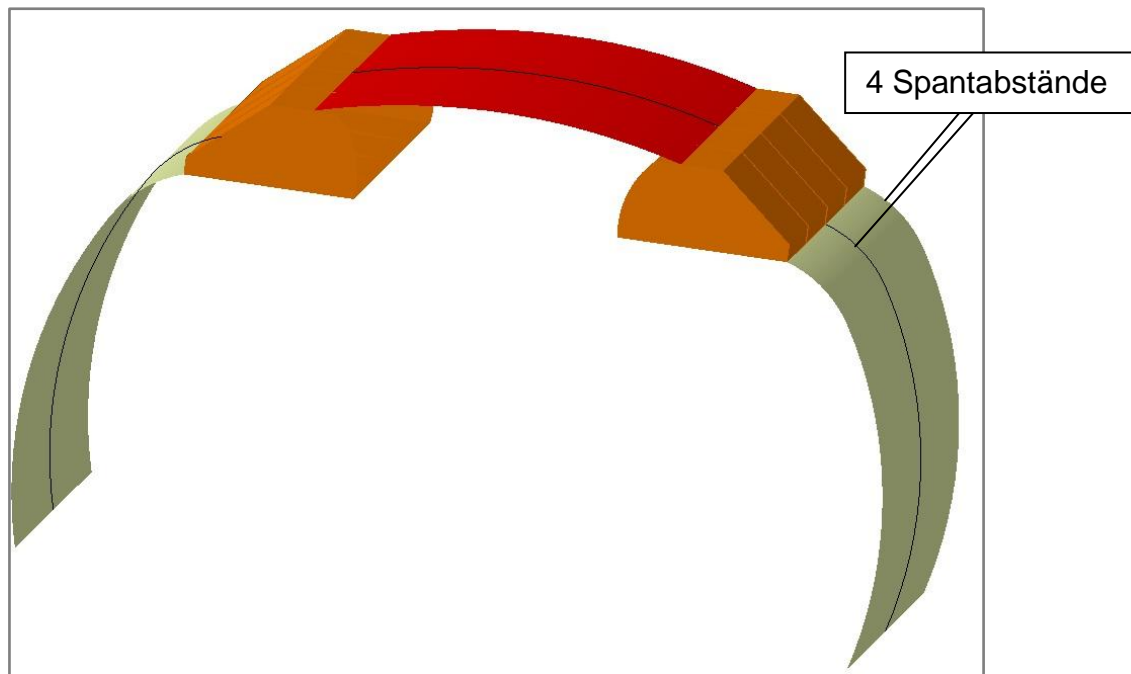


Abb. 3-2: Konzept 1: größere Bauteile

Konzept 2: Rumpfüberspannender Kabinenring

Der rumpfüberspannende Kabinenring ist eine Variante, in der die gesamte Verkleidung im Kabinenquerschnitt eine Einheit ist. Durch diese Bauweise wäre es optimal, wenn diese Konstruktion wie eine Brückenkonstruktion stehen könnte. Da jedoch die Haupteinleitungspunkte für Kräfte in den Handgepäckfächern liegen, muss gewährleistet werden, dass unter keinen Umständen die Handgepäckfächer zusammen mit der Verkleidung auf die Passagiere fallen können. Da durch diese Anforderung die Seitenwand der Verkleidung sehr dick werden würde und damit ein hohes Gewicht aufweisen würde, findet eine Lagerung des Kabinenringes auf Höhe der Handgepäckfächer statt. Zusätzlich wird dieser Kabinenring an seinen Enden arretiert, um Schwingungen und Bewegungen der Enden der Kabinenverkleidung zu vermeiden.

Um dieses Konzept mit der Referenzkabine gut vergleichen zu können, ist eine Länge von zwei Spantabständen für den gesamten Kabinenring gewählt worden. Dabei werden die Wandstärken den neuen Lastverteilung angepasst, die in den Kabinenring nach Bauteilabschnitt variieren kann. Der Aufbau dieses Kabinenringes mit einer Andeutung der Lagerungen ist in Abb. 3-3 zu sehen.

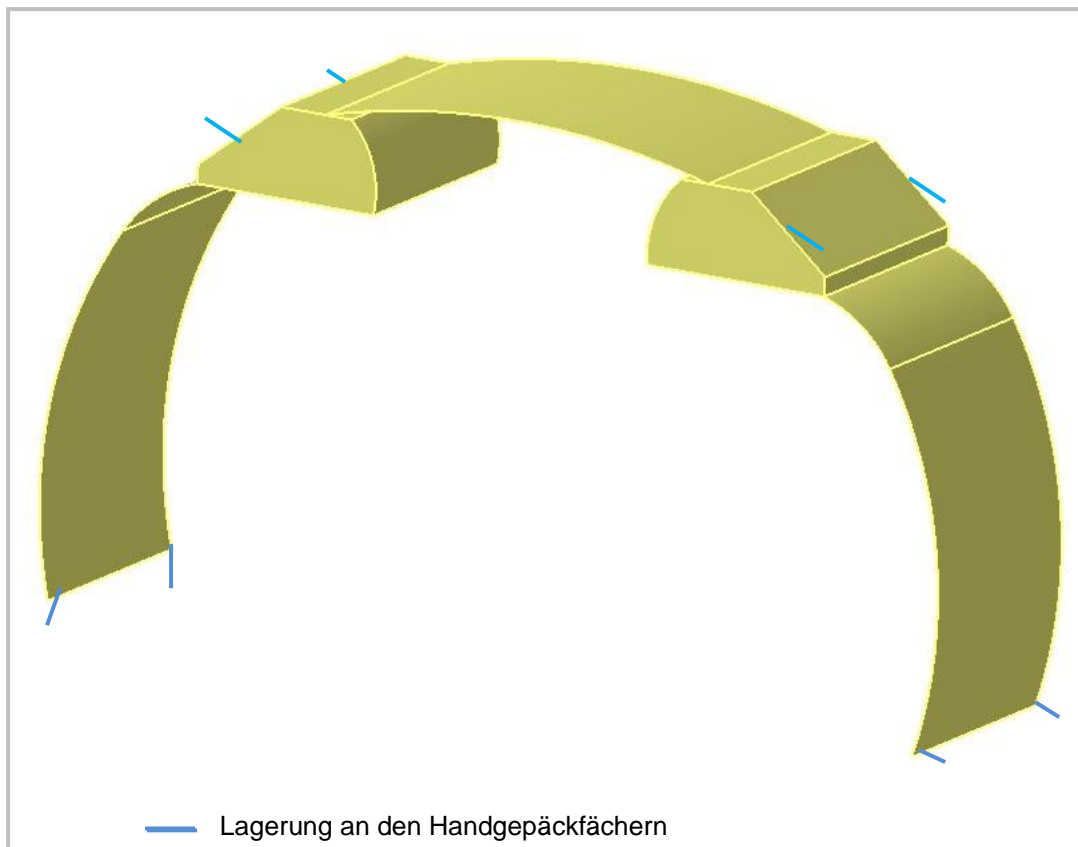


Abb. 3-3: Konzept 2: rumpfüberspannender Kabinenring

Mit diesem Konzept soll ein Ein- und Ausbau der Kabinenkomponenten durch die Tür noch möglich sein. Jedoch ist die größte konventionelle Tür, die in Passagierflugzeugen im Kabinenbereich verbaut ist, die Typ A Tür. Diese ist nach CS 25.807 1,83 m hoch und 1,07 m breit [14]. Damit ist die Tür niedriger als die Kabinenhöhe. Dieser Höhenunterschied wird jedoch in dieser Arbeit nicht betrachtet, aber eine Lösung über einen Klappenmechanismus wäre vorstellbar. Auch gewährt die Breite der Tür nur den Platz für Komponenten mit einer Länge von einem Spantabstand. Wie oben schon genannt, wird jedoch wegen der Ähnlichkeit zur konventionellen Kabine eine Länge von zwei Spantabständen ausgewählt.

Konzept 3: Kabinencontainer

Der Kabinencontainer ist ein einzelnes Bauteil über eine größere Strecke. Dabei kann die Strecke bis zu der Gesamtlänge der Flugzeugkabine lang sein. In dieser Arbeit wird die Länge auf acht Spantabstände begrenzt. Die Bauweise dieses Konzeptes ist wie auch das Konzept 2 zusammenhängend, nur dass dieses in Rumpfrichtung länger aufgebaut ist. Zusätzlich ist hier ein eigener Kabinenboden integriert. Ein Modell dieses Konzeptes ist in Abb. 3-4 zu sehen.

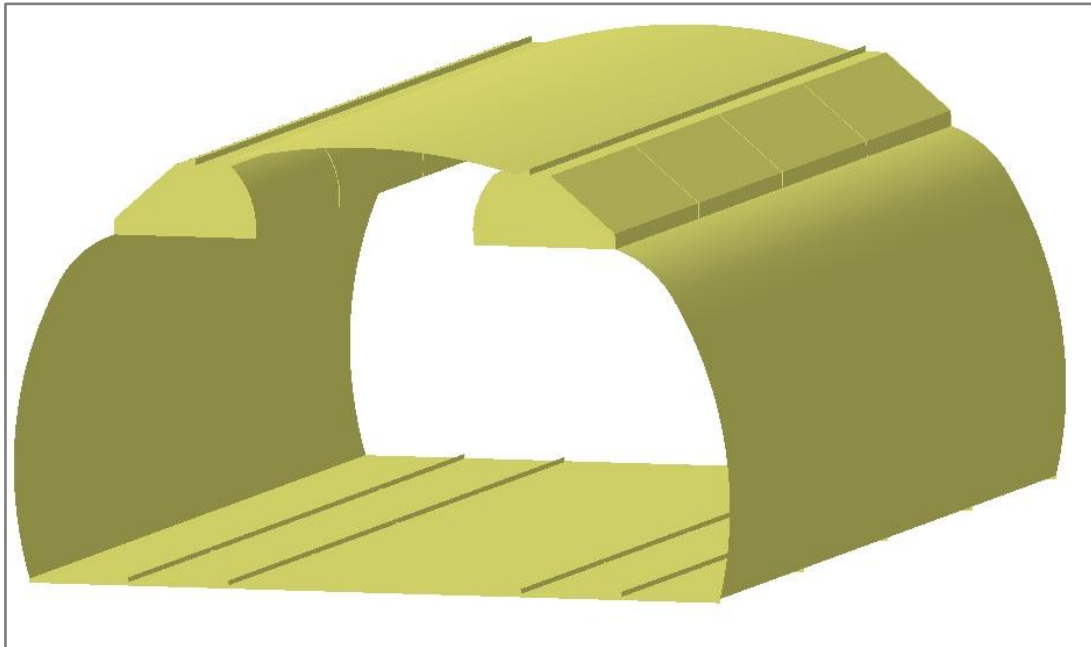


Abb. 3-4: Konzept 3: Kabinencontainer

Der Fußboden des Kabinencontainers ist auch mit einem Rahmen aus Profilen wie der Fußboden des Flugzeugrumpfes ausgestattet. Die Profile in Längsrichtung werden benötigt, damit die Passagiersitze, Bordküchen und Toiletten am Fußboden befestigt werden können. Quer zu diesen werden Profile benötigt, um den Rahmen des Kabinencontainerbodens zu versteifen. Dazwischen befinden sich Fußbodenplatten.

Die Lagerung des Kabinencontainers soll mit Längslagerungen (wie z.B. einem Führungswagen in Abb. 3-5) gelöst werden, so dass der Kabinencontainer über diese Längslager in der Kabine in Längsrichtung des Flugzeuges zum Ein- und Ausbau verschoben werden kann. Dieses Konzept wird verfolgt, da es ohne Unterstützung nicht mehr durch menschliche Kraft bewegt werden kann. Die Annahme des hohen Gewichts eines Kabinencontainers gründet darauf, dass er einerseits wesentlich länger als der Kabinenring ist und andererseits noch einen eigenen Fußboden besitzt. Dabei ist der Fußboden so steif aufgebaut, dass es die Passagiere tragen kann. An den Enden eines Kabinencontainerabschnittes muss der Container in seiner Position arretiert werden, damit er bei Flugbewegungen nicht verschoben werden kann. Die Führungsschienen werden sowohl oberhalb als auch

unterhalb des Kabinencontainers angebaut. Einerseits verlaufen sie an der ehemaligen Position der Sitzschienen und andererseits zwischen Handgepäckfächern und den Spanten des Rumpfes. Die Führungsschienen der Längslager an den Handgepäckfächern haben denselben Grund wie die Lagerung des Konzept 2: rumpfüberspannender Kabinenring, nämlich dass die Lasten der beladenen Gepäckfächer direkt in den Rumpf geleitet werden, um die Gefährdung der Passagier durch Einstürzen des Kabinencontainer auszuschließen, um der CS 25.601 zu entsprechen.

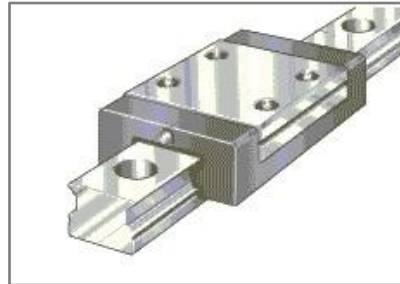


Abb. 3-5: Führungswagen [37]

Bei der Erstausrüstung kann dieses Konzept vor dem Zusammenbau der Flugzeugrumpftonnen in den Flugzeugrumpf integriert werden. Jedoch bedingt die Länge dieses Bauteiles, dass es als Ganzes auf keinen Fall durch die Tür aus der Kabine entfernt werden kann. Deswegen wird für eine gewünschte Rekonfiguration ein Flugzeug benötigt, welches ein Frachttor im Kabinenbereich besitzt, wie es im Frachtbereich üblich ist. Alternativ zum Frachttor wäre auch eine Bugladeklappe, wie es die Boeing 747 Frachter aufweist, oder ein zu öffnendes Heck, wie bei der Boeing Dreamlifter vorhanden, vorstellbar, um den Container ohne Zerlegung des Rumpfes austauschen zu können.

4 FEM-Theorie und Pre-Processing

Am Computer können Konstruktionen von dreidimensionalen Modellen generiert werden. Dieses geschieht über CAD (*computer aided design*) Programme. Diese Konstruktionen sind für die spätere Berechnung über FEM (Finite Elemente Methode) nötig, da diese Modelle über Schnittstellen übertragen werden können. Auf dem Markt gibt es eine Vielzahl an CAD Programmen. Für diese Arbeit wird CATIA V5 R16 von Dassault Systèmes verwendet. Die Modellierung wird im *Generative Shape Design* durchgeführt. Diese Modellierungsumgebung ermöglicht Flächenmodelle zu erstellen, weil die spätere Berechnung in FEM mit Schalenelemente durchgeführt werden soll. Diese Schalenelemente benötigen nur die Mittelebene der Bauteile. Die Übertragung der Daten in die FEM erfolgt über ein herstellerunabhängiges Datenformat IGES (*initial graphics exchange specification*), da dieses Format sowohl von dem CAD Programm als auch von dem Preprozessor des FEM Programmes unterstützt wird.

4.1 FEM mit Nastran/Patran

Die Berechnung erfolgt mit der FEM, da mit den klassischen analytischen Berechnungsmethoden nur einfache Fälle an Formen, Lasten und Lagerungen möglich sind. Daraus ergeben sich häufig nur geringe Ähnlichkeiten mit den tatsächlichen Lasten [29]. Die Alternative zu diesen analytischen Berechnungsmethoden sind die Berechnungen mit numerischen Ansatzfunktionen zum Lösen von Randwertproblemen [17]. Eine dieser numerischen Berechnungsmethoden ist die Finite Elemente Methode. Damit lassen sich komplexe Verformungen abbilden. Dabei wird das Bauteil in infinitesimale kleine Teilbereiche (Knoten) aufgelöst, dessen Auflösung die Vernetzungsdichte ist. Mit Hilfe der Finiten Elemente Methode können die durch die Belastungen hervorgerufen Knotenverschiebungen berechnet werden. Dabei ist zu bedenken, dass auch mit Hilfe der FEM nur eine modellhafte Darstellung der Realität gemacht wird. Damit ist das Ergebnis abhängig von dem Abstraktionsgrad der Realität der Lasten, Lagerungen, Materialien und Strukturformen.

Mit Hilfe der FEM können vielfältige Problemstellungen von der statischen Verformung bis hin zur Eigenschwingung oder Temperaturexpansion gelöst werden. Bei der rechnergestützten Lösung gibt es jedoch für jedes dieser Problemkategorien spezifische Solver, die speziell für diese Problemstellung optimiert sind. Für diese Arbeit reicht die lineare statische Berechnung aus. Diese linear statische Berechnung besitzt nur hinreichende Genauigkeiten bei kleinen Verformungen und kann keine dynamischen Lasten darstellen.

Hierfür wird MSC Nastran 2010.1, von der Firma MSC Software, verwendet, welches ein universeller Solver ist. Da MSC Nastran jedoch nur die Berechnung (*Solving*) übernimmt, ist ein Pre- und Postprozessor, der die Eingaben und Ausgaben in einer graphischen Oberfläche darstellt, für die Bearbeitung erleichternd. Dafür wird hier MSC Patran 2010.1.2. 64 Bit genutzt.

In dieser Oberfläche können die Geometrie definiert werden oder CAD Daten eingelesen werden. In der Definition können Materialeigenschaften, Materialaufbau, Lasteinwirkungen, Vernetzung und die Typenauswahl der Berechnungselemente bestimmt werden. Diese Daten werden in einer Datei abgespeichert, die MSC Nastran auslesen kann. Damit kann Nastran die numerische Rechnung durchführen. Das Rechenergebnis wird einerseits in eine direkt lesbare Textdatei und andererseits in einer Datei, die MSC Patran auslesen kann, ausgegeben. Dieses wird für die Nachbearbeitung benötigt, da die berechneten Ergebnisse ausgewertet werden müssen. Als Auswertungsoption für die errechneten Spannungen und Verformungen stehen verschiedene graphische Verläufe zur Auswahl.

Im Vorfeld werden nun die Definitionen in Materialauslegung, Lagerung und Lasten behandelt, die für alle Modellvarianten gleich oder ähnlich sind, um dann im Anschluss die Besonderheiten und Detaillierung der einzelnen Modelle zu beschreiben.

4.2 Vorbetrachtungen zur Modellierung

Die FEM bietet eine Vielzahl an Elementen, die die dimensional Abstraktionen in unterschiedlichen Komplexitäten darstellen können. Die Abstraktion kann ein-, zwei-, oder drei dimensional sein. Dabei sollte auf die gestaltungsbestimmenden Dimensionen geachtet werden [19]. Da die gesamte Verkleidung einer Flugzeugkabine wie eine Schale aufgebaut ist, ist eine zweidimensionale Abstraktion ausreichend. Einzelne Balken können zusätzlich als eindimensionale Körper abstrahiert werden. Wegen der geringen Wandstärken im Verhältnis zu den Flächen der Bauelemente wird auf volumetrische Körper bei der CAD Modellierung verzichtet. Zusätzlich haben die Schalenelemente den Vorteil, dass ihre Berechnung im Bezug zu Volumenelementen wesentlich schneller geht.

Eindimensionale Körper haben nur eine Ausdehnung in eine Richtung, wie z.B. ein Träger. Ihre Profilform wird dabei in den Eigenschaften hinterlegt. Diese Stab- und Balkenelemente werden nur bei den Stützstreben und bei der nachträglichen Bearbeitung des Rumpfes, um die Schienenführung einzufügen, verwenden. Der Rest des Modells wird vollständig mit Schalenelementen aufgebaut.

Die Wandstärke dieser Schalenelemente wird in den Eigenschaften hinterlegt. Die Berechnung mit Schalenelementen ist dabei hinreichend genau, da die Elemente als dünn anzunehmen sind und damit die Verformung über Schub bei diesen Elementen noch als relativ gering anzunehmen ist. Deshalb kann diese Verformung über die Schubkorrekturfaktoren mit Schalenelementen hinreichend genau abgebildet werden. Die Schalenelemente in Nastran sind prinzipiell als Mindlin-Reissner-Schale konzipiert. Nur bei sehr dünnen Elementen konvergieren diese Elemente zur numerischen Lösungen der Kirchhoff'schen Theorie [19]. Es ist auch möglich, über das nicht Besetzen der MID3 Eintrages auf die Kirchhoff'sche Berechnungstheorie umzuschalten [19].

Die Kirchhoff'sche Theorie geht dabei von einer schubstarreren Platte aus, die Mindlin-Reissner geht von einer schubweichen Verformung aus. Diese Verformung sind vereinfacht an einem Balken in Abb. 4-1 zu sehen. Dabei bleibt bei der schubstarreren Verformung der Querschnitt eben und bei einer schubweichen Verformung wird dieser verformt.

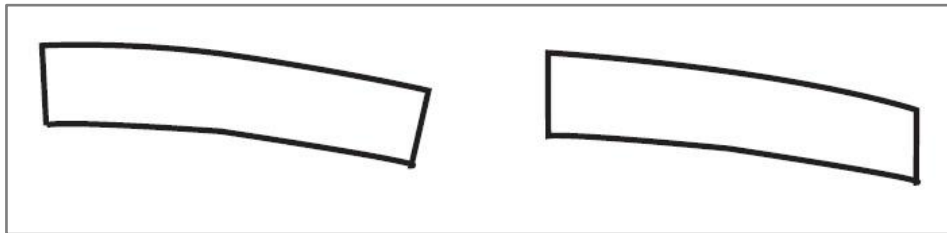


Abb. 4-1: Schubstarre (links) und schubweiche (rechts) Balkenverformung [40]

Als Varianten dieser Schalenelemente gibt es in Nastran TRIA und QUAD Elemente. TRIA Elemente sind eine Vernetzung aus dreiseitigen und QUAD aus vierseitigen Elementen. TRIA Elemente haben höhere Steifigkeiten, besonders in der Ebene [29]. QUAD Elemente, die die meiste Verwendung finden, sind CQUAD4, CSHEAR, CQUADR und CQUAD8 Elemente [29]. CQUAD4 Elemente besitzen vier Knoten und sind Elemente für ebene Platten. Sie sind das Standardelement für vierseitige Vernetzungen. CQSHEAR sind Elemente mit vier Knoten und betrachten nur Belastungen in Schubrichtung und externe Kräfte. Sie werden oft für die Analyse der Flugzeugstruktur verwendet. CQUAD8 Elemente besitzen vier Eckknoten und vier weitere Knoten zum Umranden der Kontur. Sie sind gut für einfach gekrümmte Flächen. Jedoch besitzt keines der zuvor genannten Elemente Steifigkeiten in Drillrichtung. Dieses hat als vierseitiges Schalenelement nur das CQUADR Element [29]. Da CQUADR Element keine Funktion besitzen, die Mittelebene bei der Dickendefinition rechnerisch zu versetzen (*Offset-Funktion*) und CQUAD8 Elemente nach der Beschreibung von MSC Software keine häufige Verwendung finden [30], wird für Schalenelemente ausschließlich das geläufige CQUAD4 Element definiert.

Für eindimensionale Elemente gibt es in Nastran CROD, CBAR und CBEAM Elemente. CROD Elemente sind Stabelemente. CBAR und CBEAM beschreiben Balkenelemente, wobei die neutrale Achse und der Schubmittelpunkt der Balken übereinstimmen müssen, wenn CBAR Elemente genutzt werden. Auch eine Verwölbung des Elementquerschnittes ist nicht darstellbar. Diese Einschränkungen gelten für das CBEAM Element nicht. In dieser Arbeit werden für symmetrische Balken das CBAR Element und für komplexere Geometrieformen das CBEAM Element genutzt.

Die Vernetzung erfolgt automatisiert mit Hilfe der in Patran zur Verfügung gestellten unterschiedlichen Vernetzungstechniken (ISOMESH, PAVER, HYBRID). Dabei wird darauf geachtet, dass die vernetzten Elemente in dem von Nastran vorgegebenen Bereich einer optimalen Form (Seitenverhältnis, Verzerrung, Schräglage) entsprechen, wobei ISOMESH bei quadratischen Formen verwendet wird und PAVER und HYBRID bei unregelmäßigen Formen, die in dieser Arbeit nur an den Versteifungen und Enden der Handgepäckfächer auftreten, wie in Abb. 4-2 zu sehen ist.

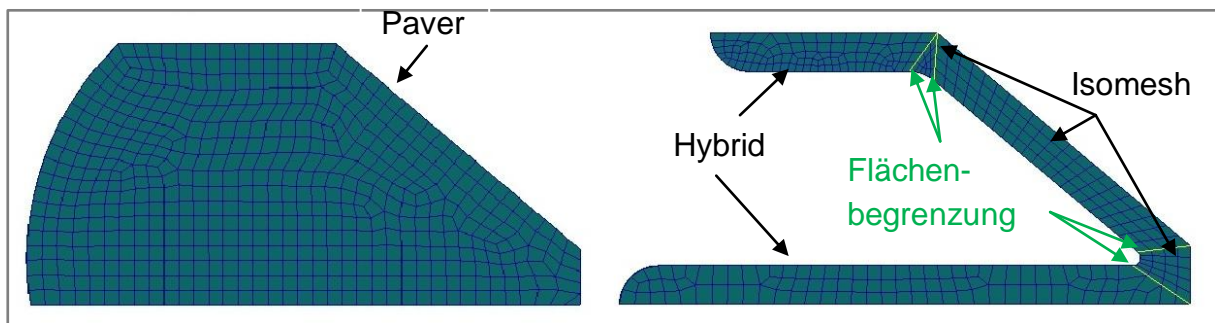


Abb. 4-2: Vernetzung der seitlichen Enden (links) und der Versteifungen (rechts) der Handgepäckfächer

Vor dem Vernetzen wird bei kreuzenden Flächen darauf geachtet, ob die berührenden Kanten in beiden Elementen vorhanden sind, diese also in sich geschlossen sind (*Manifold Topology*). Wenn dieses nicht der Fall ist, sind die Flächen ohne Nachbearbeitung nach der Vernetzung nicht miteinander verbunden. Deswegen müssen Flächen, die von einer anderen Fläche berührt oder geschnitten werden, in zwei Einzelflächen aufgebrochen werden, wie es in Abb. 4-3 zu sehen ist. [32].

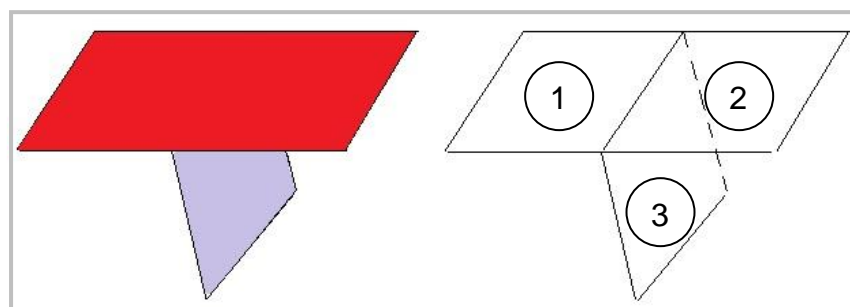


Abb. 4-3: Bearbeitung des Modelles für geschlossene Elemente [32]

Bei der Vernetzung ist es möglich, dass an den Kanten, an denen mehrere Flächen angrenzen, Knoten doppelt erzeugt werden. Diese doppelten Knoten müssen gelöscht werden (*Equivalence*), weil Nastran bei der Berechnung zu keiner eindeutigen Lösung kommt, da an den doppelten Knoten Singularitäten auftreten. Auch wird überprüft, ob die Flächennormalen im gesamten Element in dieselbe Richtung zeigen, da sonst z.B. bei Flächenlasten bei wechselnden Oberseitendefinitionen fehlerhafte Ergebnisse erzielt werden.

Zusätzlich zur Auswahl der Elemente und ihrer Bearbeitung sind für das Preprozessing auch die Materialdefinitionen und die Lastfälle, die über die Lagerungsdefinition und die Belastungen definiert werden, notwendig, um eine erfolgreiche Berechnung zu ermöglichen. Die Definitionen, die für alle Modellierungen gelten, werden im Folgenden betrachtet.

4.2.1 Materialkennwerte

Flugzeugstrukturen bestehen heutzutage aus verschiedenen Materialien. Die ursprüngliche Bauweise eines Großraumpassagierflugzeugs besteht aus Metall mit einem großen Aluminiumanteil. Sie besitzen aber auch Titan- und Stahlanteile [35]. Im Laufe der Jahre erhöhte sich im Flugzeugstrukturbereich in Verhältnis zum reinen Metallanteil der Verbundanteil. Die neuen Flugzeuge A350 oder B787 bestehen zu mehr als die Hälfte aus Faserverbundmaterial [24]. Da die Struktur des Flugzeuges in dieser Arbeit keinem realen Rumpf entspricht, wird vereinfacht die gesamte Flugzeugstruktur mit Aluminium ausgelegt.

Für die Auslegung der Dicke der Kabinenelemente wird die Beeinflussung der Kabinenelemente auf die Rumpfstruktur nicht berücksichtigt. Deswegen wird für diesen Punkt der Flugzeugrumpf als steif beschrieben. Dieses wird erreicht, indem der Flugzeugrumpf einen Elastizitätsmodul zugewiesen bekommt, der für ein reales Material zu hoch wäre. In dem Modell wird das eigentliche Aluminium durch ein hypothetisches Material mit ein Elastizitätsmodul von 700000 GPa ersetzt. Mit diesem Elastizitätsmodul sind die Verformungen des Rumpfes so gering, dass der Rumpf quasisteif ist. Für die spätere Betrachtung des Flugzeugrumpfes wird wieder der Elastizitätsmodul von Aluminium von 70 GPa der Struktur zugewiesen.

Die Kabinenelemente der Referenzkabine sind mit dem Materialaufbau beschrieben, der der realen Gesamtmasse mit den äußeren Abmessungen entspricht (siehe Kapitel 4.3.2). Die neuen Kabinenkonzepte werden sich in ihrer Auslegungen an den, bei dieser Referenzkabine entstandenen, Verformungen orientieren.

Die Materialien der Kabinenkomponenten bestehen überwiegend aus Kunststoffverbunden, die mit Fasern verstärkt werden. Dabei müssen sämtliche Materialien in der Kabine den Luftfahrvorschriften nach CS 25 Appendix F entsprechen, welche besagen, dass die verwendeten Materialien selbsterlöschend sein müssen. Das heißt, dass sie nach wenigen Sekunden nach Entfernen einer

Feuerquelle von alleine erlöschen müssen. Zusätzlich sollte bei den Materialien im Brandfall die Hitze- und Rauchentwicklung gering ausfallen und nur wenige Tropfen durch das Schmelzen des Materials erzeugt werden [14], da durch die herabfallenden Tropfen neue Feuerquellen und schwere Verletzungen entstehen können. Dabei können jedoch auch Materialien verbaut sein, die alleine nicht vollständig die Brandanforderungen erfüllen, solange diese entsprechend starke Schutzschichten besitzen, die im Versuch nachgewiesen sind, dass diese als Verbund die Brandanforderungen erfüllen.

Die Kunststoffverbunde in der Kabine sind überwiegend als Sandwich, aus je zwei Deckschichten aus Laminat und einer Kernschicht, aufgebaut [34]. Die zwei Deckschichten sind an der Ober- und Unterseite mit dem Kernmaterial verklebt. Dabei sind normalerweise die Deckschichten sehr viel dünner als die Kernschicht.

Die Kernschicht besteht aus einem sehr leichten Material, dessen Aufgabe darin besteht, die steifen Deckschichten auf Abstand zu halten. Damit wird die Biegesteifigkeit des Sandwiches stark erhöht, ohne dass die Kernschicht mit ihren Materialeigenschaften darauf starken Einfluss nimmt. Der Kern nimmt lediglich die Schubspannungen der Biegebelastungen auf und gibt mit den Eigenschaften des Kerns die Druckfestigkeit des Materials vor.

Der Materialaufbau eines Sandwiches ist dabei sehr variantenreich. In der Kabine wird üblicherweise ein Laminat als Deckschicht verwendet. Als Kern sind hier Wabenkerne oder Schäume verbreitet. Wabenkerne sind Hexadiagonal geformte Zellen, die miteinander verbunden sind. Damit sehen sie aus wie eine Honigwabe. Durch diese Form besitzen sie ein orthotropes Materialverhalten. Das bedeutet, dass sie drei unterschiedliche Orientierungen in ihrer Festigkeit besitzen. Üblich für die Flugzeugkabine ist ein Wabepapier aus Aramid getränkt mit Phenolharz (Polyamid-Wabe). Bei Kernen kleiner als 6,4 mm sind Wabenkerne technisch nicht günstig herstellbar [35] weswegen dann Schäume Verwendung finden. Als Ausnahme hiervon befindet sich im Seitenwandpaneel ein Wabenkern, obwohl dieses dünner ist als 6 mm.

Die Lamine, welche die Deckschicht bilden, bestehen aus Fasern und Matrix. Die Fasern tragen die Belastungen in Faserrichtung und die Matrix gibt die Beschaffenheit der Oberfläche vor und hält die Fasern zusammen. In dieser Arbeit werden sämtliche Lamine soweit vereinfacht, dass ihre Materialkennwerte zu einem Kreuzverbund zusammengefasst werden, d.h. dass das Laminat als Gewebe aus senkrecht zueinander angeordneteten Fasern angenommen wird. Die typische Dicke einer Lage dieses Verbundes ist bei den Materialien, die in dieser Arbeit verwendet werden, konstant 0,25 mm. Dabei ist bei einer Verwendung von mehr als einer Lage die äußerste Deckschichtlage im Winkel von +/- 45° zur Hauptbelastungsrichtung zu wählen [35]. Bei mehreren Lagen werden die Lagen um 45° zur nächsten Lage versetzt in den Materialeingaben definiert.

Für diese Arbeit werden die in Tab. 2 aufgeführten Materialdaten verwendet. Für die Flugzeugstruktur wird, wie oben schon genannt, Aluminium verwendet. Das Laminat besteht aus einem Glasfasergewebe mit Phenolharz oder Epoxidharz. Epoxidharz darf wegen den Brandanforderungen nicht in der äußersten Deckschicht vorhanden sein, die in Richtung Kabineninnenraum zeigt. Da die beiden Gewebevarianten sehr ähnlich von den Materialkennwerten sind, wird aufgrund des Fehlens von Kennwerten des Phenolharzgewebes mit dem Epoxidharzgewebekennwerten gearbeitet.

Bei der Definition des Wabenkernes wurde eine Querkontraktionszahl von 0,3 angenommen, da dies den Mittelwert der Herstellerangaben zwischen 0,1 und 0,5 [20] bildet.

Die in der Tabelle fehlenden Kennwerte wurden als sehr klein angenommen, da die verwendeten Materialien in dieser Richtung kaum Belastungen im Verbund aufnehmen. Dementsprechend werden für die FEM Analyse sehr kleine Werte eingegeben (1 bzw. 0,001).

Tab. 2: Materialauswahl

Material	Aluminium (2024 T3) [21] Isotrop	Phenolharz getränktes Glasfaser- gewebe (7781-8HS) [21] Kreuzverbund	Epoxidharz getränktes Glasfaser- gewebe (7781-8HS) [21], [22] Kreuzverbund	Polyamidwabe (HRH10-1/8- 6.0) [20], [21] 3d Orthotrop
$E_{1,2}$ [N/mm ²]	70000	20000	20000	-
E_3 [N/mm ²]	70000	-	-	400
ν_{12} [-]	0,33	0,13	0,13	0,3
ν_{23}, ν_{31} [-]	0,33	-	-	-
G_{12} [N/mm ²]	-	-	4200	-
G_{23} [N/mm ²]	-	-	-	85
G_{31} [N/mm ²]	-	-	-	50
ρ [t/mm ³]	$2,7 \cdot 10^{-9}$	$1,9 \cdot 10^{-9}$	$1,9 \cdot 10^{-9}$	$9,6 \cdot 10^{-11}$
σ_{max} [N/mm ²] Zug/Druck	270	400/360	600/550	7,7 ₍₃₎
τ_{max} [N/mm ²]	-	-	55	3,5 ₍₂₃₎ /1,9 ₍₃₁₎

Nastran kann für isotrope Materialien den Elastizitätsmodul, den Schubmodul und die Querkontraktionszahl nach der Formel (4.1) ineinander umrechnen, so dass nur zwei von den drei Parametern angegeben werden müssen [29].

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (4.1)$$

Die Einheiten bei der Materialeingabe müssen bei Patran/Nastran konsistent zueinander sein, da dieses Programm keine Hintergrundinformationen über die Einheiten hat und deswegen Inkonsistenzen nicht erkennen kann [29]. Die Längenabmessungen sind in Millimeter konstruiert und die Belastungen werden in Newton angegeben. Die Zeit wird in Sekunden dargestellt. Daher muss in Nastran die Masse in Tonnen angegeben werden, wie dieses in der Formel (4.2) zu sehen ist, da diese von den anderen Werten abhängig ist.

$$1 \text{ N} = 1 \cdot \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2} = 1 \cdot \frac{\text{t} \cdot \text{mm}}{\text{s}^2} \quad (4.2)$$

Die Einheit Masse wird bei der Eingabe der Dichte benötigt. Durch die Eingabe der Dichte kann in Nastran einerseits die Kraft aus dem Eigengewicht errechnet werden als auch mit dem Befehl: „PARAM, GRDPNT, 0“ im Bulk Data Eintrag die Gesamtmasse des Bauteiles in der Ausgabedatei mit angegeben werden [30].

4.2.2 Belastungen der Kabinenkomponenten

Die Koordinatenrichtungen sind wie folgt aufgebaut: Der Ursprung des rechtsgerichteten Koordinatensystems liegt im Mittelpunkt des Rumpfquerschnittes. Die x-Richtung dieses Koordinatensystems zeigt entlang der Flugzeuglänge in Flugrichtung. Die y-Richtung geht auf der Ebene des Rumpfquerschnittes nach außen und die z-Richtung zeigt nach oben.

In der Kabine sind einerseits einzelne Kraftstöße von 1300 N zu betrachten, die unsachgemäßen Umgang mit den Kabinenelementen darstellen sollen, wie es bei den Anforderungen in Kapitel 3.2 beschrieben ist.

Andererseits müssen die Belastungen der Kabinenbauteile die Notlandebeschleunigung nach CS 25.561 (Tab. 1) ertragen, die dann auf die Struktur einwirken. Dabei entsprechen diese Lasten den Maximallasten, die diese Bauteile standhalten müssen. Zusätzlich dürfen sich die Komponenten dabei nicht so stark verformen, dass sie eine Evakuierung behindern würden. Dabei ist die Beschleunigung in rückwärtige Richtung zu vernachlässigen, da die Beschleunigung vorwärts (x-Richtung) stärker ist und die verwendeten Kabinenmodelle entlang des Flugzeuges alle symmetrisch aufgebaut sind. Dieses gilt auch für seitliche Belastungen, die man in Kraftstöße nach außen und innen aufteilen kann. Diese

Belastung ist antimetrisch auf einem symmetrischen Aufbau. Das bedeutet, dass eine Belastungsrichtung, welche von außen auf das Kabinenelement einwirkt, auf der anderen Seite der Kabine die innere Belastungsrichtung ist. Deswegen wird seitlich nur eine Krafrichtung betrachtet.

Die Notlandebeschleunigungen teilen sich in Eigengewicht, Lasten an der Unterseite der Handgepäckfächer (Anbauten wie PSU, Notsauerstoff, IFE, u.a.) und Lasten in den Handgepäckfächern (Gepäck). Das Eigengewicht kann aus der Geometrie, Dichte und den Beschleunigungen bestimmt werden. Das Handgepäckstaufach mit einer Länge von vier Spantabständen darf in einem A320 nur mit 76 kg Gepäck beladen werden. Zusätzlich muss ein Gewicht für Anbauten unter dem Handgepäckstaufach abgeschätzt werden: Dieses beträgt in dieser Arbeit 24 kg.

Die Beschleunigung wird in Patran eingetragen (*Inertial Load*). Dabei müssen für die unterschiedlichen Lastfälle jeweils die Beschleunigungen und die Orientierungsrichtung angegeben werden. Mit Hilfe der Geometrie und der Dichte berechnet Nastran daraus selbstständig die Belastungen. Dabei soll die Flugzeugstruktur keine Belastung auf die Kabinenkomponenten aufbringen, da auch alle anderen Belastungen von außen nicht betrachtet werden. Aus diesem Grund wird die Dichte bei allen Flugzeugstrukturbauteilen nicht angegeben, damit ihre Masse bei den Beschleunigungen nicht berücksichtigt wird.

Sowohl für die Belastung an der Unterseite als auch innerhalb der Handgepäckfächer wird eine Gesamtlast auf eine angegebene Fläche approximiert. Für die Lasten müssen die Gewichte mit der Erdbeschleunigung (9810 mm/s^2) und dem Lastenvielfachen der Beschleunigung multipliziert werden. Diese Kräfte können einerseits auf eine Flächenlast umgerechnet werden, wobei die zu belastende Fläche herangezogen werden muss, und die dann als Druck (*Pressure*) auf das Modell aufgegeben wird. Andererseits kann die Kraft auf die Elemente der Fläche aufgebracht werden, die belastet werden soll (*Total Load*). Patran verteilt dann diese Last gleichmäßig auf die Knoten auf [31]. Bei der Eingabe eines Drucks ist die Kraft immer senkrecht zur Fläche. Die Kraft, die von Patran auf die Fläche aufgeteilt wird, wird nach einem Koordinatensystem ausgerichtet und definiert. In dieser Arbeit werden die Lasten mit „*Total Load*“ definiert, da so eine Lastrichtung in Beschleunigungsrichtung gewährleistet ist.

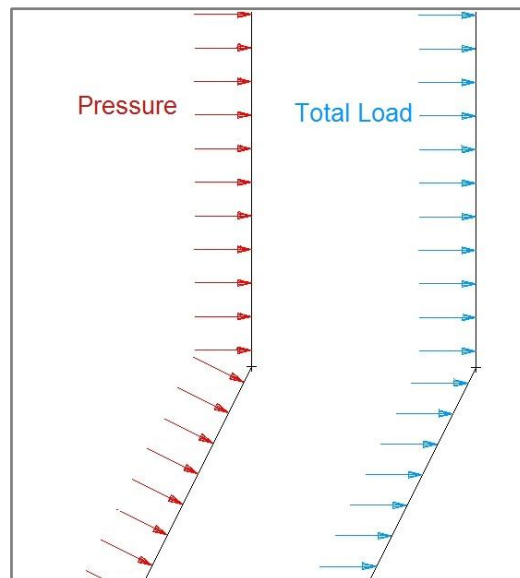


Abb. 4-4: Lastauftragung mit *Pressure* und *Total Load*

Die Lastverteilung in Nastran über „*Total Load*“ wurde mit drei Testmodellen überprüft. Dabei wurde in einem Fall eine Last über „*Total Load*“ aufgebracht. Die zwei weiteren Modellen wurden mit unterschiedlichen Einzellastverteilungen zum Vergleich dargestellt. Dabei wurde untersucht, welche Lastverteilung den „*Total Load*“ entspricht, um die genauen Eigenschaften dieser Lasteinleitung aufzuweisen. Folgende Varianten werden betrachtet:

- Variante 1: Total Load 900N auf 3x3 Elemente
- Variante 2: Einzellast von 56,25 N auf 4x4 Knoten
- Variante 3: Aufteilung der 900 N auf 4x4 Knoten, abhängig von der Anzahl angrenzender Elemente (siehe Abb. 4-5)

Das bedeutet, dass in Variante 1 auf neun Elemente eine „*Total Load*“ Last von 900 N aufgebracht worden ist. Diese neun Elemente befinden sich mittig und quadratisch auf dem Testmodell. Damit besitzen diese neun Elemente gemeinsam 16 Knoten. Auf diesen 16 Knoten wurde in Variante 2 1/16 der 900 N pro Knoten als Einzellast aufgegeben. Als dritte Variante wurden die angrenzenden Elemente an den Knoten gezählt. Dabei bekommt der Knoten 25 N pro angrenzendes belastetes Element, so dass mittige Knoten 100 N als Einzellast bekommen, seitlich 50 N und die Knoten an den Ecken 25 N. Bei der Überprüfung der Ergebnisse der drei Testmodelle stimmen die Belastungen über „*Total Load*“ mit der letzteren Modellierungsvariante exakt überein.

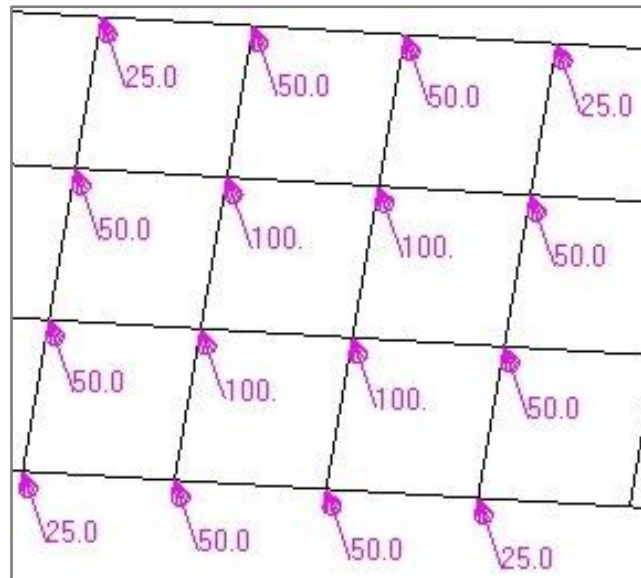


Abb. 4-5: Überprüfung „Total Load“ mittels Einzellasten

Das Konzept des Kabinencontainers muss zusätzlich Lasten über den Fußboden aufnehmen, deswegen müssen die Lasten, die auf den Fußboden einwirken, bei allen Konzepten betrachtet werden, um eine konsistente Vergleichbarkeit zu gewährleisten. Die Kraft wird vereinfacht als gleichmäßig verteilte Flächenlast angenommen. In Realität ist die Verteilung wegen der Bordküchen, Toiletten und der unterschiedlich schweren Passagieren nicht gleichmäßig. Zusätzlich nehmen die Sitzschiene mehr Lasten auf als die Fußbodenplatten, da an den Sitzschiene die Sitze befestigt sind. Jedoch wird diese Annahme für diese Berechnung angewendet, da die eigentliche zu betrachtende Systemgrenze die Flugzeugverkleidung sein soll.

Das Gewicht eines besetzten Sitzplatzes wird abgeschätzt aus dem Gewicht einer mittelschweren Person und dem Gewicht des Stuhles. Es wird bei dieser Abschätzung von der Economy Klasse ausgegangen. Der Mittelwert des Gewichtes eines amerikanischen Mannes beträgt 82,2 kg [33] und das des Stuhles 11 kg [26]. In der Breite der Kabine wird eine Verteilung von sechs Sitzen definiert. Deswegen ergibt dieses ein Gesamtgewicht pro Sitzreihe (halbe Kabinenbreite) von 279,6 kg. Eine Sitzreihe besitzt einen Abstand von 770 mm zu der nächsten Reihe. Die Gesamtlänge des modellierten Modelles beträgt 2133,6 mm. Daraus lässt sich nach Gleichung (4.3) eine Masse für den gesamten modellierten Fußboden berechnen.

$$m_{ges} = \frac{m \cdot l_{Modell}}{l_{Abstand\ Sitze}} = \frac{279,6\text{ kg} \cdot 2133,6\text{ mm}}{770\text{ mm}} = 775\text{ kg} \quad (4.3)$$

Aus dieser Gesamtmasse lässt sich mit der Erdbeschleunigung zusammen mit den einzelnen Lastenvielfachen die einwirkenden Kräfte bestimmen.

Die einzelnen Lasten sind spezifisch für die einzelnen Lastfälle in Tab. 3 aufgelistet. Dabei gelten die Kräfte für alle Kabinenvarianten. Die Lasten aus Anbauten und Gepäck sind für ein vier Spantabstand langes Bauteil definiert. Da in der Berechnung von allen Konzepten ein Kabinenausschnitt von einer Länge von vier Spantabständen dargestellt wird, gelten alle Belastung für alle Bauvarianten.

Tab. 3: Lasten der Kabine

	Lasten- viel- faches [14]	Beschleu- nigungen [mm/s ²]	Last von 24 kg der Anbauten [N]	Gepäcklast von 76 kg [N]		Last auf den Fußboden [N]
		Interior Load	Total Load	Total Load		Total Load
Aufwärts (z)	3	29430	706	außen	762,8	22800
				mittig	1125,2	
				innen	349,0	
Vorwärts (x)	9	88290	2119	6710		68400
Seitwärts (y)	3	29430	706	oben	1625	22800
				unten	612	
Abwärts (-z)	6	58860	1413	4473		45600
Erdanzieh- ungskraft	1	9810	235,4	745,6		7600

Die Belastungen des Gepäcks auf das Handgepäckfaches sind in aufwärtiger Richtung und seitwärtiger Richtung nicht gleichmäßig, da das Handgepäckfach dort keine geraden Flächen besitzt, auf der die Belastungen angreifen. Bei einer gleichmäßigen Lastaufteilung auf alle Knoten, bekommen die Knoten auf den schrägen Flächen zu viel Kraft, da einerseits sich das Volumen des Gepäckfaches an diesen Schrägen verringert und damit die Masse des Gepäcks abnimmt und andererseits mehr Knoten auf der schrägen Ebene bei gleicher Länge der Breite oder Höhe vorhanden sind. Der eine Fehler lässt sich durch das verringerte Volumen damit ausgleichen, dass das Handgepäckfach wie in Abb. 4-6 gezeigt in seitwärtiger Richtung in zwei Sektoren und in aufwärtiger Richtung in drei Sektoren aufgeteilt wird. Dabei werden die Gesamtkräfte des Gepäcks auf die Sektoren - abhängig von

dem Volumenanteil dieses Sektors - aufgeteilt. Der andere Fehler wird vernachlässigt.

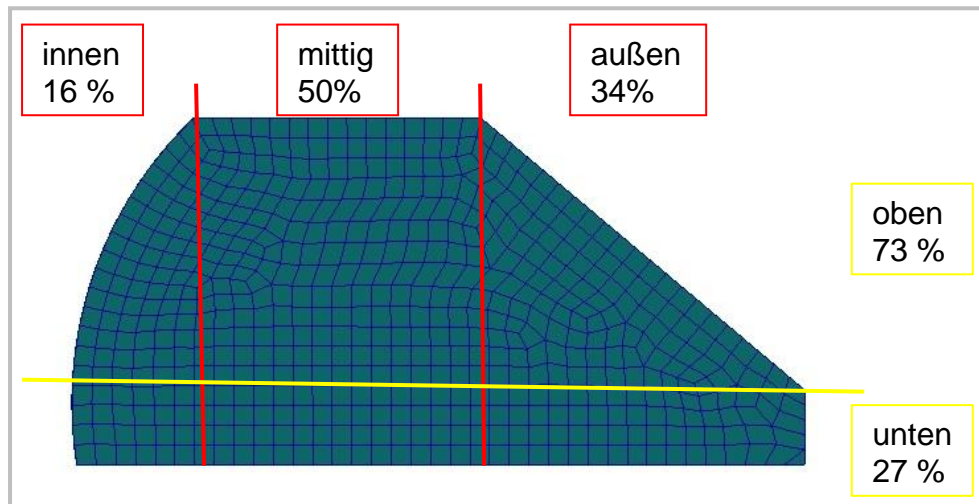


Abb. 4-6: Seitenwand der Handgepäckfächer

Zusätzlich wird die Belastung in vorwärtiger Richtung im Handgepäckfach näher betrachtet. Im Handgepäckfach liegt das Gepäck unbefestigt. Bei dem Laststoß bewegt sich das Gepäck nach vorne. Ein Teil des Gepäcks wird wahrscheinlich durch die Stützstreben im Handgepäckfach aufgehalten. Ein anderer Teil geht ungebremst in den nächsten Abschnitt des Handgepäckfaches. Diese Belastungsverteilung ist über eine lineare statische Berechnung nicht direkt darstellbar.

Entweder kann hierbei angenommen werden, dass bei einem vier Spantabstände langem Handgepäckfach, die Stützstreben die Hälfte der Belastungen aufnehmen und das Gepäck sich gegenseitig so weit blockiert, dass dieses nicht in die nächste Handgepäckfachhälfte fallen kann. Alternativ kann das vollständige Gepäck durch das Handgepäckfach durchfallen, ohne dass es von der Stützstrebe aufgehalten wird. Als Mittelweg kann auch angenommen werden, dass die Gesamtlast beider Handgepäckfachhälften gleichmäßig auf die Fläche der äußereren Seitenwand und die Stützstrebe aufgeteilt wird. Die letzte Variante wird für die Modellierung favorisiert.

Bei der Betrachtung einer missbräuchlichen Last, die zur Dimensionierung der neuen Kabinenkonzepte verwendet werden, wirken zeitgleich die Lasten mit einfacher Erdanziehungskraft abwärts auf die Kabinenkomponenten.

4.2.3 Allgemeine Lagerung der Modelle

Zunächst werden die allgemeinen Lagerungen, die für alle Modelle gelten, dargestellt. Im späteren Kapitel 4.3 werden die spezifischen Lagerungen der einzelnen Komponenten behandelt.

Die Lagerung der Kabinenbauteile erfolgt über Starrkörperverbindungen (*multi-point constraints*), die die Kräfte der Kabinenbauteile an die Flugzeugstruktur übergeben. Hierfür wird das RBE2 Element verwendet. Dabei ist das RBE2 Element ein unendlich steifes Element, welches keine relativen Verschiebung und Rotationen unter den verbundenen Elementen zulässt [12]. Dabei sind die Knoten, von denen die Belastungen ausgehen, die abhängigen Knoten, und die Knoten, die die Belastung aufnehmen soll, die unabhängigen Knoten. Dabei kann ausgewählt werden, welche Knotenverschiebungen in translatorischer und rotatorischer Richtung erlaubt werden. Es ist nicht möglich an einen Knoten mehrere unterschiedliche abhängige Knoten oder Lagerungen (*single-point-constrains*) zu definieren, da diese Definition Singularität hervorrufen würde.

Da Lagerungen Bereiche von mehreren Knoten überstrecken, erfolgt diese über mehrere parallele RBE2-Verbindungen. Ihre Verteilung wird von Patran automatisiert vorgenommen.

Bei einer FEM Berechnung reicht bei symmetrischen Bauteilen mit symmetrischen oder antimetrischen Lasten ein Modell einer Symmetriehälfte aus. Dieses reduziert die Rechen- und Bearbeitungszeit. Die Definition dieser Symmetrien erfolgt über die Lagerungsbedingungen an allen Knoten der Spiegelfläche. Es werden immer die Freiheitsgrade der Schnittfläche gesperrt, dessen Bewegungen bei einem vollständig verbundenen Element nicht möglich sind. Beispielhaft ist in Abb. 4-7 eine solcher symmetrischer Körper zu sehen, der in der Spiegelfläche durchtrennt ist. Für symmetrische Lasten sind die translatorische Bewegung normal zur Spiegelfläche und die rotatorischen Drehungen um die Achsen der Spiegelfläche gesperrt [30].

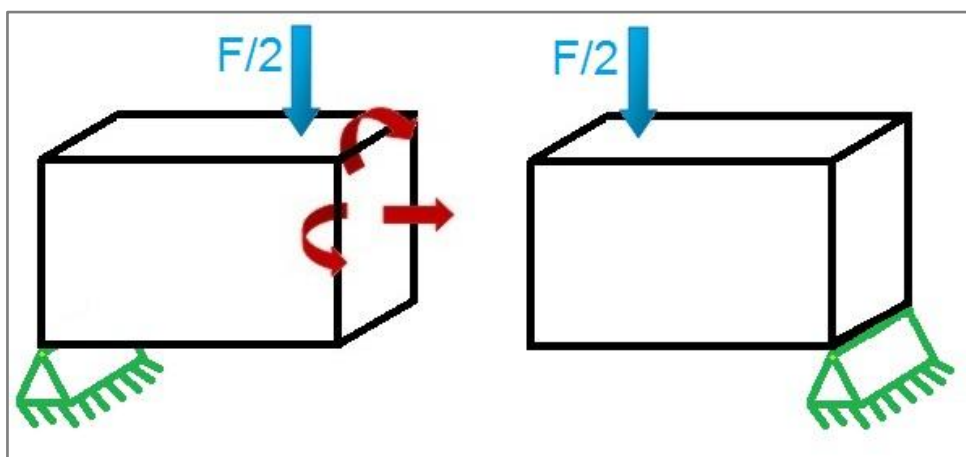


Abb. 4-7: gesperrte Freiheitsgrade (rot) eines halbierten Balkens mit beispielhaften symmetrischen Lasten und Lagerungen

Bei antimetrischen Lasten ist dieses umgekehrt. Hier sind die Bewegungen parallel zur Spiegelfläche und die Rotationen um die Spiegelflächennormale gesperrt. Die symmetrischen oder antimetrischen Lastfälle müssen bei der Modellierung dem passenden Lastfall zugewiesen werden.

Wegen der Symmetrien wird in der FEM nur die halbe Länge der zu betrachtenden Kabine und Rumpf dargestellt und der Kabinen- und Rumpfquerschnitt wird auch nur zur Hälfte dargestellt. Damit besitzt die FEM Modellierungen zwei Symmetrieebenen an den eben genannten Schnittflächen. Diese Beziehungen der Symmetrien/Antimetrien sind in Abb. 4-8 dargestellt.

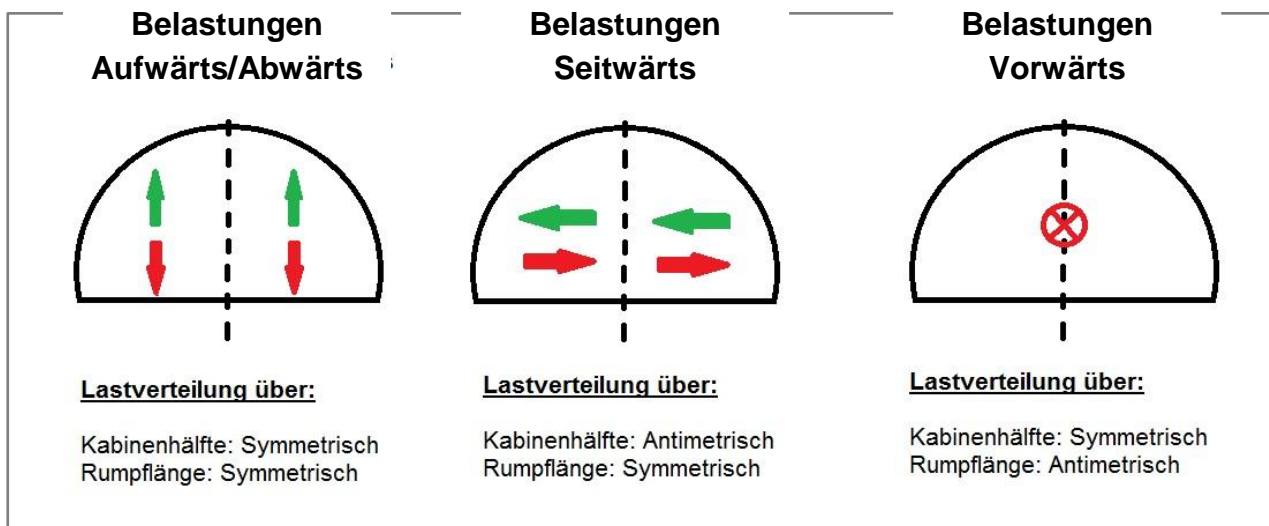


Abb. 4-8: Symmetrie-/Antimetrie Beziehungen der Belastungen

Dabei sind die Belastungen auf- und abwärts sowohl in Kabinenlängsrichtung als auch die Kabinenhälfte symmetrisch zueinander.

Belastungen, die seitlich auf die Kabine einwirken, sind zur Symmetrieebene des Kabinenquerschnittes antimetrisch. In Kabinenlängsrichtung sind diese jedoch symmetrisch.

Bei Belastungen nach vorne sind diese Beziehungen umgekehrt. Quer zur Symmetrieebene des Kabinenquerschnittes sind diese Lasten symmetrisch verteilt. In der Längsrichtung sind die Lasten antimetrisch, da die Belastungsrichtung an der Schnittebene identisch bleibt.

4.3 Berechnungsmodelleraufbau

Nun werden die einzelnen Modellierungen und Modelldefinitionen der Baugruppen beschrieben. Das Rumpfmodell wird in CAD modelliert und wird in FEM vernetzt und bekommt die Eigenschaften zugewiesen. Anschließend werden die einzelnen Konzepte und die Referenzkabine modelliert. In den FEM Modellen der einzelnen Kabinenvarianten wird dann immer das Modell des Rumpfes importiert, welches dann über die eben beschriebenen RBE2 Verbindungen mit den Kabinenmodellen verknüpft werden kann.

4.3.1 Rumpfmodell

Das Rumpfmodell besteht aus Spanten, Stringer, Haut, Querträger, Stützbalken, Sitzschienen und den Bodenplatten des Fußbodens der Kabine. Die Bodenplatten gehören eigentlich zur Kabine, da diese jedoch nicht verändert werden und gleichbleibende Belastungen aufnehmen, werden die Bodenplatten in das Modell des Rumpfes modelliert. Die Dimensionen für das Rumpfmodell sind den Maßen bzw. Proportionen der Airbus A320 nachempfunden. Damit besitzt der Rumpf die Ausmaße für eine Kabine, die nach heutigem Konzept mit einem Gang ausgestattet wird. Da die Maße nicht exakt dem realen Airbus A320 entsprechen, sind die ausgegebenen Spannungen nicht die eines realen Flugzeuges. Jedoch ist es möglich einen Vergleich der Kabinenvarianten aufzustellen, um die Spannungsunterschiede auf den Rumpf zu untersuchen. Damit ist es möglich eine qualitative Aussage über die Belastungen der unterschiedlichen Kabinenelemente auf den Rumpf zu treffen. In Abb. 4-9 ist das Modell des Rumpfes zu sehen. Im Folgenden ist der Aufbau der hier abgebildeten Einzelteile beschrieben.

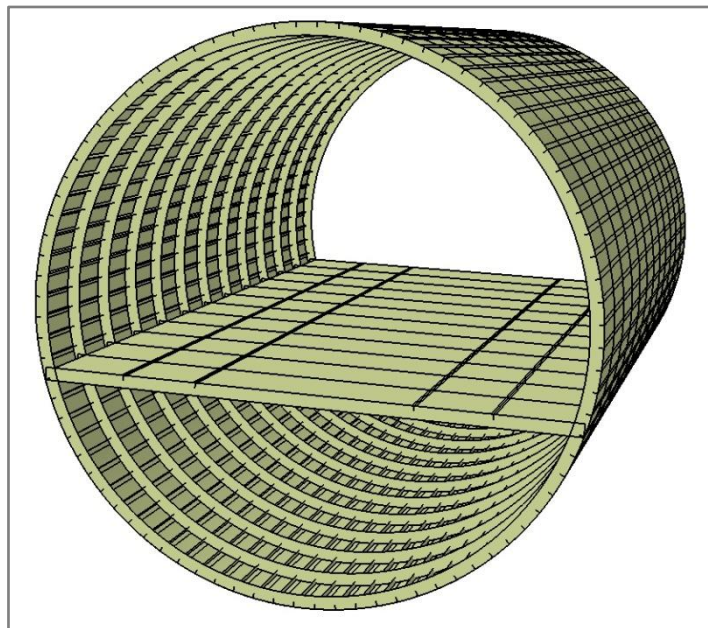


Abb. 4-9: CAD Rumpfmodell

Für die qualitativen Aussagen ist der Aufbau des Rumpfes in ein paar Details vereinfacht worden. Das reale Flugzeug besitzt Fenster und Türen. Um diese Ausschnitte befinden sich Fester- und Türrahmen, die mit zusätzlichen und / oder dickeren Stringern und Spanten versteift werden. In dieser Modellierung sind weder die Fenster und Türen noch die damit verbundenen Versteifungen dargestellt. Auch ist die Flugzeugstruktur wie ein Bauteil aufgebaut. Dies bedeutet, dass die Flächen ohne Verbindungselemente verbaut sind. Auch schneiden sich die Komponenten, wie bei der Verbindung von Stringer und Spanten. Bei einer realen Konstruktion werden die Stringer durch einen Ausschnitt in den Spanten entlanggeführt [38].

Die FEM Berechnung benötigt bei symmetrischen Bauteile und symmetrischen oder antimetrischen Lasten nur eine Hälfte des Bauteiles, deswegen wird in dem FEM Modell nur eine Rumpfhälfte dargestellt. Auch kann die Länge des Rumpfausschnittes auf die Länge der einzubauenden Bauteile angepasst werden. Das längste Einzelteil befindet sich in Konzept 1: größere Bauteile, dessen Handgepäckfach acht Spantabstände lang ist. Diese Länge passt sich in der Betrachtung Konzept 3: Kabinencontainer an, welcher für diese Untersuchung deswegen auch nur acht Spantabstände lang ist. Beide sind spiegelsymmetrisch aufgebaut, deswegen ist nur eine Länge von vier Spantabstände notwendig zur Berechnung. Dieses gilt damit auch für das Rumpfmodell. Zusätzlich wird bei der Modellierung von Schalen keine Dicke dargestellt, da diese Dicke in der FEM als Parameter zur Flächenbeschreibung eingegeben wird.

Zuerst wird bei der Modellierung die Flugzeughülle betrachtet. Sie besteht aus Spanten, Stringer und Hautfeld. Nachfolgend sind die Annahmen für ihre Dimensionen aufgelistet.

Spanten

Die Profilform der Spanten ist als Reckeckprofil mit einer Höhe von 90 mm und einer Dicke von 20 mm abgeschätzt. Sie verlaufen ringförmig um den Rumpf mit einem Radius von 1970 mm. Der Abstand der Spanten zueinander beträgt 533,4 mm.

Stringer

Die Stringer sind deutlich kleiner als die Spanten. Ihre Aufgaben sind das globale und lokale Beulen der Felder, die Spanten auf Stringer aufspannen, zu vermeiden und zusammen mit der Haut die Biegebelastung auf den Rumpf abzufangen. In der Realität ist die Profilform dieser Komponente abhängig von dem Ort, an dem sie befestigt wird - Oberschale, Seitenschale oder Unterschale [38]. Zur Vereinfachung wird es durchgängig ein L Profil mit 35 mm breiten Flanken modelliert. Die Dicke soll durchgängig 2 mm betragen. 40 Stringer werden mit gleichem Abstand entlang der Spanten über die Rumpfhälfte aufgeteilt.

Haut

Die Haut wird über das Netz von Stringer und Spanten modelliert. Die Dicke beträgt 5 mm.

Da Patran Möglichkeiten besitzt, die Geometrie des Modelles zu bearbeiten, wird in dem CAD-Modell nur ein Stringer mit einer Länge von einem Spantabstand und ein Spant mit der Länge eines Stringerabstandes mit der Wölbung des Flugzeugrumpfes modelliert. In dem aufgespannten Feld von Stringer und Spant wird das Hautfeld modelliert (siehe Abb. 4-10).

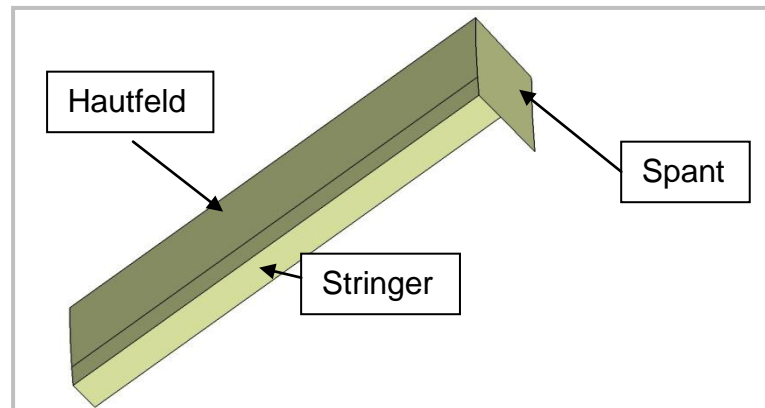


Abb. 4-10: Modellierter Strukturabschnitt in CAD

In FEM müssen dann die Flächen so aufbereitet werden, dass alle Flächen aufeinander stehen, um eine Vernetzung zu garantieren, in dem alle Komponenten verbunden sind. Dann wird dieses Element einerseits rotierend um den Rumpf und andererseits in Längsrichtung vervielfältigt, so dass das Ergebnis einen halben Flugzeugrumpf mit der Länge von vier Spantabständen ergibt.

Bei dieser Modellierung liegen die Flächen der Hautfelder und der Anteil der Stringer, die parallel zum Hautfeld verlaufen, auf derselben Ebene im Modell. Die Logik dahin ist, dass die Bauteile zusammenhängen, damit diese zusammen vernetzt werden. Da diese Bauteile jedoch in Wirklichkeit nicht auf derselben Ebene liegen, kann die Mittelebene rechnerisch über sogenannte *Offset*-Bedingungen verschoben werden. Ohne diese *Offset*-Bedingung wären die Mittelebenen und die sichtbare Schalen im Modell identisch. Wie in Abb. 4-11 zu sehen ist, wird die Mittelebene der 5 mm starken Flugzeughaut über diese Bedingung um 2,5 mm nach außen verschoben. Der parallel verlaufende Anteil der Stringer zur Flugzeughaut wird mit der Flugzeughaut zusammengefasst. Diese sind zusammen 7 mm dick und werden als Verbund 1,5 mm nach außen verschoben. Zusätzlich zu diesen *Offset*-Bedingungen werden den Baukomponenten bei diesem Arbeitsschritt die definierten Dicken zugewiesen. Dabei bekommt der Verbund aus Stringer und Flugzeughaut die Summe ihrer beiden Dicken. Dieses ist nur möglich, da alle Komponenten aus demselben Material bestehen und alle Komponenten als fest verbunden angenommen werden.

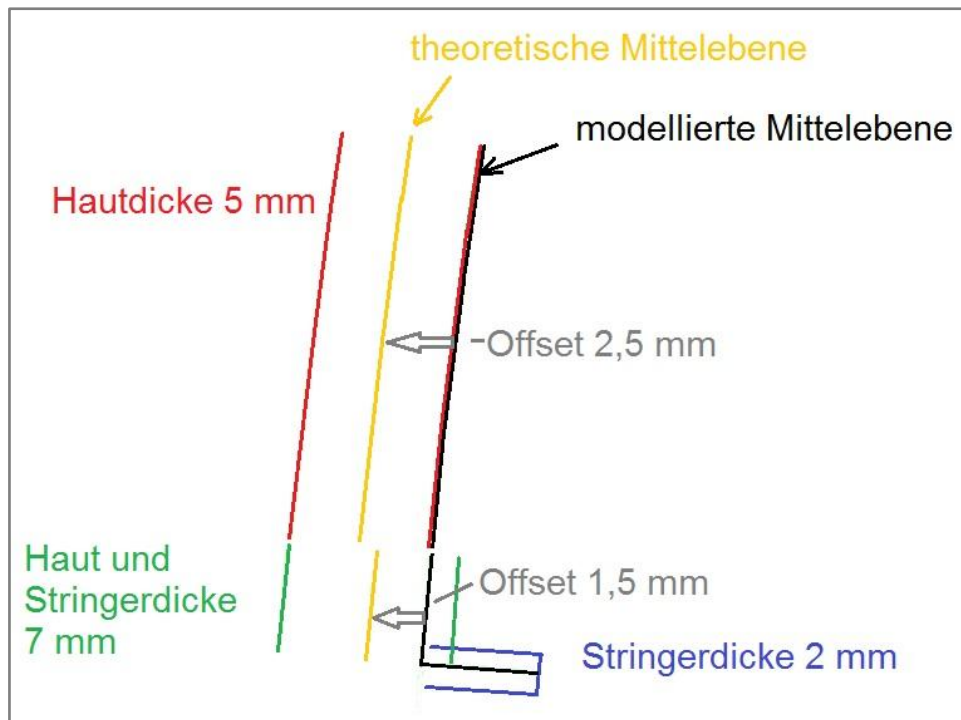


Abb. 4-11: Definition der Dicken der Flugzeughaut

Darauffolgend wird der Fußboden des Rumpfes bestehend aus Fußbodenquerträger, Sitzschienen und Fußbodenplatten modelliert. Die Maße werden wie folgt angenommen.

Fußbodenquerträger

Die Querträger sollen an den Spanten anliegen. Deswegen besitzen diese auch einen Abstand von einem Spant zueinander. Sie liegen waagrecht im Rumpf mit einem Abstand von 495 mm unterhalb des Kreismittelpunktes des Rumpfes. Ihre Profilform wird wie auch die Spanten selber als Rechteckprofil angenommen und weisen eine Höhe von 85 mm und einer Dicke von 90 mm auf.

Sitzschienen

Die Sitzschienen verlaufen quer zu den Querträgern in Rumpflängsrichtung. Ihre Profilform ist üblicherweise ein Doppel-T-Profil. Sie werden in der Modellierung zu einem T-Profil vereinfacht, weil der untere Flansch in der Realität über Aussparungen in den Querträger eingelegt wird. Jedoch ist in der Modellierung der Steg schon fest mit dem Querträger verbunden. Die Sitzschiene besitzt in diesem Modell eine Steghöhe und eine Flanschbreite von 45 mm mit einer Profildicke von 5 mm. Es gibt vier Sitzschienen auf der Breite eines Rumpfes. Damit befinden sich in dieser Rumpfhälfte die Sitzschienen 765 mm und 1292 mm waagrecht vom Kreismittelpunkt entfernt.

Fußbodenplatte

Die Fußbodenplatten liegen zwischen den Querträgern und den Sitzschienen. Die Fußbodenbodenplatte besteht aus einem Sandwich und nicht wie alle anderen Bauteile des Rumpfes aus Aluminium. Die Dicke der Deckschicht wird je mit 0,5 mm und die Kernschicht mit 25,4 mm angenommen.

Die Fußbodenstruktur des Rumpfes wird wie der Rumpf Feldweise modelliert (siehe Abb. 4-12). Dabei wird der Querträger auf die Länge der halben Kabine modelliert, da dieser außen mit dem inneren Radius der Flugzeugspanten enden, damit diese bei einer späteren Vernetzung an den Spanten anliegen. Fußbodenplatten und Sitzschienen werden auf die Länge von einem Spant modelliert. Diese CAD-Modellierung wird dann in FEM auf die entsprechende Länge vervielfältigt, damit er in den Flugzeugrumpf passt. Anschließend wird die Fußbodenstruktur in die FEM Modellierung der Flugzeugstruktur eingefügt. Dabei wird darauf geachtet, dass die Flächen der Rumpfes und des Fußbodens aufeinander stehen.

Auch hier müssen Mittelebenen, die die Schalen des Fußbodens und Sitzschienenfläche darstellen, rechnerisch verschoben werden. Einerseits werden die 5 mm breiten Flansche der Sitzschienen 2,5 mm nach unten verschoben und andererseits die 26,4 mm breiten Fußbodenplatten um 13,2 mm nach unten versetzt.

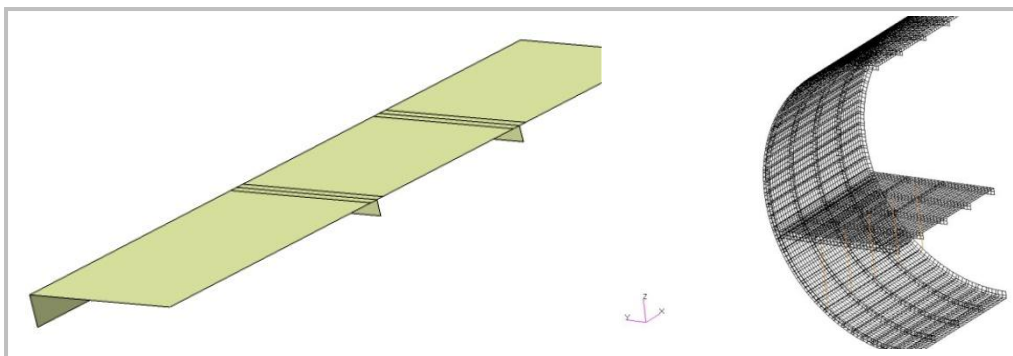


Abb. 4-12: Modellierter Fußboden in CAD (links) Flugzeugrumpf FEM (rechts)

Zusätzlich besitzt das Flugzeug noch Stützbalken unterhalb der Querträger, damit der Fußboden abgestützt wird. Folgende Annahmen sind hierfür gemacht worden.

Stützbalken

An den Enden jedes Querträgers befindet sich unterhalb des Fußbodens je ein Stützbalken. Diese Stützbalken befinden sich 1182 mm von der Querschnitt-Mittelebene entfernt. Ihr Profil ist kreisförmig, deswegen wird in FEM nur mit CBAR-Balkenelementen für dieses Element gerechnet. Ihr Durchmesser wird mit 80 mm mit einer Wandstärke von 5 mm angenommen.

Bei der Vernetzung des Rumpfes ist eine Vernetzungsdichte von 50 mm gewählt worden.

Das Material des Flugzeuges soll in dieser Modellbildung, wie oben schon genannt, einheitlich aus Aluminium bestehen. Dieses gilt nicht für die Fußbodenplatten des Rumpfes, die aus dem oben beschriebenen Sandwich bestehen.

Die Lagerungsbedingungen für das Flugzeug ist einerseits eine Lagerung des Flugzeuges selber und andererseits Lagerungen, um die Spiegelbedingungen zu definieren. Die nicht modellierten Flügel werden als Einspannung angenommen, an denen sich der Rumpf nicht bewegen kann. Das bedeutet, dass in den Regionen zwischen Fußboden und Stützbalken an allen äußeren Punkten der Spante sämtliche Freiheitsgrade gesperrt sind.

Zusätzlich werden die Symmetriebedingungen an der seitlichen und vorderen Schnittfläche des Flugzeugrumpfes definiert. Diese werden dann später den passenden Lastfällen zugewiesen. Dabei muss bei den Schnittflächen dieser Symmetriebedingungen darauf geachtet werden, dass nur Knoten von Flächen definiert werden, dessen Flächen eine Ausdehnung in Spiegelrichtung besitzen. Damit ist gemeint, dass z.B. ein Spant, der sich auf der Schnittfläche befindet, keine Symmetriebeziehungen definiert bekommt. Die angrenzende Haut und die Stringer jedoch in der Schnittfläche fortgesetzt werden und deswegen diese Lagerung zugewiesen bekommen.

4.3.2 Referenzmodell

Diese Kabine besteht aus Seitenwandpaneel, Deckenpaneel und Handgepäckstaufläche modelliert (siehe Abb. 4-13).

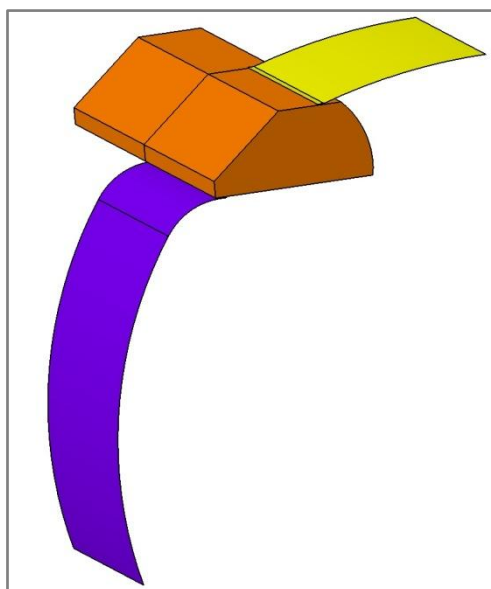


Abb. 4-13: CAD Kabinenmodul: bisher bestehendes Modul

Das Dadopaneel und die Lichtbandabdeckung werden nicht gesondert betrachtet, sondern zum Seitenwandpaneel gezählt. Auch der Fensterausschnitt und der Fenstertrichter werden in dieser Modellierung zur Vereinfachung vernachlässigt. Jedes Decken- und Seitenelement ist zwei Spantabstände lang. Ein Standardhandgepäckfach ist vier Spante lang. Diese Gepäckfächer besitzen in der Mitte noch ein versteifendes Element. Für die FEM Modellierung ist ein Kabinenausschnitt von einer Länge von vier Spantabständen und einer Kabinenhälfte gewählt worden. Damit sind im FEM-Modell zwei Seitenwandpaneele, zwei halbe Deckenpaneele und ein vollständiges Handgepäckfach vorhanden. Durch die Verwendung zweier Decken- und Seitenpaneele dürfen die Knoten der sich theoretisch berührenden Flächen nicht aufeinander stehen. Da sie sonst als ein Bauelement gelten, ist die Begrenzung der Paneele in Längsrichtung des Flugzeuges 1,7 mm nach innen gerückt. Somit ist jedes Decken- und Seitenwandpaneel effektiv 3,4 mm kürzer als zwei Spantabstandslängen. Der 3,4 mm breite Spant befindet sich mittig über den mittleren Spant.

Durch die Lagerungen des Modelles werden die Bewegungen der Bauelemente so dargestellt, als würde die Kabine doppelt so lang sein und würden den gesamten Rumpf umspannen, weil die Symmetriebeziehungen an den Spiegelflächen berücksichtigt werden.

Der Aufbau der Einzelkomponenten wird folgend beschrieben.

Deckenpanel:

Das Deckenpaneel verläuft vom Handgepäckfach bis zur Mittelebene des Flugzeuges. Es ist 1063,4 mm lang und hat eine Breite von 800 mm mit einem Radius von 2650 mm. Es endet mit einem Abstand von 4,4 mm parallel über dem Handgepäckfach.

Seitenwandpaneel:

Das Seitenwandpaneel ist gekrümmt mit dem Flugzeuginnenradius aufgebaut und beginnt am Kabinenfußboden. Im oberen Bereich verringert sich der Radius und endet parallel zum Handgepäckfach mit einem Abstand von 5 mm, so dass es in einer Höhe von 1690 mm über den Kabinenfußboden endet. Die Länge beträgt 1063,4 mm. Die Unterschiede, die das Dadopaneel und Lichtbandabdeckung zur Seitenwand besitzen (Material, Wandstärke), werden vernachlässigt, da die Komponenten wesentlich kleiner sind als das eigentliche Seitenwandpaneel. Damit wird der Fehler, der durch den Unterschied der Materialien und Wandstärken entsteht, an dieser Stelle als relativ gering angenommen.

Handgepäckfach:

Das Handgepäckfach besteht aus zwei Seitenwänden und einem mittleren Versteifungselement. Verbunden an diesen Seitenwänden verlaufen die Konturen der Handgepäckfächer. Dieses bedeutet, dass auch die Tür des Handgepäckfaches vereinfacht unbeweglich mit dem Handgepäckfach verschmolzen ist. Der Aufbau dieses Handgepäckfaches ist an seiner Seitenwand gut ersichtlich, wie sie in Abb. 4-6 dargestellt ist. Die Gesamtbreite des Handgepäckfaches beträgt 739 mm und die Gesamthöhe 350,6 mm. Die Gepäcktür des Handgepäckfaches wird nicht gesondert betrachtet und wird deswegen zum Handgepäckfach mitgezählt. Durch diese Vereinfachung wird nicht dargestellt, dass sich durch einen Lastfall möglicherweise die Tür öffnet. Die Länge dieses Handgepäckfaches ist vier Spantabstände lang, damit die Seiten bündig mit den beiden Seiten- bzw. Deckenpaneelen enden, ist auch dieses Handgepäckfach effektiv 3,4 mm kürzer. Damit ist es 2130,2 mm lang.

Die Vernetzung aller Kabinenelemente erfolgt zusammen. Dabei wird im Vorwege darauf geachtet, dass sich die einzelnen Kabinenkomponenten nicht berühren, damit die Verbindungen über Verknüpfungselemente erfolgen können. Die Vernetzung dieser Bauelemente ist sehr fein, damit bei der Definition der Lagerung mehrere Knoten verwendet werden können. Durch die feine Vernetzung nehmen diese Lagerungen nicht zu große Flächen auf dem Modell ein. Eine Verwendung von mehr Knoten für eine Lagerdefinition ist notwendig, da bei zu wenigen Knoten Spannungsspitzen entstehen können. Die Elemente bei dieser Vernetzung dieser Kabinenelemente sind 10 mm mal 10 mm groß.

Dickenbetrachtung

Nach der Vernetzung werden die einzelnen Baukomponenten dimensioniert. Dafür werden die in Kapitel 4.2.1 definierten Materialien verwendet. Bei der Dimensionierung ist einerseits die Fläche der Einzelkomponenten bekannt [7] und andererseits das Gewicht aus dem Gewichtsbuch der Airbus A320 [1]. Daraus können die Dicken für die Kern und Deckschichten abgeschätzt werden.

Das reale Deckenpaneel einer A320 ist etwa 12 bis 16 mm dick. Das Gewicht dieses Paneels erscheint für seine Größe gering. Deswegen sind die Deckschichten dünn, wenn die für diese Arbeit angenommenen Materialien verwendet worden sind. Für die Modellierung werden zwei Deckschichten von je 0,25 mm Dicke und ein Kern mit der Dicke von 11,8 mm verwendet. Damit befindet sich in der Deckschicht nur eine Gewebelage. Darum ist die Faserorientierung dieser Deckschichtmatte $0^\circ/90^\circ$. Das von Patran errechnete Gesamtgewicht des Deckenpaneels entspricht dann dem realen Gewicht aus dem Gewichtsbuch der A320.

Die Wandstärken des Seitenwandpaneels können nicht über das Gewichtsbuch bestimmt werden, da diese wesentlich schwerer sind als der im Modell angenommene Materialaufbau. Jedoch sind an der realen Seitenwand zusätzliche Komponenten angebracht, wie Metallhalterungen über Inserts, Metallrahmen um die Fensteröffnung, Fensterblenden oder auch die fest verklebte Isolierungsmatte an der Rückseite, die im Gewichtsbuch mit berücksichtigt sein können. Zusätzlich befindet sich auf der Innenseite eine 0,5 mm starke PVC Schicht, um die Seitenwand vor Stoßschäden zu schützen. Deswegen wurde der Aufbau eines realen A320 Seitenwandpaneels zerstörungsfrei betrachtet um daraus genauer Annahmen über den Aufbau der tragenden Komponenten ableiten zu können. Dieses ist ein Sandwichaufbau, der als Kern einem Wabenaufbau besitzt, obwohl dieser nur 4 mm stark ist. Die Deckschichten sind sehr dünn. Für diese Arbeit werden 0,5 mm starke Deckschichten verwendet. Damit besitzt diese Deckschicht im Modell zwei der angenommenen Gewebematten, welches mit einem Lagenaufbau mit $\pm 45^\circ$ in der äußeren Deckschicht und $0^\circ/90^\circ$ in der inneren Schicht definiert wird. Dieser Materialaufbau gilt in diesem Modell vereinfachungsbedingt auch für das Dadopaneele und die Lichtbandabdeckungen.

Die Handgepäckfächer einer A320 besitzen eine Dicke von 10 mm bis 13 mm. Diese wird für alle Elemente des Handgepäckstufaches als einheitlich angenommen. Nach der Gewichtsbeachtung müssten die Deckschichten je 0,75 mm und die Kernschicht 10,4 mm stark sein. Damit entspricht das Gesamtgewicht des Modelles dem des Handgepäckfaches mit Tür aus dem gewichtsbuch des A320. Bei einer Wandstärke von 0,75 mm sind drei der definierten Lagen vorhanden. Damit wird der Lagenaufbau mit $\pm 45^\circ$ in der äußersten Schicht und $0^\circ/90^\circ$ in den beiden inneren Schicht ausgelegt.

Lagerungen

Im Folgenden wird der Flugzeugrumpf in dieses Referenzkabinenmodell importiert, um diese anschließend miteinander zu verbinden.

Hierbei werden die Lagerungen definiert. Dabei ist das Seitenwandpaneel und das Deckenpaneel mit dem Handgepäckfach verbunden und das Seitenwandpaneel und das Handgepäckfach mit dem Flugzeugrumpf. Zuerst werden alle Verbindungen des Handgepäckfaches betrachtet. Die Lagerungen sind in Abb. 4-14 abgebildet. Die Orientierung der Lagerungen wird in Tab. 4 dargestellt. Dabei sind in der Abbildung die Flächen der Kabinenverkleidung (blau) und die Flächen der Spanten (grün) dargestellt. Die Befestigungsbeschriftung für zwei Spantabstände lange Komponenten (Decken- und Seitenwandpaneel) sind nur für ein Kabinenelement dargestellt.

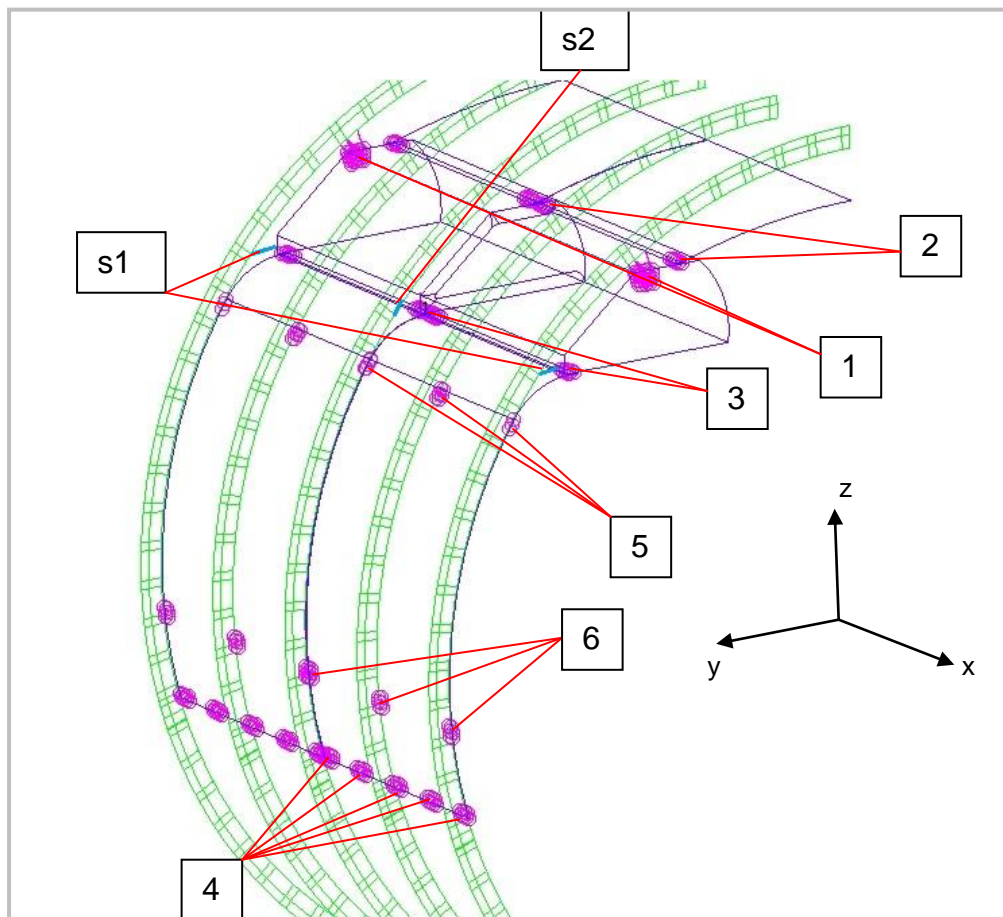


Abb. 4-14 Lagerungen der Kabine in dem Flugzeugrumpf

Zuerst werden die Lagerungen des Handgepäckfaches am Flugzeugrumpf betrachtet (**s1**, **s2**, **1**). Dieses ist über zwei Befestigungen (**1**) an den beiden Ende des Handgepäckfaches mit den Spanten fest verschraubt. Diese Befestigung wird über RBE2-Verbindungen dargestellt, in der die Verschiebungen und Drehungen alle Freiheitsgrade an die Rumpfstruktur übergeben werden, da diese Verbindung als sehr steif angenommen wird. An der Seite des Handgepäckfaches befinden sich zusätzlich Stützstreben. (**s1**) Zwei davon befinden sich an den äußeren Enden. Sie verlaufen nahezu parallel zur y-Achse. Eine weitere Stützstrebe (**s2**) befindet sich in der Mitte des Handgepäckfaches. Sie verläuft parallel zur xy-Ebene, so dass sie zwischen die x- und y- Richtung zeigt. Beide Stützstreben sind als Balkenelement (CBAR) mit einem Durchmesser von 20 mm und einer Wandstärke von 2 mm aufgebaut. Diese Modellierung erfolgt mit Balkenelementen, da es einerseits die Lagerung genauer darstellt und andererseits die Modellierung von Balkenelementen zu RBE2 Elemente ähnlich aufwendig sind.

Das Deckenpaneel ist ausschließlich am Handgepäckfach befestigt (**2**). Es wird über zwei Befestigungspunkte pro Deckenpaneel gehalten. Da die Steifigkeit der Befestigung nicht bekannt ist, werden konservativ nur die translatorischen Freiheitsgrade an die Knoten des Handgepäckfaches übergeben. Die rotatorischen Freiheitsgrade werden in den Einstellungen freigelassen und deswegen nicht übergeben. Damit stellt dieses Lager nach der Statik ein Festlager dar.

Tab. 4: Lagerungsorientierung

Nr.		Translatorische FHG	Rotatorische FHG	Anzahl pro Länge von vier Spantabständen
s1	Stützstrebe (seitlich)	Stabelement in y Richtung		2
s2	Stützstrebe (Mitte)	Stabelement in xy Richtung		1
1	Handgepäckfachbefestigung	x, y, z	x, y, z	2
2	Deckenpaneel an Handgepäckfach	x, y, z	-	4
3	Handgepäckfach an Seitenwandpaneel	x, y, z	-	4
4	Befestigung Seitenwandpaneel an Fußboden	x, y, z	x, y, z	10
5	Befestigung Seitenwandpaneel an Spanten (Festlager)	x, y, z	-	6
6	Befestigung Seitenwandpaneel an Spanten (Loslager)	y	-	6

Das Seitenwandpaneel ist in mehreren Punkten mit der Rumpfstruktur verbunden. Zusätzlich ist dieses an dem Handgepäckfach befestigt (**3**). Diese Lagerung erfolgt pro Seitenwandpaneel zweimal. Auch hier werden nur die translatorischen Freiheitsgrade von Handgepäckfach an das Seitenwandpaneel übergeben um nicht eine zu steife Verbindung darzustellen. Darüber hinaus ist das Seitenwandpaneel am Fußboden des Flugzeuges gelagert (**4**). Diese Lagerung ist für ein Seitenwandpaneel fünfmal definiert worden. Damit ist es jeden halben Spantabstand an die Fußbodenplatten befestigt. Diese Lagerungsvariante ist dem Seitenwandpaneel des Airbus A330 entnommen worden [3]. Dort ist zu sehen, dass das dort eine feste Verschraubung verwendet wird. Deswegen wird die Verbindung als steif angenommen und es werden über diese Verbindungen wie bei einer Einspannung alle Freiheitsgrade des Seitenwandpaneels übertragen. Zusätzlich wird das Seitenwandpaneel an den Spanten über Haken eingehängt (**5**), (**6**). Für diese Arbeit werden an der jedem Spant ein Haken oben und unten angenommen, so dass pro

Seitenwandpaneel sechs Befestigungen vorhanden sind. Da in einer Lagerung über Haken ein gewisses Spiel möglich ist, wird das Modell der Fest-Loslagerungspaarung übernommen. Dabei werden die oberen Haken (5) als Festlager definiert und ihre Bewegungen in alle translatorischen Richtungen an die Rumpfstruktur übergeben. Die unteren Haken (6) bilden das Loslager, damit eine Bewegung für die abwärts gehende Richtung als auch für die vorwärts gehende Richtung möglich ist. Somit wird nur die translatorische Bewegung quer zum Flugzeugrumpf (y-Richtung) übergeben.

Das gesamte Modell besitzt mehrere Kontaktflächen, wie das Seitenwandpaneel, welches an den Spanten und auf den Fußboden aufliegt. Das Deckenpaneel liegt auf dem Handgepäckfach zusätzlich zur Lagerung auf, und das Handgepäckfach berührt das Seitenwandpaneel. Da jedoch über RBE2 Verbindungen die Verschiebungen sowohl in positiver als auch negativer Richtung berücksichtigt werden, ist diese Modellierung zu steif. Da jedoch der größte Belastungsfall nach vorne geht (x-Richtung), werden hier die größten Auswirkungen auf den Rumpf vermutet. In diese Richtung gibt es keine Auflagefläche. Deswegen wird die Abstützung an den Spanten vernachlässigt.

Eine Ausnahme bildet hierbei die Wandstärkenauslegung des Seitenwandpaneels bei einer missbräuchlichen Last. Ausschließlich für diese Betrachtung wird die Auflage der Spanten herangezogen, da diese Auflage einen wesentlichen Einfluss darauf hat, wie stark die Verformung des Seitenwandpaneels ist. Da diese Untersuchung nur bei einem Ausnahmefall durchgeführt wird, kann an dieser Stelle die Modellierung der Lagerung in der Hinsicht vereinfacht werden, dass in den Knoten der Seitenwand, die an den Spanten anliegen sollen, die translatorische Bewegung in y-Richtung über *single - point constraints* gesperrt wird. Diese Vereinfachung ist möglich, da der Rumpf stark versteift ist durch den unrealistisch hohen Elastizitätsmodul und deswegen keine beeinflussenden Verformungen durch den Rumpf zu erwarten sind.

Die Symmetriebedingungen werden an den Baugruppen in Patran definiert, die auch wirklich an der Spiegelfläche durchtrennt sind. Dies ist bei diesem Aufbau nur das Deckenpaneel, welches zusätzlich zu den zuvor beschriebenen Symmetriebedingungen zum Rumpf (Kapitel 4.3.1) definiert werden muss, da es im Rumpfquerschnitt nur zur Hälfte dargestellt ist.

Lastdefinition

Die Belastungen und Lastfälle werden dann wie in Kapitel 4.2.2 und 4.2.3 beschrieben definiert.

Zusätzlich müssen die neuen Konzepte dimensioniert werden. Dabei werden die Verformungen oder ggf. die Spannungen dieser Referenzkabine als Vorlage genutzt. Da gerade bei Deckenpaneelen und Seitenwandpaneelen die Eigengewichte nicht

sonderlich hoch sind, werden missbräuchliche Lasten möglicherweise höhere Verformungen und Spannungen punktuell in den Kabinenelementen erzeugen. Deswegen werden diese Lasten von je 1300 N (siehe Kapitel 3.2) auf das Seitenwandpaneel und auf das Deckenpaneel auf eine kleine Fläche von vier mal vier Knoten (etwa 60 mm mal 60 mm) eingeleitet. Einerseits soll dieses die Faustfläche darstellen und andererseits sollten mehrere Knoten für die Lasteinleitung verwendet werden, damit Spannungsspitzen durch die FEM Berechnung vermieden werden. Der Lastfall der seitlichen Missbrauchslast geht davon aus, dass die Kraft auf einer Höhe von 1 m vom Kabinenboden aus geht und mittig auf das Seitenwandpaneel angreift, so dass der maximale Abstand zu der seitlichen Lagerung erreicht ist. Die Höhe von einem Meter ist gewählt worden, da diese die halbe Höhe eines Menschen ist. Bei diesen Belastungsfällen werden die Belastungen der Eigengewichte der Kabinenkomponenten mit einbezogen. Jedoch werden diese hier kaum Einfluss nehmen, da die Lastrichtung eine andere ist.

Der weitere Lastfall weist nach oben auf das Deckenpaneel. Diese Last greift mittig auf das Deckenpaneel an. Da das Deckenpaneel nur zur Hälfte dargestellt ist (Symmetrie), grenzt die Kraft an der Schnittebene. Die definierte Kraft ist damit nur 650 N, da aus Symmetriebeziehungen die andere Hälfte der Kraft auf der anderen Seite der Symmetrie liegt. Wegen möglichen Spannungsspitzen ist jedoch auch hier eine quadratische Fläche vier mal vier Knoten genommen worden.

4.3.3 Konzept 1: Größere Bauelemente

Für dieses Konzept werden sämtliche Bauteile der herkömmlichen Referenzkabine um die doppelte Länge vergrößert. Damit ist das Seitenwandpaneel und das Deckenpaneel vier Spantabstände lang und das Handgepäckstaufach acht Spantabstände lang (siehe Abb. 4-15). Es wird angenommen, dass eine Versteifung des Handgepäckfaches alle vier Spantabstände zu gering ist. Darum wird diese Versteifung im Abstand von zwei Spanten wie bei den Referenzgepäckfächern wiederholt. Darum befinden sich drei Versteifungselemente im endgültigen Handgepäckfach. Für die Vereinfachung der Vernetzung und Beschleunigung der Rechenzeit wird nur die Hälfte des Handgepäckfaches an das FEM Programm übergeben, da dieses Bauteil symmetrisch in der Kabinenlängsrichtung ist.

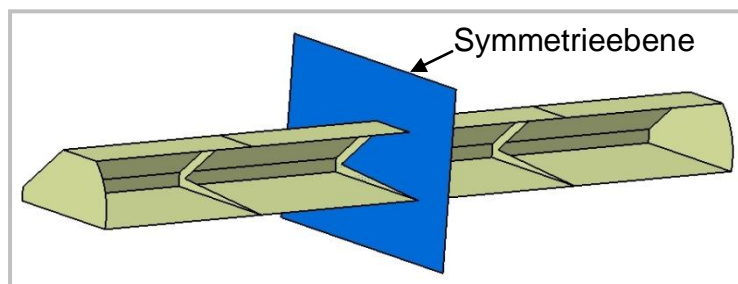


Abb. 4-15: CAD Kabinenmodul: größere Bauelemente- Handgepäckfach, ohne Tür

Der Versatz zum Spant ist mit derselben Logik modelliert wie bei der Referenzkabine. Somit beginnen alle Kabinenelemente 1,7 mm vom Ursprung versetzt in Längsrichtung und das Deckenpaneel und das Seitenwandpaneel enden 1,7 mm vor der Länge von vier Spantabständen. Nur bei dem Handgepäckfach, welches durch die Symmetriebeziehung durchtrennt ist, enden seine äußersten Knoten bei exakt vier Spantabständen.

Die Maße im Querschnitt der Kabine sind identisch zur Referenzkabine und werden damit genauso wie diese modelliert.

Den Flächen aller Abschnitte in dem Bauelement werden zunächst überall 10 mm Kerndicke zugewiesen. Die Deckschichtdicken entsprechen den Dicken, die die Referenzkabine pro Abschnitt besitzt. Die Wandstärken werden im späteren Verlauf der Arbeit ihren Belastungen angepasst. Dabei sind die Stoßlastfälle identisch zur Referenzkabine und die missbräuchlichen Lasten erfolgen nach derselben Logik der Referenzkabine, so dass diese mittig auf die Flächen angreifen, damit diese den maximalen seitlichen Abstand zu den Lagerungen besitzen, da an diesem Punkt die maximale Verformung durch diese Last auftritt.

Die Lagerungen und Lasten sind identisch zur Referenzkabine verteilt, jedoch sind Lagerungen um die Hälfte reduziert, da genauso viele Befestigungen pro Bauelement verwendet werden, obwohl diese in ihrer Länge verdoppelt sind. Auszunehmen sind die Stützstreben. Diese wiederholen sich alle zwei Spantabstände, so dass diese Anzahl im Vergleich zur Referenz vergrößert wird, da die Stützstreben zusammen mit den Versteifungselementen wiederholen.

4.3.4 Konzept 2: Rumpfüberspannender Kabinenring

Dieses Bauteil ist zwei Spantabstände lang. Die Konstruktion ist ein zusammenhängendes Bauteil. Dabei müssen bei dieser Variante folgende Änderungen zur Referenzkabine gemacht werden. Das Handgepäckfach ist genauso lang wie das Deckenpaneel und das Seitenwandpaneel. Damit besitzt dieses auch kein Versteifungselement in der Mitte. Die Übergänge bei dem Handgepäckfach zum Seitenwandpaneel und Deckenpaneel werden wie in Abb. 4-16 angepasst. Dabei befindet sich bei dem Handgepäckfach der Referenzkabine zu dem Seitenwandpaneel und zu dem Deckenpaneel ein Abstand. Da diese Komponenten bei dem Konzept zusammengefasst werden, werden in der Modellierung das Seitenwandpaneel und das Deckenpaneel soweit angehoben bzw. abgesenkt, dass diese direkt auf dem Handgepäckfach enden. Zusätzlich ist bei der Referenzkabine der Übergang der Einzelkomponenten so modelliert, dass diese miteinander über Lagerungen befestigt werden können. Diese parallel verlaufenden Flächen sind bei diesem Konzept nicht mehr nötig. Es werden stattdessen die Enden des Handgepäckfaches als Einläufe für die Decken- und Seitenwand genutzt.

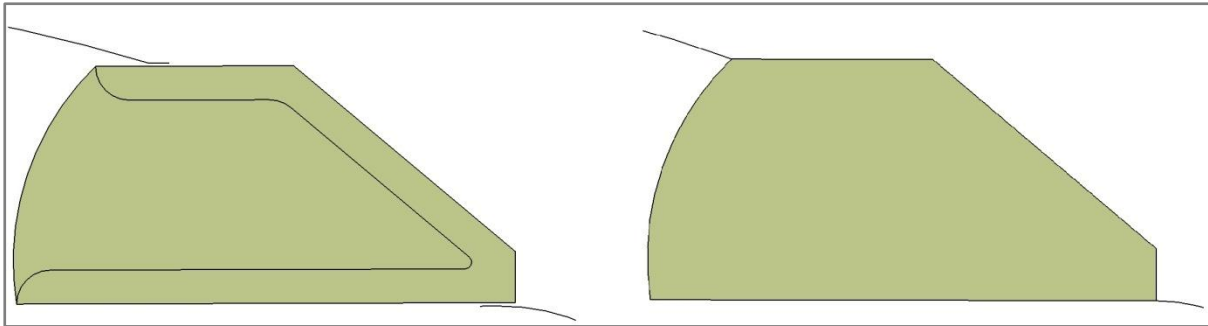


Abb. 4-16: Modellierung der Verbindung von Verkleidung und Handgepäckfach (links: Referenz, rechts: rumpfüberspannendes Kabinenring)

Da bei diesem Kabinenlayout dieselbe Gesamtgröße wie bei den vorherigen Konzepten vorhanden ist, werden die Lasten wie in Kapitel 4.2.2 beschrieben aufgebracht.

Die Lagerungen sind in Abb. 4-17 zu sehen, die im Folgenden beschrieben sind. In dieser Abbildung sind zwei Kabinenringe zu sehen.

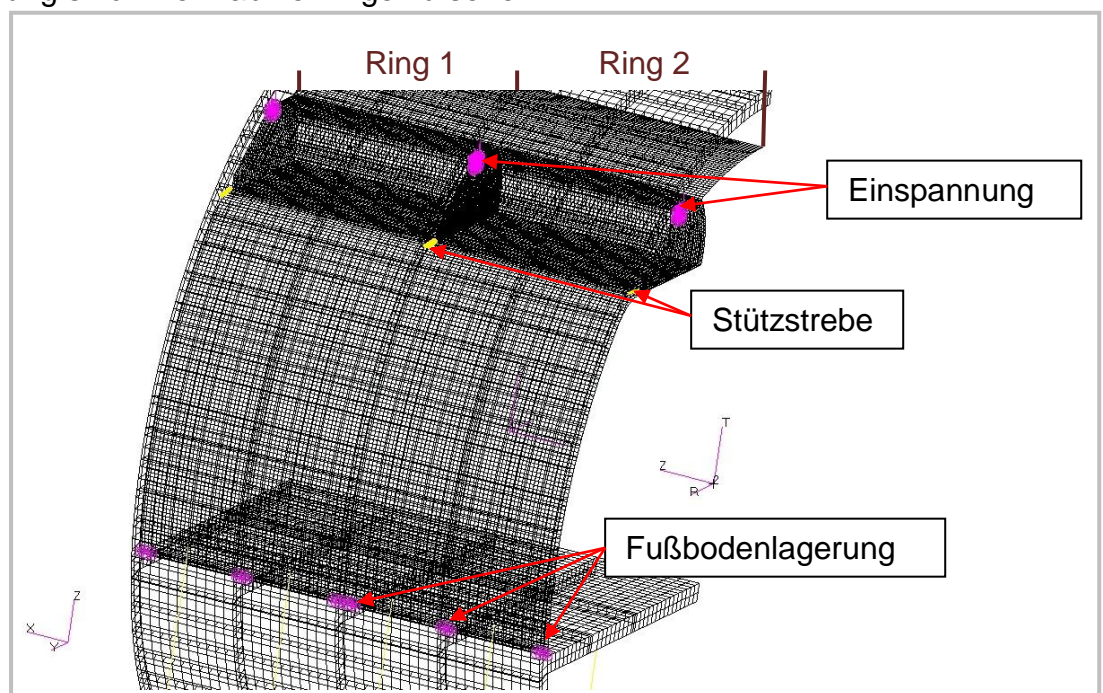


Abb. 4-17: Lagerung: Rumpfüberspannender Kabinenring

Die Lagerungen erfolgen über zwei Einspannungen an den Handgepäckträgern, in denen alle Freiheitsgrade in die Knoten der Flugzeugstruktur übergeben werden. Zusätzlich befinden sich zwei äußere Stützstreben an den Handgepäckfächern wie bei der Referenzkabine. Diese bestehen aus CBAR Balken Elemente, die parallel zu y-Achse verlaufen. Ihre Dimensionen orientieren sich für die erste Auslegung an der Referenzkabine. Als weiteres Lagerungselement wird die Seitenwand an der Fußbodenstruktur befestigt. Diese Lagerung wird als Festlager angenommen, weshalb nur die translatorischen Bewegungen in alle Richtungen begrenzt werden.

4.3.5 Konzept 3: Kabinencontainer

Die Modellierung dieses Kabinencontainerkonzeptes ist wie die vorherigen Konzepte in einer Länge von vier Spantabständen abgebildet und stellt mit den Symmetriebeziehungen einen Kabinencontainer mit einer Länge von acht Spantabständen dar. Der Aufbau der Verkleidung entspricht dem Konzept 2: Rumpfüberspannender Kabinenring, nur dass dieses Konzept acht Spantabstände lang ist und nicht nur zwei. Zusätzlich besitzt dieses Modell einen eigenen Fußboden und eine Aufhängung auf Höhe der Handgepäckfächer. Da dieses Konzept länger ist als das vorherige Konzept, befinden sich im Handgepäckfach wie bei den größeren Kabinenelementen alle zwei Spantabstände Versteifungselemente. Auf den Aufbau der Kabinenelemente wird an dieser Stelle nicht mehr eingegangen, da sie bei den vorherigen Konzepten bereits beschrieben sind. Die Änderungen, die zu den vorherigen Konzepten vorgenommen wurden, werden im Folgenden beschrieben. Darunter fallen der Aufbau des Fußbodens und die Lagerung des Kabinencontainers.

Fußbodenaufbau:

Der Fußboden wird mit einer alternativen Modellierungsmöglichkeit als der Fußboden des Rumpfes dargestellt. Zwar ist es möglich, auch diesen Fußboden wie den Rumpffußboden aufzubauen, jedoch sollte an dieser Stelle eine Möglichkeit geboten werden, die Profilform der Quer- und Längsbalken des Kabinencontainerfußbodens nach einer abgeschlossenen Modellierung verhältnismäßig einfach zu verändern. Diese Änderung ist mit einer Modellierung wie bei dem bisherigen Rumpffußboden nicht ohne großen Aufwand möglich.

Der Fußboden des Kabinencontainers ist mit einer durchgehenden Fußbodenplatte als Schale ausgestattet. Darunter sind die Querbalken und Längsbalken als Balkenelemente aufgebaut. Unter diesen Balkenelementen befindet sich der ursprüngliche Rumpffußboden. Da die Dicke dieser Elemente im späteren Verlauf angepasst werden, liegen die endgültigen Mittelebenen nicht auf der Ebene, in der sie modelliert sind, sondern werden über Offsetbeziehungen so definiert, dass die Längsbalken auf den Flugzeugrumpf aufliegen und die Querbalken und die Fußbodenplatten mit den Beginn der Sitzbefestigungen enden. Wegen der schon einkalkulierten Offsetbedingung werden die Komponenten mit dem Aspekt modelliert, dass die erzeugten Knoten einen sichtbaren Abstand zur nächsten Ebene besitzen, um später die Lagerungsdefinition zu erleichtern. Die modellierte Ebene der Fußbodenschale befindet sich 40 mm über dem Flugzeugrumpffußboden. Die Ebene des Rahmes aus den Balken befindet sich 33 mm über den Flugzeugrumpffußboden.

Der Aufbau des Fußbodenrahmens aus Quer- und Längsbalken ist wie in Abb. 4-18 aufgeführt. Dabei verlaufen die Längsstreben des Fußbodens des Containers parallel über den Sitzschienen des Flugzeugrumpffußbodens. Die Querstreben besitzen einen Abstand von einer Spantabstandslänge zueinander und schneiden in der

Modellierung die Längsschienen. Zur Versteifung des Rahmes verläuft an den äußeren Enden in Längsrichtung je ein Balken mit dem Profil der Querbalken.

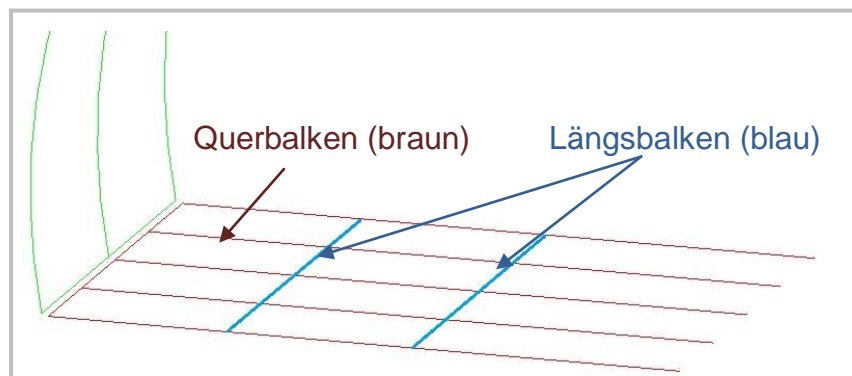


Abb. 4-18: Modellierungsaufbau des Fußbodenrahmens des Kabinencontainers

Die Längsschiene ist als Doppel-T-Träger dargestellt. Seine Dimensionen entsprechen der Abb. 4-19. Der obere Flansch dient zur Befestigung der Sitze. Dabei entspricht dem unteren Flansch die Aufhängung für die Schienenführung. Dabei sind nur die äußeren Maße dieser Schienenführung von 15 mm mal 10,6 mm verwendet worden. Diese Dimensionen entsprechen ungefähr einer sogenannten Miniatur Kugelumlaufeinheit von Schaeffler [37], welche die Lasten dieses Containers tragen kann. Bei dieser Betrachtung werden die Verformungen des Rumpfes und die daraus folgenden Kräfte, die durch den Flugbetrieb auftreten können, nicht berücksichtigt, da in der gesamten Arbeit die Einflüsse des Rumpfes auf die Kabinenelemente nicht betrachtet werden.

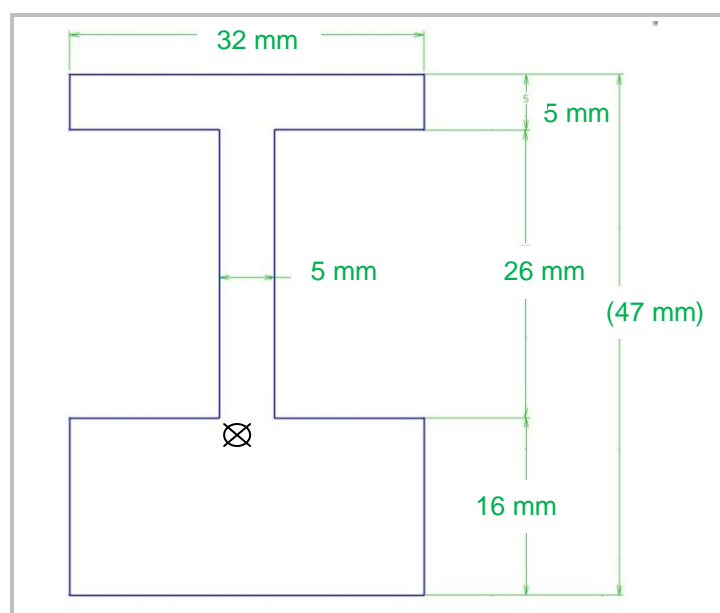


Abb. 4-19: Vereinfachter Profilaufbau der Längsbalken des Kabinencontainers

Die Fußbodendicke des Kabinencontainers wird in dieser Arbeit mit insgesamt 26 mm angenommen. Dieses entspricht der Steghöhe des Längsträgers. Somit können theoretisch die Fußbodenplatten zwischen den Fußbodenrahmen gelegt werden. Durch die Geometrie des Längsbalkens wird diese als CBEAM Element modelliert, da dieses nicht symmetrisch in seinen Dimensionen ist und damit der Schubmittelpunkt nicht mit dem Flächenschwerpunkt identisch ist. Die Querbalken sind vereinfacht auf ein rechteckiges Profil, welches dieselbe Höhe hat wie die des Stegs der Längsschienen. Der Querschnitt dieser Querträger beträgt 20 mm mal 26 mm.

Die Mittelebene eines Profils eines CBEAM-Elementes liegt im Schubmittelpunkt seiner Geometrie [30]. Bei dem verwendeten Profil des Längsbalkens liegt dieser Schubmittelpunkt einerseits auf der senkrechten Symmetrieebene und andererseits 16,69 mm oberhalb der unteren Kante des Profils entfernt. Die Position des Schubmittelpunktes kann Patran nach dem Definieren des Profils ausgeben. Damit kann in Patran über Offsetbeziehungen, ausgehend von den dargestellten Mittelebenen, die eigentliche Mittelebene definiert werden. Dies ist in Abb. 4-20 dargestellt.

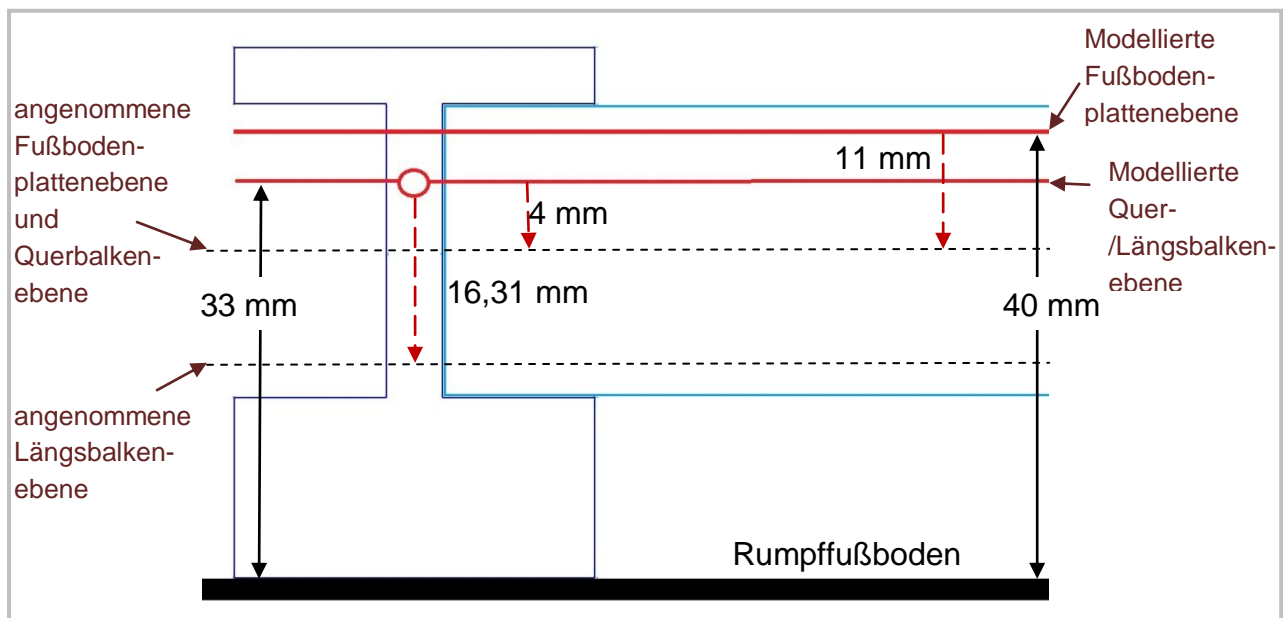


Abb. 4-20: Offsetbeziehungen des Kabinencontainerfußbodens

In dieser Abbildung ist zu sehen, dass die Längs- und Querbalken 33 mm und die Fußbodenplatten 40 mm über den Flugzeugrumpfboden modelliert sind. Jedoch sollen die Längsbalken auf den Rumpffußboden entlang der Sitzschienen aufliegen und die Fußbodenplatten und die Querträger zwischen den Stegen der Längsbalken verlaufen. Damit die Längsbalken auf diesem Flugzeugrumpffußboden aufliegen, müssen diese eine Offset-Zuweisung von -16,31 mm bekommen. Die Querbalkenmittelebenen, die zwischen den Stegen der Längsbalken entlanglaufen,

liegen 4 mm unterhalb der modellierten Balken. Die Containerfußbodenplatten, die 40 mm über den Kabinenfußboden in FEM modelliert sind, werden ein Offset von -11 mm zugewiesen.

Dickenauslegung

Die Auslegung der Dicken erfolgt wie bei den restlichen Kabinenelementen. Der Kabinenfußboden soll bei den Belastungen keine größeren Verformungen erfahren wie die Verkleidung.

Als zusätzlicher Lastfall, der bei diesem Konzept untersucht wird, ist der Kabinencontainer, der ohne Flugzeug selbstständig steht, da dieser häufiger aus dem Flugzeug ausgebaut wird und anschließend wieder unbeschadet in das Flugzeug integriert werden soll. Dabei darf die Verformung nur so gering sein, dass es mit Hilfsmittel möglich ist, den Kabinencontainer in die Schienenführung einzubauen.

Der alleinstehende Kabinencontainers wird bei dieser Betrachtung an den in Längsrichtung verlaufenden Balken gelagert, da diese auf dem Fußboden aufliegen. Dabei wird bei diesen Balken die translatorische Richtung in senkrechter Richtung (z-Richtung) gesperrt. Zusätzlich wird der innere dieser Balken in den beiden anderen translatorischen Richtungen gesperrt, damit das Modell statisch unterbestimmt ist. Als Belastungen bei dieser Betrachtung erfährt der Container sein Eigengewicht zusammen mit den Anbauten am Handgepäckfach bei einer einfach wirkenden Erdbeschleunigung. Damit wird angenommen, dass der Container keine stoßartigen Belastungen erfährt und die Handgepäckfächer nicht beladen sind.

Lagerungen

Bei der eigentlichen Betrachtung des Kabinencontainers wird dieser mit dem Flugzeugrumpf verbunden. Auch müssen bei der Modellierung der Fußbodenplatten und des Fußbodenrahmen des Containerfußbodens Verbindungen definiert werden.

Die Fußbodenplatten des Kabinencontainers werden auf den Rahmen der Längs- und Querbalken gelagert. Dieses erfolgt über RBE2 Elemente. Das bedeutet, dass die Knoten der Fußbodenplatte, die parallel über die Balken verlaufen, mit den Knoten der Balkenelemente verbunden werden. Dabei werden alle sechs Freiheitsgrade in die Knoten übergeben. Die Knoten der Längsbalken wiederum werden über RBE2 Elemente mit den Knoten der ehemaligen Sitzschienen des Rumpfes verbunden. Dabei werden alle Freiheitsgrade vom Kabinencontainer in den Rumpf mit Ausnahme der translatorischen Bewegung in Rumpflängsrichtung übertragen.

Die Handgepäckfachbefestigungen sollen auch über Längslagerungen realisiert werden. Diese Längslagerung ist nicht als Balkenelement dargestellt, sondern nur

die Kräfte, die vom Handgepäckfach über die Längslagerungen in die Spanten eingehen. Deswegen sind bei den Handgepäckfächern die Knoten, die sich unter den Spant mittig auf den Handgepäckfächern befinden, zusammengefasst und mit den darüber befindlichen Spanten verbunden. Dabei wird der translatorische Freiheitsgrad in Rumpflängsrichtung nicht übertragen. Dadurch ist der Kabinencontainer in diese Richtung wie gefordert frei beweglich. Damit im Flugbetrieb der Kabinencontainer aber nicht verschoben werden kann, muss dieser an seinen Enden arretiert werden. Da wenige Verbindungselemente genutzt werden soll, geschieht dieses nur an den Enden der oberen und unteren Längsschienen. Modelliert wird dieses, indem dort in den schon definierten RBE2 Verbindungen zusätzlich die translatorische Bewegung in Kabinenlängsrichtung gesperrt wird.

Bei der Modellierung muss darauf geachtet werden, dass die abhängigen Knoten einer RBE2 Verbindung nicht doppelt über zwei unterschiedlichen RBE2 Verbindungen belegt sind. Dieses kann z.B. an den Schnittpunkten zweier Balken entstehen, dessen Lagerung unabhängig voneinander definiert wird. Zusätzlich dürfen an diesen abhängigen Knoten keine Lagerungsbedingungen (*single-point-constraints*) (z.B. Symmetriebeziehung) definiert werden, da beides zu Singularitäten führt. Die Betrachtung dieser Problemstellung ist bei der Definition der Kabinencontainerfußbodenplatten von Bedeutung. An der Schnittebene der Symmetriebeziehung in Längsrichtung befindet sich an der Fußbodenplatte eine Querstrebe. Diese muss einerseits mit der Fußbodenplatte über RBE2 Verbindungen befestigt werden und andererseits müssen an der Fußbodenplatte die Symmetriebeziehungen definiert werden. Da diese Doppelbelegung zu Singularitäten führt, werden die Knoten auf dieser Symmetrieebene abwechselnd einerseits mit einer Lagerungsbedingung zum Balkenelement und andererseits mit der Symmetriebedingung definiert.

5 Post-Processing und Dimensionierung der unterschiedlichen Kabinenkonzepte

Im Anschluss der Modellierung können die unterschiedlichen Varianten berechnet und ausgewertet werden. Dabei müssen bei den neuen Konzepten die Wandstärken der Kabinenelemente ausgelegt werden. Diese müssen einerseits den Belastungen standhalten und sollten andererseits nur eine Verformung gewähren, die von den Passagieren noch nicht als unangenehm empfunden wird. Deswegen wird die Verformung der Referenzkabine zum Auslegungskriterium gemacht, da diese real existierenden und damit fertig ausgelegten Kabinenelemente nachempfunden sind. Im Anschluss der Dimensionierung der Kabinenelemente kann das Gewicht dieses Element aus den Dicken der hier definierten Materialien berechnet werden. Zusätzlich werden die Kräfte der Lagerungen betrachtet.

Nach der Betrachtung der Kabine wird auf die Einflüsse der Kabinenelemente auf dem Rumpf eingegangen, welche die Spannungsverläufe, eine Spannungsspitzenbetrachtungen und Verformungen beinhalten. Damit werden die Unterschiede der einzelnen Konzepte ermittelt, um sie später gegeneinander zu bewerten.

5.1 FEM-Ergebnisse der Referenzkabine

5.1.1 Betrachtung der Kabinenkomponenten der Referenzkabine

Die maximalen Spannungen, die in diesen Kabinenelementen auftreten, sind in Tab. 5 beschrieben. Dabei werden in der Deckschicht die Normalspannungen entlang der Schalenebene und in der Kernschicht die Schubspannungen senkrecht zur Schale betrachtet. Die maximale Normalspannung in der Deckschicht beträgt bei der weniger festen Phenolharzmatrix auf Zug 400 MPa und auf Druck 360 MPa. Für einen Überblick über die Spannungsspitzen zu haben, wird die Kabinenverkleidung als Ganzes betrachtet, um bei sehr hohen Spannungsspitzen anschließend diese lokal zu betrachten. Dabei werden bei dieser Betrachtung alle Deckschichtlagen zeitgleich betrachtet.

Tab. 5: maximale Spannungen in den Kabinenelementen der Referenzkabine

Lastrichtung	x- Richtung [MPa]	y-Richtung [MPa]	zx- Richtung [MPa]	yz- Richtung [MPa]
Abwärts	23,4	29,1	0,11	0,12
Aufwärts	7,70	11,6	0,03	0,03
Seitwärts	6,76	5,66	0,05	0,04
Vorwärts	19,7	24,1	0,33	0,13
Missbrauch auf Seitenwand	129	117	0,75	0,32
Missbrauch auf Deckenpaneel	89,3	113	0,25	0,19

Bei diesem Kabinenelement liegt die höchste Spannung bei 129 MPa. Da diese Spannung weit unter der maximal zulässigen Spannung liegt, ist die Differenzierung der einzelnen Lagen vernachlässigt worden. Auch ist die Position der Maximalspannung nicht genauer untersucht worden, ob eventuell durch punktuelle Lagerungen Spannungsspitzen vorliegen.

Durch die Einführung einer besonderen Lagerungsvariante für diese Betrachtung (siehe dazu Kapitel 4.3.2) muss jedoch auch die Lasteinwirkung auf das Seitenwandpaneel versetzt werden, da mit dieser Modellierung die Last direkt auf den Spant eingeleitet werden würde. Um eine maximale Verformung zu erreichen, wirkt deswegen die Last mittig zwischen den Spanten aufgebracht. Dieses wird bei einem zwei Spantabstände langem Seitenwandpaneel bei ein halben Spantabstand erreicht. Da an dem angebrachten Handgepäckfach die größte Nachgiebigkeit bei maximaler Entfernung zu den Lagern erwartet wird, wird der halbe Spantabstand von der Mitte des Handgepäckfaches gemessen, da dort eine neue Seitenwand beginnt. Bei dieser Modellierung ergeben sich eine Verformung von 20,5 mm, eine maximale Normalspannung von 129 MPa und eine maximale Schubspannung von 0,75 MPa. Diese Verformung wird bei den weiteren Konzepten zusätzlich untersucht und gibt den auslegenden Fall vor.

Die Verformung bei den ursprünglichen Lagerungen sind in Tab. 6 zu entnehmen. Dabei sind die Baugruppen in Handgepäckfach, Seitenwandpaneel und Deckenpaneel aufgeteilt. Die missbräuchlichen Lasten des Seitenwandpaneels und Deckenpaneels sind bei den Belastungsfällen erwartungsgemäß am höchsten. Die Verformung beträgt bei dem Deckenpaneel 21,1 mm. Die Handgepäckfächer erfahren zusätzlich eine Last durch ihre Beladung, deswegen sind hier die Belastungen über missbräuchliche Behandlung niedriger als bei den Beschleunigungsfällen. Die höchste Verformung erfährt das Handgepäckfach bei

einer Beschleunigung nach unten. Dabei biegt sich das Handgepäckfach am Maximalpunkt um 8,54 mm durch.

Tab. 6: maximale Verformungen in den Kabinenelementen der Referenzkabine

Lastrichtung	Handgepäckfach [mm]	Seitenwandpaneel [mm]	Deckenpaneel [mm]
Abwärts	8,52	1,29	1,78
Aufwärts	1,47	0,64	1,00
Seitwärts	0,91	0,40	1,02
Vorwärts	3,29	0,52	0,41
Missbrauch auf Seitenwand	-	20,5 (30,3)	-
Missbrauch auf Deckenpaneel	-	-	21,1
Missbrauch Handgepäck (Tür zuschlagen)	3,47	0,23	1,19
Missbrauch Handgepäck (Abstützen)	2,29	0,28	1,41

Im Angang A sind zusätzlich die Abbildungen der Verformungen der vorwärtsgerichteten (Abb. A-1) und der abwärtsgerichteten (Abb. A-2) Last zu entnehmen.

Die missbräuchlichen Lasten für das Handgepäckfach sind an dieser Stelle exemplarisch untersucht worden, obwohl schon zu erwarten war, dass die resultierenden Verformungen niedriger sind, da die Kräfte durch die Beladung des Gepäcks wesentlich höher sind. Dabei wurden zwei mögliche missbräuchliche Lastfälle generiert. Bei dem ersten Lastfall wirkt die Last mittig auf die Tür des Gepäckfaches (mögl. Lastfall: Türzuschlagen). Beim zweiten Lastfall wird die Last abwärtsgerichtet mittig an der äußersten unteren Kante zum Gang hin angebracht, welches simulieren soll, dass sich eine Person an dem Handlauf des Gepäckfaches festhält. Da diese Lasten nicht relevant für die Auslegung des Gepäckfaches sind, weil die Verformungen deutlich geringer sind als bei der abwärtsgerichtete Belastung, werden sie bei späteren Modellen nicht mehr berücksichtigt.

Das einzige ausmodelliert Lager in der Kabine sind die Stützstreben des Handgepäckfaches. Diese sind als Balkenelemente modelliert. Als Material für diese Elemente wird Aluminium angenommen. Auch diese Elemente sollten sich nicht zu stark verformen, da durch diese Verformung die Kabinenelemente darunter bewegt werden. Die Stützstrebe sind als Hohlstabprofile angenommen mit einem

Durchmesser von 20 mm und einem Innendurchmesser von 16 mm. Mit der stärksten Belastung der Stützstrebe, dem Lastfall nach unten, biegen sich diese Streben um 1,68 mm durch. Dabei erfahren sie eine maximale Biegespannung nach von Mises von 102 MPa.

Die maximalen Spannungen, die bei diesen Kabinenelementen untersucht wurden, sind deutlich niedriger als die zulässigen Spannungen, die bei Phenolharzgewebe 400 MPa, bei Epoxidharzgewebe 600 MPa und bei Aluminium 270 MPa sind. Damit hält das untersuchte Kabinenmodell den betrachteten Belastungen stand.

Die Gesamtmasse dieses Kabinenabschnittes in dieser Modellierung ergibt ein Gesamtgewicht von 122,8 kg. Dieses ist ohne die Berücksichtigung der Stützstreben an den Handgepäckfächern, da das Gewicht der anderen Befestigungen in dieser Hinsicht nicht betrachtet werden kann, da diese nur als Lagerungsknoten modelliert sind. Das zusätzliche Gewicht dieser Stützstreben beträgt insgesamt 0,52 kg.

In den anderen Lagerungen werden die Kräfte untersucht, die über die MPC's abgebildet sind. Damit kann eine abschätzende Aussage über den Gewichtszuwachs oder -abnahme der Halterungen bei gleichbleibender Bauweise der Halterungen getroffen werden. Die Lagerungen müssen die Belastungen der auftretenden Spannungen aufnehmen können. Bei einer senkrechten Last auf eine Baukomponente errechnet sich die Spannung aus dem Verhältnis von Kraft und Fläche.

$$\sigma_N = \frac{F}{A} \quad (5.1)$$

Bei dieser Betrachtung kann gesagt werden, dass bei einer Veränderung der Kraft sich die Fläche und damit die Masse dazu gleich verhalten muss, damit die Spannung unverändert bleibt.

Jedoch werden die Halter nicht senkrecht zur Fläche belastet, sondern es treten zusätzlich Biegung und Torsion auf. Bei der Spannungsberechnung für diese Belastungen geht damit das axiale bzw. das polare Widerstandsmoment ein. Dieses ist stark abhängig von der Form des Bauteiles, welches in diesem Umfang für diese Arbeit nicht untersucht wird. Damit ergibt sich, dass der Vergleich der Kräfte bei den unterschiedlichen Kabinenvarianten nur eine qualitativ abschätzende Aussage über die Veränderung der Masse bei Veränderung der Kraft machen lässt.

Die Kräfte aus den Lagerungen aus MPC's werden an den Knoten ausgewertet, in denen die MPC's verbunden sind. Dabei wird die skalare Kraft betrachtet. Bei Kräfteinleitungen auf mehreren Knoten werden die einzelnen Kraftvektoren betrachtet, addiert und erst dann in einen skalaren Wert wie in Formel (5.2) umgerechnet.

$$\begin{vmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{vmatrix} = a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}$$

Für die Kraftbetrachtung wird bei identischen Lagern jeweils die höchste Kraft ausgewählt, wie in Tab. 7 aufgeführt, da einerseits die Belastungen auch spiegelverkehrt auftreten können und andererseits die Genauigkeit einer qualitativen Abschätzung nicht so hoch ist, so dass nicht jedes einzelne Lager getrennt betrachtet werden kann. Darum wird definiert, dass mehrere Lager, die für eine Aufgabe eingesetzt werden, wie zum Beispiel die zehn unterschiedlichen Befestigung der Seitenwand an den Kabinenfußboden, identisch sind. Darüber hinaus wird die Kraft in aufwärts gerichteter Richtung nicht betrachtet, weil die Spannungen bei der Belastung noch oben immer wesentlich niedriger sind als die Belastungen nach unten.

Tab. 7: maximale Kräfte der MPC-Lagerungen hervorgerufen durch die Referenzkabine

Lagerung	vorwärts [N]	abwärts [N]	seitwärts [N]
Handgepäckbefestigung	2990	2723	1232
Seitenwandbefestigung an Spanten	381	212	178
Seitenwandpaneel am Kabinenfußboden	100	643	67
Befestigung Deckenpaneel zum Handgepäckfach	122	257	166
Befestigung Seitenwandpaneel zum Handgepäckfach	178	221	57

Bei der Untersuchung der Kräfte ist eindeutig zu sehen, dass die Lasten am Handgepäckfach am höchsten sind. Dabei verursachten die Beschleunigungen nach unten ähnlich starke Kräfte wie die Beschleunigung nach vorne, obwohl der Laststoß nach vorne stärker ist. Jedoch nimmt die schräg liegende mittlere Stützstrebe bei der vorwärtsgerichteten Lastrichtung deutlich höhere Normalkräfte als bei der Last nach unten. Deswegen wirken bei der vorwärtigen Lastrichtung an den äußeren Lagerungen des Handgepäckfaches geringe Kräfte als von der Belastung angenommen, da die Lagerungen stärker von den Stützstreben unterstützt werden.

5.1.2 Auswirkungen der Referenzkabine auf den Rumpf

Bei der Betrachtung der Einflüsse der Kabinenelemente auf den Flugzeugrumpf werden zunächst die Spannungsverläufe untersucht. Für diese Betrachtungen sind die Ansichten der Kabinenelemente und des Fußbodenaufbaues ausgeblendet worden, da die Spannungen des Rumpfes untersucht werden sollen. Der Fußboden, dessen Querträger und Sitzschienen auch zum Rumpf gehören, wird deswegen an dieser Stelle nicht betrachtet, da einerseits bei einer Vernachlässigung der Flächenlast auf den Kabinenfußboden, die die Passagier, die Sitze und die Monumente darstellen sollen, keine erwähnenswerte Spannung auf diesen Trägern auftritt und andererseits der Fußboden nur für den Vergleich mit dem Konzept des Kabinencontainers auswertbare Unterschiede darstellen wird. Deswegen wird nur die resultierende Spannung auf dem Rumpfring betrachtet, die diese Flächenlast verursacht. Eine detailliertere Betrachtung des Kabinenfußbodens wird gesondert untersucht und wird nur mit dem letzten Konzept dem Kabinencontainer verglichen. In Abb. 5-1 sind die Spannungsverläufe bei den unterschiedlichen Lastfällen dargestellt. Dabei wurde die von Mises Spannung zum Vergleich gewählt. Diese Spannung wird jeweils mit dem Maximum der Ober- bzw. der Unterseite der Schalenelemente dargestellt.

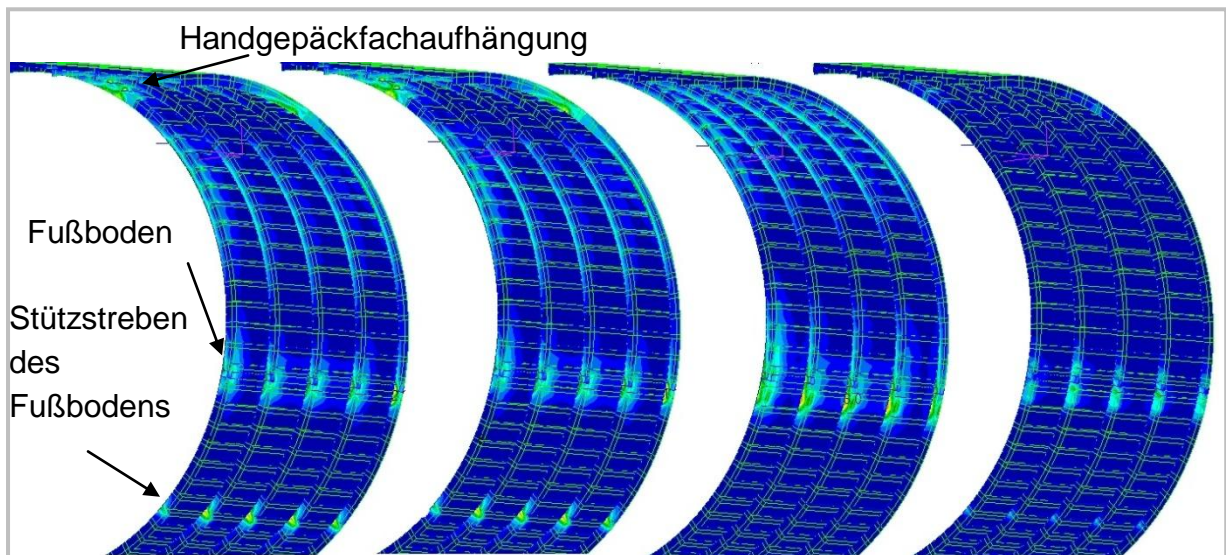


Abb. 5-1: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch die Referenzkabine (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

Bei diesen qualitativen Verläufen ist zu sehen, dass die Lastfälle aufwärts und abwärts ähnliche Verläufe besitzen. Spannungsspitzen sind bei den Lagerungen der Handgepäckfächer, bei der Einleitung des Fußbodens auf den Rumpfring und bei der Auflage der Stützen des Fußbodens. Zwischen Handgepäckfächer und Fußboden verläuft entlang der Spanten eine erhöhte Spannung, die durch exzentrische Belastung der Handgepäckfächer hervorgerufen wird, da diese entlang der Spanten den Rumpf verformen.

Bei der seitlichen Belastung sind Spannungsspitzen bei der Einleitung des Fußbodens und bei den Handgepäckfächern. Bei den Handgepäckfächern verlaufen diese entlang der Spanten, Haut und Stringer.

Bei der vorwärtigen Belastung sind herausragende Spannungen nur entlang der Fußbodeneinleitung und punktuell bei den Handgepäckfächern zu erkennen.

Aus dieser qualitativen Betrachtung heraus werden deswegen nur die Spannungen bei der Einleitung der Rumpffußbodenquerträger in den Rumpf und bei der Aufhängung des Handgepäckfaches betrachtet (siehe Tab. 8), da alle weiteren Lagerung bei diesem Rumpfmodell deutlich geringere Spannungen verursachen und damit einen geringeren Einfluss auf den Rumpf besitzen.

Tab. 8: maximale Spannungsspitzen im Rumpf hervorgerufen durch die Referenzkabine

Lagerung	vorwärts [MPa]	abwärts [MPa]	aufwärts [MPa]	seitwärts [MPa]
Handgepäck- befestigung	82,7	20,1	10,5	19,9
Rumpf Querträger/ Spantver- bindung	162	22,0	11,1	30,4

Die Spannungsspitzen, die bei dem Flugzeugrumpf auftreten sind sehr punktuell, in der Nähe von Kräfteinleitungen. Durch eine Netzverfeinerung an dieser Stelle könnten diese Regionen genauer untersucht werden. Da jedoch der Flugzeugrumpf keinen real existierenden Rumpf darstellt und damit auch nicht ausgelegt wird, werden die Spannungen auf diesem Rumpf nur dazu genutzt, um die unterschiedlichen Konzepte zu vergleichen. Da die Vernetzung des Rumpfes bei allen Varianten identisch groß ist, werden die Spannungen mit der vorhanden groben Vernetzung verglichen. Im Verhältnis zu den Beschleunigungen sind die Spannungen in der Belastung nach oben und unten identisch. Die maximalen Spannungen im Rumpf treten bei der vorwärts gerichteten Last mit 82,7 MPa an den Handgepäckfächern und 162 MPa bei der Fußbodeneinleitung in den Rumpf auf.

Im Anschluss wird der Rumpffußboden im Einzelnen für den Vergleich dieses mit dem Kabinencontainer betrachtet. In der Abb. 5-2 sind die Spannungsverläufe nach v. Mises auf dem Kabinenfußboden zu sehen. Die aufwärtige Belastung ist nicht mit aufgezählt worden, da der Spannungsverlauf qualitativ identisch mit der abwärtigen Last ist. Zu sehen ist, dass bei der abwärtigen Last eine erhöht Spannung an den Sitzschienen und an den äußeren Enden der Querträger auftritt, da die Kabine eine Biegebelastung auf den Fußboden ausübt. Bei der Last zur Seite ist das Maximum bei der Einleitung auf dem Rumpf. Bei der Lastrichtung nach vorne verteilt sich die Spannung auf den Sitzschienen, da diese gezogen bzw. gestaucht werden.

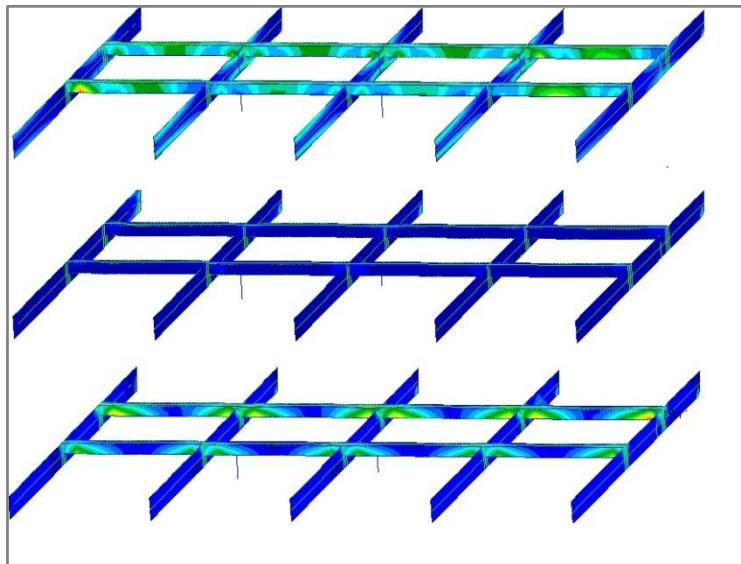


Abb. 5-2: Spannungsverteilungen in den Fußbodenstreben hervorgerufen durch die Referenzkabine (von oben nach unten: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

Quantitativ ergeben die eben beschriebenen Spannungsspitzen die im Tab. 9 aufgeführten Werte. Die maximale Spannung wird wie bei der Betrachtung des Rumpfes bei der Belastung nach vorne erreicht.

Tab. 9: maximale Spannungsspitzen im Fußboden hervorgerufen durch die Referenzkabine

Lagerung	vorwärts [MPa]	abwärts [MPa]	aufwärts [MPa]	seitwärts [MPa]
Spannungsspitze	91,3	37,5	18,7	19,7
Spannungsmaximum Platten (x,y)	21,6	11,5	17,1	81,7

Zusätzlich wird die Verformung des Rumpfes, hervorgerufen durch die Kabinenelemente, betrachtet (siehe Tab. 10). Ihre maximale Verformung tritt bei allen Belastungen mit Ausnahme der seitlichen Belastung an dem höchsten Punkt des Rumpfes auf. Bei der seitlichen Belastung ist das Maximum der Verformung des Rumpfes auf Höhe der Lagerung des Handgepäckfaches.

Tab. 10: maximale Verformungen des Rumpfes hervorgerufen durch die Referenzkabine

Lastrichtung	Verformung (max.)	Position
Abwärts	1,26	oben
Aufwärts	0,65	oben
Seitwärts	4,67	Handgepäckfach
Vorwärts	2,59	oben

5.2 Vorbetrachtung zur Auslegung der alternativen Kabinenelemente

Für die alternativen Kabinenkonzepte werden für die Dimensionierung die beiden missbräuchlichen Lastfälle und die abwärtsgehende Last genauer betrachtet und die Verformung mit einer geringen Abweichung zur Referenzkabine ausgelegt. Ziel war eine maximale Verformung der Bauteile, welche maximal 10 % Abweichung zur Referenzkabine hat. Wird dieser Grenzwert eingehalten kann von einem ähnlichen Verhalten der Kabinenkonzepte ausgegangen werden.

Zusätzlich geht die Kerndicke t_c bei der Verformung über eine Biegebelastung mit einem großen Anteil quadratisch (Steineranteil der Deckschichten) und zu einem kleinen Anteil kubisch (Flächenträgheitsmoment des Kernes) mit ein wie es in der Formel für die Verformung eines Biegebalkens ohne Betrachtung des Schubanteils (Formel 5.3) ersichtlich ist, in der die Biegesteifigkeit EI eingeht, die für ein Sandwichaufbau nach Formel (5.4) aufzuschlüsseln ist.

$$w(x) = \int \left[-\frac{1}{EI} F(x) + C_1 \right] dx \quad [11] \quad (5.3)$$

$$EI = \left[E_c \cdot \frac{t_c^3}{12} + E_f \cdot \left(\frac{t_c + t_f}{2} \right)^2 \cdot t_f \right] \cdot b \quad [15] \quad (5.4)$$

Damit wird der Unterschied von einer zehn prozentigen Verformung einer anteilig geringen Änderung der Dicke des Kernes nach sich ziehen.

Bei der dimensionierenden Last wird bei dem Seitenwandpaneel zusätzlich die Auflage auf den Spanten betrachtet, da diese Lagerung für diesen Lastfall einen zusätzlichen versteifenden Einfluss besitzt. Im Anschluss der Dimensionierung werden die Verformungen und Spannungen in allen Lastfällen überprüft, ob durch die andere Bauweise auffällige Lasten entstanden sind.

Der Aufbau und die Dicke der Deckschichten werden für die weiteren Kabinenelemente als konstant angenommen, da die alternativen Kabinenkonzepte ähnliche Belastungsarten erfahren sollen. Deswegen werden nur die Kernschichtdicken den variierenden Belastungen angepasst.

Wie bei der Auswertung der Referenzkabine wird bei diesem Arbeitsschritt der Flugzeugrumpf sehr steif gemacht, indem das Material der Flugzeugrumpfstruktur einen sehr hohen Elastizitätsmodul zugewiesen bekommt (70000 GPa). Dieses gilt für die erste Dimensionierung auch für die modellierten Befestigungselemente. Diese sind die Stützstreben an den Handgepäckfächern und beim Kabinencontainer die Quer- und Längsstreben des Kabinencontainerfußbodens. Nach der Anpassung der Kabinenkomponenten können diese anschließend ausgelegt werden, da die Verformungen der Befestigungen abhängig sind von den aufgebracht Lasten, die wiederum von der Masse der Kabinenkomponenten abhängen. Nach der Dimensionierung kann wieder der ursprüngliche Elastizitätsmodul für den Flugzeugrumpf angegeben werden, damit der Einfluss der Kabine auf den Rumpf bewertbar ist.

Für eine Vorabdimensionierung der Bauteile ohne FEM, um Iterationsschritte einzusparen, wird eine überschlägige Formel entwickelt, da für eine exakte analytische Rechnung zu viele Faktoren eingehen. Für die erste Näherung zur Dimensionierung kann die Verformung eines Balkens herangezogen werden (siehe Formel (5.3)).

Da die Modelle nur eine Veränderung der Kerndicke für diese Auslegung erfahren, bleiben Lagerungen und Abmessungen der Fläche konstant. Auch die Masse und damit die Kraft verändern sich nur gering, da die Kernschicht verändert werden soll, die eine verhältnismäßig geringe Dichte besitzt. Für eine überschlägige Formel für die Vordimensionierung der Kabinenelemente wird deshalb diese Masse und damit die Kraft als konstant angenommen. Mit dieser Annahme kann folgende Beziehung aufgestellt werden.

$$w_1 \cdot EI_1 = w_2 \cdot EI_2 \quad (5.5)$$

Die Gleichung (5.5) ist nur zur vorläufigen Abschätzung gedacht, da einerseits die Gleichung einen ebenen Balken betrachtet, im Modell aber Platten und Schalen vorhanden sind. Andererseits wird in der FEM die Schubdeformation berücksichtigt. Damit sind dort die vorhandenen Absenkungen schon mit einer Verformung durch

Schubdeformation beaufschlagt. Auch weist die finale Absenkung in der FEM nach der Dimensionierung eine Verformung auf, in der die Schubdeformation berücksichtigt wird. Zusätzlich ist die Kraft $F(x)$ wie schon beschrieben bei einer Änderung der Wandstärke nicht konstant.

Damit ergibt die analytische Vordimensionierung der Verformung eine Abweichung zur FEM Berechnung, da die Verformungen in der FEM stärker sind. Jedoch ist diese grobe Vordimensionierung sinnvoll zur Verringerung der Iterationsschritte.

5.3 FEM-Ergebnisse des 1. Konzeptes: Größere Bauelemente

Dieses Konzept ist wie das Referenzmodell aus Seitenwandpaneelen, Handgepäckfächern und Deckenpaneelen aufgebaut. Die einzelnen Komponenten sind jedoch größer. Diese werden im Folgenden mit dem Vergleich zur Referenz ausgelegt und anschließend die Ergebnisse betrachtet.

5.3.1 Dimensionierung und Betrachtung der Kabinenkomponenten der größeren Bauelemente

Die Komponenten besitzen bei der ersten Auslegung dieselben Kerndicken wie die Referenzkabine. Damit ergeben sich die Verformungen wie in Tab. 11 aufgeführt. Daraus abgeleitet werden die finalen Dicken für dieses Kabinenkonzept gesucht, damit die Verformungen mit denen der Referenzkabine korrelieren.

Tab. 11: Dimensionierung der Kerndicken in den größeren Bauelementen

	Handgepäckfach	Seitenwand- paneel	Deckenpaneel
Referenzverformung [mm]	8,54	20,5	21,1
Referenzkerndicke [mm]	10,4	4	11,8
Verformung mit Referenzdicke [mm]	9,82	18,6	33,0
Finale Kerndicke [mm]	11,5	3,7	21
Verformung mit finaler Dicke [mm]	8,71	20,4	21,1

Dabei ist bei der Seitenwand wieder die Missbrauchslast mit einer zusätzlicher Lagerung an den Spanten wie in Kapitel 4.3.2 dargestellt. Auch diese Kraft ist auf das Kabinenelement mittig zwischen den mittigen Spanten aufgesetzt, so dass die Kraft bei einem Seitenwandpaneels von der Länge von vier Spantabstände bei 3/8

bzw. $5/8$ der Gesamtlänge aufgetragen wird. Da die Lagerung symmetrisch ist, wird nur eine Variante untersucht, da zwischen diesen beiden Möglichkeiten bei einem steifen Rumpf keine Unterschiede zu erwarten sind.

Die Dicke des Deckenpaneels hat sich zur Referenz wesentlich vergrößert, um dieselbe Verformung zu erreichen.

Im Anschluss daran werden die Stützstreben der Handgepäckfächer dimensioniert. Die Stützstreben der Referenzkabine haben sich um 1,68 mm verformt. Bei denselben Abmaßen der Stützstreben ergibt sich bei dieser Konstellation eine Verformung um 5,8 mm. Nach einer Anpassung der Dicke auf einen Außendurchmesser von 30 mm und einen Innendurchmesser von 18 mm ergibt sich eine Verformung von 1,68 mm. Damit ist die Fläche dieses Halters von 113 mm² auf 452 mm² angestiegen. Dadurch steigen die Fläche und die davon abhängige Masse dieses Halters um 400 %. Die maximale Biegespannung wird mit 144 MPa erreicht, so dass das Material den Belastungen standhalten wird.

Die Wandstärken müssen bei gleichbleibenden Verformungen erhöht werden, da die Kabinenkomponenten vergrößert worden sind. Die Anzahl der Befestigungen ist jedoch pro Kabinenelement identisch geblieben. Damit ist es verständlich, dass die Steifigkeit der Komponenten erhöht werden muss. Eine Ausnahme ist hier das Seitenwandpaneel. Die Wandstärke der Seitenwand wird bei den größeren Kabinenelementen verringert. Dieses liegt daran, dass eine Lagerung der missbräuchlichen Last die Spanten übernehmen, die bei beiden Konzepten identisch ist. Zusätzlich ist das Handgepäckfach bei den größeren Kabinenelementen steifer aufgebaut, an dem die Seitenwand befestigt ist. Dadurch erfährt diese eine geringere Verformung bei gleichbleibender Dicke als die Referenzseitenwand.

Im Anschluss werden die gesamten Spannungen (Tab. B-1) und Verformungen (Tab. B-2) der Kabinenelemente betrachtet. Diese sind im Anhang B zu entnehmen. Diese Spannungen sind um das doppelte gestiegen bei den unterschiedlichen Beschleunigungen. Jedoch sind diese noch deutlich unter den Festigkeitswerten der Materialien.

Die Verformungen der Deckenpaneele sind je nach Lastrichtung um das zwei bis dreifache angestiegen, weil die Kerndicke und damit die zu beschleunigende Masse stark angestiegen ist. Die Abbildungen der Verformungen der vorwärtsgerichteten (Abb. A-3) und der abwärtsgerichteten (Abb. A-2) Last sind in Anhang A zu entnehmen.

Nach dieser Auslegung der Kabinenelemente ergibt sich eine rechnerische Gesamtmasse von 128,4 kg ohne Lagerungen. Damit ist das Gewicht dieses Kabinenkonzeptes um 5,6 kg schwerer geworden. Bei einer Gesamtlänge der Kabine von 42 Spantabständen wäre dieses ein absoluter Gewichtszuwachs von 29,4 kg und ein relativer Gewichtszuwachs von 4,56 % gegenüber der Referenz.

Bei der Betrachtung der Lagerungen, die über Verbindungselemente gelöst sind, ergaben sich folgende maximale Kräfte (siehe Tab. 12). Dabei treten die maximalen Kräfte auch hier an den Handgepäckfächern auf. Im Vergleich zur Referenzkabine haben sich alle Kräfte etwa um den doppelten Betrag erhöht. Dennoch sind auch hier die Kräfte in den Handgepäckfächern bei der vorwärtigen und abwärtigen Lastrichtung sehr ähnlich, wegen den unterstützenden Stützstreben.

Tab. 12: maximale Kräfte der MPC-Lagerungen hervorgerufen durch die größeren Bauelemente

Lagerung	vorwärts [N]	abwärts [N]	seitwärts [N]
Handgepäckbefestigung	6425	6264	3463
Seitenwandbefestigung an Spanten	620	308	364
Seitenwandpaneel am Kabinenfußboden	106	167	65
Befestigung Deckenpaneel zum Handgepäckfach	350	874	1224
Befestigung Seitenwandpaneel zum Handgepäckfach	375	213	248

Damit wird sich am Gewicht der Halterungen zusammen kaum etwas ändern. Da diese bei der halben Anzahl an Halterungen die doppelte Kraft tragen müssen. Jedoch erhöht sich das Gesamtgewicht der Stützstreben um 400 %. Somit wird bei einer Verdopplung der Kabinenkomponentenlänge das Gewicht der Halterung insgesamt steigen.

5.3.2 Auswirkungen der größeren Bauelemente auf den Rumpf

Im Vergleich zur Referenzkabine sind die Spannungsspitzen bei diesem Konzept stärker ausgeprägt, da die Verläufe der umliegenden Regionen im Verhältnis zu den Spitzen schwächer ausgeprägt sind (siehe Abb. 5-3). Somit sind bei den Belastungen nach unten, oben und nach vorne stärker ausgeprägte Spannungen bei der Handgepäckfachaufhängung, da bei diesem Konzept die hohen Lasten der beladenen Handgepäckfächern von der halben Anzahl an Halterungen getragen wird.

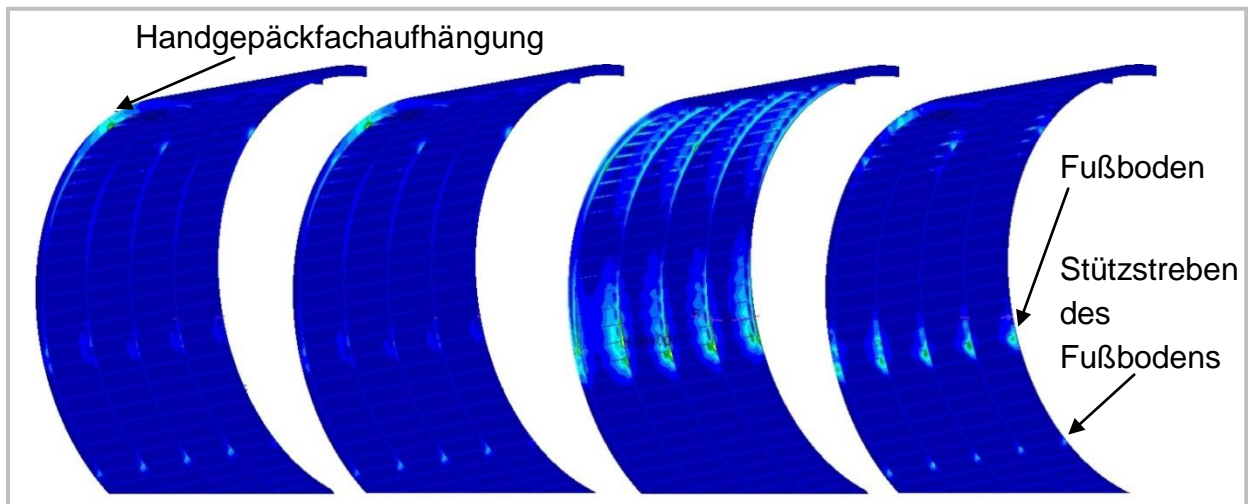


Abb. 5-3: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch die größeren Bauelemente (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

Die Spannungsspitzen dieses Rumpfes und die Verformungen sind den Tab. B-3 und Tab. B-4 in Anhang B zu entnehmen. Im Vergleich zu den Spannungen des Rumpfes, in dem die Referenzkabine integriert ist, sind die Spannungen im Fußboden identisch. Bei der Handgepäckaufhängung sind diese höher. Je nach Lastrichtung ist das Vielfache der Spannungen variabel. Bei der Last zur Seite erhöht sich die Spannung kaum. Bei der Belastung nach oben /unten verändert sich die Spannung zur Referenzkabine um das 3,5-fache. Jedoch ist die Spannung nach vorne immer noch die höchste, dessen Spannungsspitze um das 1,7-fache steigt.

Bei dieser Kabine wird bei der Lastrichtung nach unten und nach oben deutlich stärker der Bereich der Handgepäckbefestigungen verformt. Die globale Verformung des Rumpfes bleibt jedoch ähnlich der der Referenzkabine, da sich der höchste Punkt des Rumpfes genauso zur Referenzkabine absenkt. Eine starke Änderung der Verformung ergibt sich bei der seitwärtigen Belastung. Die maximale Verformung bei dieser Last wird bei der Referenzkabine an der Handgepäckaufhängung erreicht. Diese Verformung steigt bei diesem Konzept um das 1,4 fache.

5.4 FEM-Ergebnisse des 2. Konzeptes: Rumpfüberspannender Kabinenring

Der rumpfüberspannende Ring ist ein zusammenhängendes Bauteil über den Rumpfquerschnitt. In der ersten Modellierung beträgt die Kerndicke konstant 10 mm. Die Deckschichtdicken entsprechen denen der Referenzkabine. Auch bei dem rumpfüberspannenden Kabinenkonzept werden den einzelnen Regionen der Verkleidung unterschiedliche Dicken in Deck- und Kernschicht bei der Dimensionierung zugewiesen. Die Auswirkungen dieses Kabinenelementes auf dem Rumpf werden daraufhin mit der Referenzkabine verglichen.

5.4.1 Dimensionierung und Betrachtung der Kabinenkomponenten des rumpfüberspannenden Kabinenring

Als Ergebnis der Dimensionierung ergeben sich wie in Tab. 13 aufgeführt folgende Verformungen bei den finalen Dicken. Dabei wird das Seitenwandpaneel wie zuvor gesondert mit der Missbrauchslast betrachtet.

Tab. 13: Dimensionierung der Kerndicken dem rumpfüberspannenden Kabinenring

	Handgepäckfach	Seitenwandpaneel	Deckenpaneel
Referenzverformung [mm]	8,54	20,5	21,1
finale Kerndicke [mm]	9,5	4	7,6
Verformungen mit finaler Kerndicke [mm]	8,71	21,6	20,9

Dabei sind alle Komponenten in ihren Kerndicken dünner geworden als bei Referenz.

Bei der Betrachtung der Stützstrebe kommt heraus, dass diese Elemente nicht notwendig sind für diesen Kabinenaufbau, da bei den Belastungsfällen keine größeren Verformung in diesen Stützstreben des Handgepäckfaches, auch bei wesentlich geringeren Durchmessern als bei der Referenz, sichtbar waren. Dieses ist dadurch erklärbar, da das Handgepäckfach bei der Referenzkabine vier Spanten lang ist. Dieses Handgepäckfach ist halb so lang als bei der Referenz. Es wird jedoch auf dieser Länge an beiden Seiten über steife Befestigungen an den Spanten gelagert. Damit ist das Handgepäckfach bei diesem Aufbau deutlich steifer gelagert und benötigt deswegen an der Seite keine zusätzlichen Stützstreben. Aus diesem Grund ist auch die Kerndicke des Handgepäckfaches dünner als bei der Referenz. Zum Abgleich werden anschließend die maximalen Verformungen (siehe Tab. B-6) und Spannungen (siehe Tab. B-5) der anderen Lastrichtungen betrachtet. Dabei sind keine Auffälligkeiten durch erhöhte Verformungen oder Spannungen in anderen Lastfällen oder Regionen vorhanden. Im Vergleich zur Referenz ist das Deckenpaneel insgesamt steifer und das Seitenwandpaneel ist weniger steif als bei der Referenz.

Wie bei den anderen Konzepten sind zum Vergleich die Abbildungen der Verformungen des Lastfalles nach vorne (Abb. A-5) und nach unten (Abb. A-6) im Anhang A zu entnehmen.

Durch die geringen Wandstärken verringert sich auch das rechnerische Gesamtgewicht auf 116,2. Damit verringert es sich um 5,4 %. Damit würde bei einer vollständig eingebauten Kabine bei einem 42 Spanten langem Kabinenabschnittes ein Gewicht von 34,86 kg zur Referenz eingespart werden.

Die Kräfte der Lagerungen sind am Fußboden in abwärtiger Richtung um das 9-fache schwächer als bei der Referenz (siehe Tab. 14). Darüber hinaus sind die resultierenden Kräfte an den Handgepäckfächern bis auf die Lastrichtung nach vorne etwas niedriger. Diese Kraft bei der vorwärtigen Lastrichtung ist um das 1,1-fache stärker.

Tab. 14: maximale Kräfte der MPC-Lagerungen hervorgerufen durch den rumpfüberspannenden Kabinenring

Lagerung	vorwärts [N]	abwärts [N]	seitwärts [N]
Handgepäckbefestigung	3325	1818	936
Seitenwandpaneel am Kabinenfußboden	121	70	58

Da aber im Verhältnis zu der Referenz doppelt so viele Befestigungen an den Handgepäckfächern vorhanden sind, werden diese Halterungen mit hoher Wahrscheinlichkeit schwerer. Allerdings werden sämtliche Befestigungen für die Kabinenkomponenten untereinander und zur Rumpfseite und die Stützstreben eingespart. Damit wird davon ausgegangen, dass das Gesamtgewicht Lagerung insgesamt wie auch das Gewicht der Kabinenkomponenten selber geringer wird.

5.4.2 Auswirkungen des rumpfüberspannenden Kabinenringes auf den Rumpf

Bei der Betrachtung der qualitativen Spannungsverteilung auf den Rumpf ist diese im Vergleich zur Referenz sehr ähnlich (siehe Abb. 5-4), mit der Ausnahme, dass die Spannungsspitzen auch im abgebildeten mittleren Spant stärker sind, da bei dem rumpfüberspannenden Kabinenring die Befestigung des Handgepäckfaches alle zwei Spanten erfolgt und nicht erst nach jedem vierten wie bei der Referenzkabine.

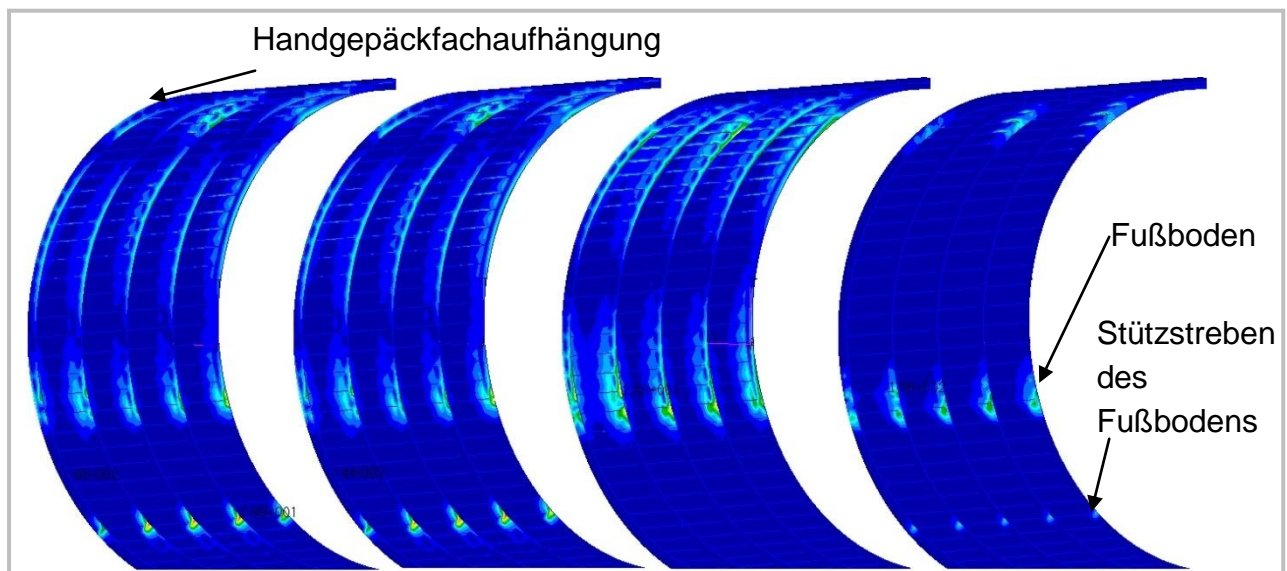


Abb. 5-4: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch den Kabinenring (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

Auch die maximalen Spannungen verhalten sich ähnlich zu der Referenzkabine. Diese sind im Anhang B zusammen mit den Verformungen des Rumpfes detailliert aufgelistet (siehe Tab. B-7, Tab. B-8). Bei den Handgepäckfächern sind die maximalen Spannungsunterschiede noch etwas größer. Die insgesamt auftretenden Spannungsunterschiede sind in abwärtiger /aufwärtiger Richtung eine Verringerung der Spannung um den Faktor 1,4 von 20,1 MPa auf 14,8 MPa und in vorwärtiger Richtung in Vergrößerung der Spannung um den Faktor 1,3 von 82,7 MPa 105 MPa.

Weil die Spannungsveränderung deutlich geringer sind als bei den anderen Konzepten, ist es auch nachvollziehbar, dass die Verformungen im Vergleich zur Referenz sehr ähnlich sind, so dass die größte Abweichung zwischen den beiden Konzepten bei der seitwärtigen Last mit einem Faktor von 1,1 auftritt.

5.5 FEM-Ergebnisse des 3. Konzeptes: Kabinencontainer

Zuerst wird dieser Kabinencontainer derart ausgelegt, dass dieser von alleine ohne Befestigung stehen kann. Dabei werden nur das Eigengewicht und die Lasten der Anbauten unter den Handgepäckfächern betrachtet. Dabei werden diese Lasten abwärtsgerichtet untersucht. Im Anschluss dieser Betrachtung wird dieses Konzept wie die vorherigen Auslegungen mit denselben Belastungen mit der zusätzlichen Betrachtung aus der Prüfung des alleinstehenden Kabinencontainers dimensioniert. Danach kann der Container selber und die Auswirkungen auf dem Rumpf mit dem Referenzmodell verglichen werden.

5.5.1 Dimensionierung und Betrachtung der Komponenten des Kabinencontainers

Für die erste Auslegung dieses Kabinencontainers ohne Flugzeugrumpf muss die Lagerung für die Berechnung definiert werden. Dabei werden alle Balken des Kabinencontainerfußbodens in Längsrichtung in der vertikalen Bewegung gesperrt. Da das Modell damit nur statisch unbestimmt ist, werden zusätzlich an den inneren Längsbalken die übrigen Bewegungsfreiheitsgrade gesperrt. Dabei ist der Kabinencontainer unbeladen, und es wirken nur die einfachen Lasten aus Eigengewicht und Handgepäckanbauten auf diesen Kabinencontainer.

Die vorherigen Konzepte werden in ihren auslegungsbedingten Verformungen auf Querkraft belastet. Bei der Betrachtung des gesamten Kabinenquerschnittes erfährt der Kabinencontainer durch seinen bogenförmigen Aufbau zusätzlich Kräfte tangential zum Kabinenelement, da sich die oberen Kabinenelementabschnitte auf den unteren Abstütze. Die anderen Konzepte erfahren diese Belastung nicht, da sie an den Handgepäckfächern gelagert werden, so dass diese Kräfte überwiegend von den Lagerungen aufgenommen werden. Bei einer Belastung in Normalenrichtung bringt die Dehnsteifigkeit und nicht die Biegesteifigkeit den Widerstand gegen die Verformung. Die Biegesteifigkeit ist vom Elastizitätsmodul und dem Flächenträgheitsmoment abhängig. Durch den Steiner Anteil des Flächenträgheitsmomentes geht der Kern quadratisch in die Beziehung ein, so dass er bei einer relativ dünnen Deckschicht bei Biegebelastungen starken Einfluss besitzt. Die Dehnsteifigkeit ist von dem Elastizitätsmodul und der Fläche abhängig. Damit gewinnt bei Normallasten die Deckschichtdicke an Bedeutung, da diese einen wesentlich höheren Elastizitätsmodul besitzt als der Kern. Dieses wird auch bei der Untersuchung des Kabinencontainers bestätigt, da sowohl die Veränderung des Kernes als auch die Veränderung der Deckschicht der Seitenwand einen sensitiven Einfluss auf die Verformung des gesamten Containers besitzt. Die Verformungen sind in Tab. 15 ausgewertet. Dabei besitzen der Handgepäckfachabschnitt und der Deckenpaneelabschnitt jeweils einer Kerndicke von 10 mm mit einer Deckschichtdicke wie bei der Referenzkabine. Dabei wurden die Kern- und Deckschichtdicken der Seitenwand verändert. Bei dieser Dimensionierung wurden noch weitere Parameter der anderen Abschnitte untersucht, jedoch war dieser Einfluss wesentlich geringer auf die Verformung, so dass am Ende ausschließlich die Seitenwand verändert wurde, welches die Begründung mit der Normalkraft bestätigt.

Tab. 15: Verformungen des Kabinencontainers ohne Rumpf mit variierender Seitenwand

Kerndicke der Seitenwand [mm]	jeweilige Deckschichtdicke der Seitenwand [mm]	Verformung [mm]
10	1	31,3
20	1	10,2
20	0,5	18,9
15	1	16,1

Damit die Seitenwand nicht zu dick wird, ist die Deckschichtdicke von 1 mm ausgewählt worden. Die Laminatgewebematten werden dabei im Modell mit einem jeweiligen 45° Abstand zueinander definiert. Zur Dimensionierung der anderen Kabinenabschnitte wird eine Kerndicke von 15 mm genutzt. Da die Absenkung von 16,1 mm als relativ gering angesehen wird, so dass der Container bei dem Einbau in dem Flugzeugrumpf in die Schienenführung eingehoben werden kann.

Im Anschluss werden die restlichen Kabinenkomponentenabschnitte mit den Lagerungen im Rumpf dimensioniert (siehe Tab. 16). Dabei werden die Verformungen des Handgepäckfachabschnittes und des Deckenpaneelabschnittes mit der Referenzkabine verglichen. Der Fußboden soll sich dabei ähnlich verformen wie die Verkleidung. Deswegen soll die Verformung des Fußbodens bei etwa 20 mm liegen. Bei der Dimensionierung des Fußbodens werden zeitgleich zur Kerndickenänderung die Höhe des Steges der Längsträger und die Höhe der Querbalken in dem gleichem Maße angepasst. Dabei werde die Offsetbeziehung mit der Änderung der Höhe und damit der Änderung des Mittelpunktes mit angeglichen.

Tab. 16: Dimensionierung der Kerndicken in dem Kabinencontainer

	Handgepäckfach	Deckenpaneel	Fußboden
Referenzverformung [mm]	8,54	21,1	-
finale Kerndicke [mm]	12,5	7,0	34
Verformungen mit finaler Kerndicke [mm]	9,08	21,2	19,6

Mit dieser ausgelegten Kabine verformt sich der Kabinencontainer ohne Rumpf um 16,0 mm. Dieses ist keine wesentliche Änderung zu dem zuvor betrachteten alleinstehenden Container ohne fertig ausgelegte Komponenten. Damit muss keine Iteration mit einer veränderten Seitenwand durchgeführt werden.

Die Spannung und Verformungen, die bei diesem Kabinenkonzept auftreten, sind in Anhang B in Tab. B-9 und Tab. B-10 aufgeführt.

Bei dem Vergleich der Verformungen mit der Referenz ist die Verformung der Seitenwand bei der Last abwärts deutlich stärker. Sie beträgt 4,85 mm. Da jedoch das Eigengewicht der Seitenwand bei dem Kabinencontainer gestiegen ist, verursacht es dadurch eine starke Biegebelastung. Darum ist im Deckenbereich durch eine Verringerung der Wandstärke eine schwächere Verformung als bei der Referenz vorzufinden.

Die Verformungen des Kabinencontainers in vorwärts gerichtete Richtung sind in Abb. A-7 und in abwärtige Richtung in Abb. A-8 dargestellt.

Die Spannungen in der Verkleidung steigen im Vergleich zu der Referenz. Jedoch liegen diese noch innerhalb der zulässigen Spannungen. Die Fußbodenplattendeckschichten werden maximal mit 232 MPa beaufschlagt. Der Rahmen des Fußbodens erreicht in der Querstrebe sein Maximum von 246 MPa bei dem Schnitt mit der inneren Längsstrebe. Der Spannungsverlauf dieser Querstrebe ist in Abb. 5-5 zu sehen. Dieses ist sehr nahe an der zulässigen Spannung für Aluminium. Theoretisch könnte darum bei der Querstrebe die Höhe erhöht werden, um das Flächenträgheitsmoment zu erhöhen, um die Biegespannung zu minimieren. Da jedoch die Belastung des Fußbodens sehr vereinfacht angenommen ist, müssen für eine genaue Aussage die Vereinfachung durch die Flächenlast auf den Fußboden aus Passagieren und Stühlen detaillierter betrachtet werden.

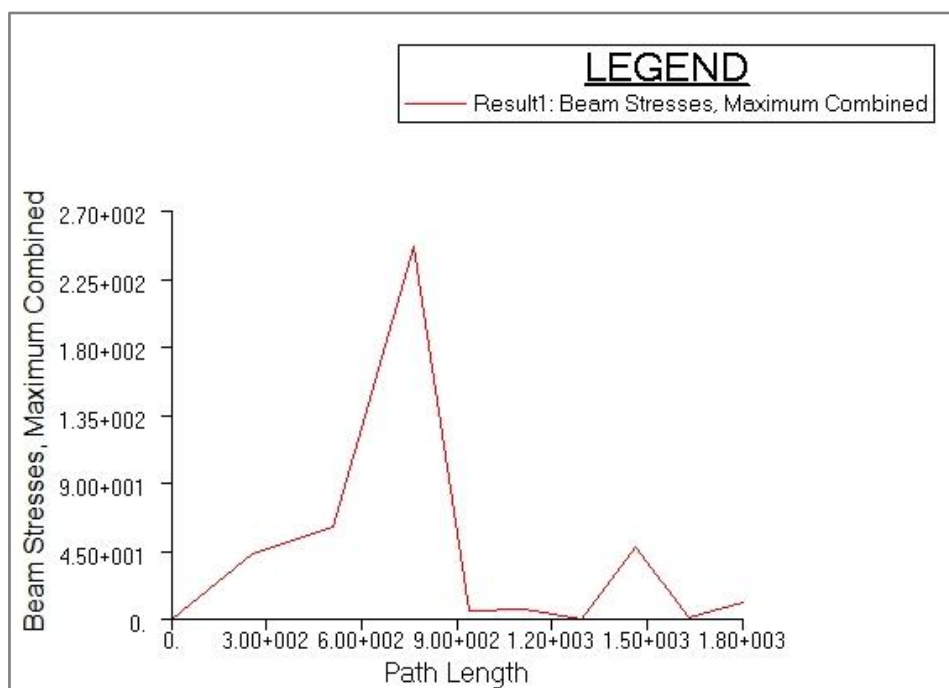


Abb. 5-5: Spannungsverlauf in der maximal belasteten Querstrebe

Bei der Kabinentonne werden die Lagerkräfte der oberen und unteren Schienenführung betrachtet (siehe Tab. 17). Zusätzlich werden die Sperrungen in Längsrichtung an den äußeren Knoten betrachtet. Diese Kraft in Längsrichtung gibt die Kraft vor, die die Arretierung halten muss. Die Kräfte, die die Längslager aufnehmen müssen, liegen bei maximal 8724 N in abwärts gerichteter Richtung. Damit sind die Lasten an den Handgepäckfächern deutlich höher als bei der Referenz. Sehr hohe Lasten müssen die Arretierungen aufnehmen. Diese liegen maximal bei 37 kN. Deswegen werden für diese Lagerung sehr stabile Halter benötigt. Damit wird auch das Gewicht dieser Halter im Verhältnis zu den anderen Halterungen deutlich höher sein, da die Kräfte wesentlich höher sind als die Kräfte bei der Referenz.

Tab. 17: maximale Kräfte der MPC-Lagerungen hervorgerufen durch den Kabinencontainer

Lagerung	vorwärts [N]	abwärts [N]	seitwärts [N]
Handgepäckbefestigung	2542	3325	1211
Innere Fußbodenführung	7120	8724	3308
Äußere Fußbodenführung	5122	7681	2625
Arretierung Handgepäck	12282	2283	-98
Arretierung Fußboden, innen	37150	-12	-79
Arretierung Fußboden, außen	33061	-6	38

Der Kabinencontainer ist deutlich schwerer als die Referenzkabine. Das Gewicht der Verkleidung beträgt 165,5 kg. Die Fußbodenplatten wiegen 72,7 kg und der Fußbodenrahmen 163,8 kg. Darüber hinaus besitzt die obere Schienenführung ein zusätzliches Gewicht. Bei denselben Dimensionen besitzt diese .diese Schienenführung ein Gewicht von 11,8 kg.

Damit beträgt das Gesamtgewicht dieses Containers bei 413,8 kg. Damit ist dieser 237 % schwerer als die Referenz.

5.5.2 Auswirkungen des Kabinencontainers auf den Rumpf

Mit dem Vergleich zur Referenz sind auch hier die Spannungsverläufe des Flugzeugrumpfs sehr ähnlich (siehe Abb. 5-6). Nur die Lastrichtung nach vorne besitzt eine so hohe Spannungsspitze in der Handgepäckfachaufhängung, dass die anderen Spannungen im Verhältnis zu dieser nicht mehr ins Gewicht fallen.

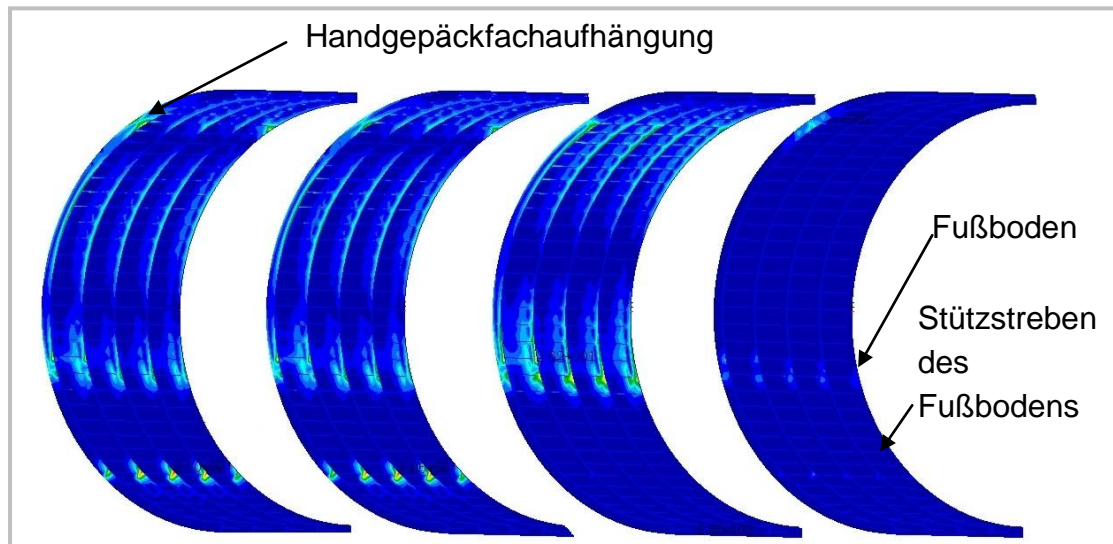


Abb. 5-6: Spannungsverteilungen im Rumpf hervorgerufen durch den Kabinencontainer (v.l.n.r.: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

Dieses ist auch bei der quantitativen Betrachtung dieser Spannungsspitzen in Tab. B-11 in Anhang B zu sehen. Die Spannungsspitzen zur Referenz sind bis auf die Lastrichtung nach vorne ähnlich. Bei der Lastrichtung nach vorne ist bei diesem Kabinenkonzept bei der Fußbodeneinleitung die Spannung um das 1,7-fache schwächer. Bei der Handgepäckaufhängung ist die Spannung um das Vierfache höher. Diese war in der qualitativen Betrachtung schon aufgefallen. Sie beträgt 341 MPa. Dieses wäre für Aluminium zu hoch. Jedoch können einerseits nur die Beziehungen der einzelnen Kabinenkonzepte zueinander betrachtet werden, da der Rumpf nicht dimensioniert wird und der Rumpf keinen exakt realen Rumpf darstellt.

Die Verformungen des Rumpfes hervorgerufen durch dieses Kabinenkonzept sind sehr ähnlich zur Referenzkabine (siehe Tab. in Anhang B). Die höchste Abweichung liegt bei 5% bei der vorwärtigen Belastung.

Beim Rumpffußboden ist eine Spannungsspitze durch die Arretierung zu sehen (Abb. 5-7). Diese tritt bei der vorwärtigen Belastung auf. Bei der abwärtigen Belastung sind Spannungsspitzen punktuell über die Rumpflängsträger aufgeteilt, da der Kabinenfußboden durch die Schienenführung nur jeden Spantabstand gelagert ist.

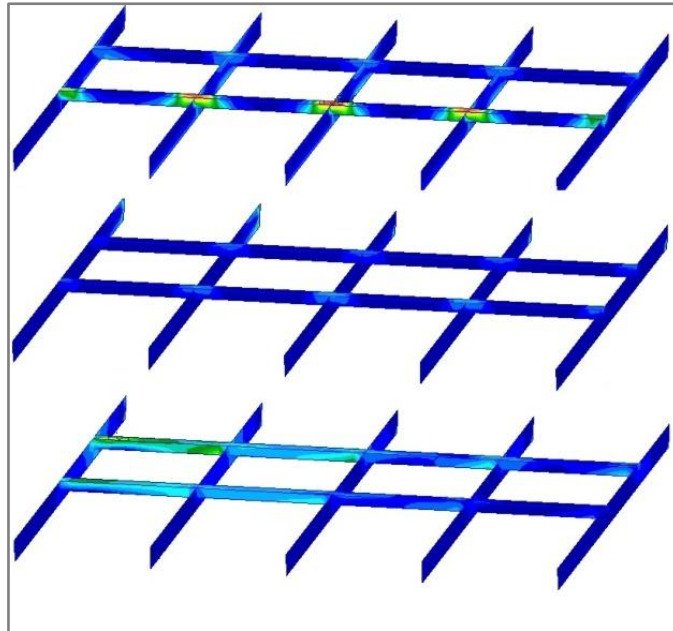


Abb. 5-7: Spannungsverteilungen in den Fußbodenstreben hervorgerufen durch den Kabinencontainer (von oben nach unten: abwärts, aufwärts, seitwärts, vorwärts)

In Tab. 18 sind die Spannungsspitzen aufgelistet. Bei der Belastung nach vorne ist die Spannung 1,5-mal höher als bei der Referenz. Jedoch sind die Spannungsspitzen bei der Belastung nach unten um das 1,4-fach niedriger.

Dafür sind die Spannung in den Fußbodenplatten bis auf die seitwärtige Belastung so gut wie nichtmehr vorhanden, da die Fußbodenplatten bei dieser doppelten Ausführung keine direkt Belastung ertragen müssen, sondern nur noch den Rumpffußbodenrahmen stützen.

Tab. 18: Spannungsspitzen am Fußboden bei dem Kabinencontainer

Lagerung	vorwärts [MPa]	abwärts [MPa]	aufwärts [MPa]	seitwärts [MPa]
Spannungsspitze (v.Mises)	135	27,2	13,6	18,7
Spannungsmaximum Platten (x,y)	3,8	2,5	1,4	75,8

6 Auswertung

In dieser Arbeit werden unterschiedliche, neu entworfene, Kabinenintegrationskonzepte im Hinblick auf ihre Auswirkungen auf den Flugzeugrumpf untersucht. Im Folgenden werden die Ergebnisse der FEM Betrachtung zusammengefasst, miteinander verglichen und bewertet.

6.1 Diskussion der Ergebnisqualität

Generell ist bei der Betrachtung von Zahlenwerten in dieser Arbeit zu berücksichtigen, dass bei der Modellierung der Geometrie Vereinfachungen vorgenommen werden.

Details der Bauteile wie zum Beispiel Fenster im Rumpf oder Inserts an den Befestigungspunkten im Sandwich sind nicht abgebildet. Außerdem können Materialparameter oft nur näherungsweise bestimmt werden, insbesondere die Kennwerte von Phenolharzlaminierten sind vom Hersteller nicht gut dokumentiert. Die Steifigkeiten der Verbindungselemente werden nicht berücksichtigt sondern diese sind als unendlich steif angenommen.

Der Einfluss dieser Vereinfachungen wird jedoch als hinnehmbar betrachtet, um den Berechnungsaufwand in realistischen Rahmen zu halten. Sämtliche getroffenen Annahmen entsprechen der allgemeinen Vorgehensweise bei FEM Berechnungen und werden auch in einschlägiger Fachliteratur beschrieben.

Deshalb ist davon auszugehen, dass die Ergebnisse hinreichend genau für eine Beurteilung der Auswirkungen der Kabinenkonzepte auf die Rumpfstruktur sind.

6.2 Vergleich und Bewertung der Konzepte

In der nachfolgenden Tabelle sind die maßgeblichen Eigenschaften zusammengefasst. Darunter ist die maximale Spannung und die maximale Verformung die im Rumpf aufgetreten ist, aufgelistet. Zusätzlich wird das Gesamtgewicht inklusive Stützstreben der Handgepäckfächer zusammengefasst. Zur Bestimmung der Gesamtlagerlast wird die Anzahl der Lager mit der jeweils maximalen Lagerkraft multipliziert.

Tab. 19: Vergleich der einzelnen Konzepte

Lastrichtung	Max. Spannung im Rumpf [MPa]	Max. Verformung Rumpfes [mm]	Kabinengewicht [kg]	Gesamte Lagerlast [N]
Referenzmodell	162	4,7	123	51'000
Größere Bauelemente	142	6,7	130	49'000
Kabinenring	136	4,3	116	56'000
Kabinencontainer	341	4,4	414	626'000

Es zeigt sich deutlich, dass der Kabinencontainer wesentlich schlechtere Eigenschaften aufweist als sämtliche andere Konzepte.

Die größeren Bauelemente weisen die geringste Lagerlast sowie eine deutlich reduzierte Spannung im Rumpf aus, jedoch ist die Verformung am höchsten und das Gewicht liegt ebenfalls über dem des Referenzmodells.

Der Kabinenring ist gekennzeichnet durch noch weiter reduzierte Spannungen im Rumpf sowie durch das geringste Gewicht aller Varianten bei gleichzeitig niedriger Verformung. Jedoch ist die Lagerbelastung höher als bei dem Referenzmodell.

Den schlechteren strukturellen Eigenschaften des Kabinencontainers stehen einige interessante Aspekte bei der Montage gegenüber. Die Platzierung und Befestigung des Kabinencontainers im Rumpf ist einfacher und Bauteile wie Sitze können bereits vor Einbau im Rumpf im Container montiert werden. Eine weitere Betrachtung zu diesem Thema wird empfohlen.

Bei den beiden anderen alternativen Konzepten weist der Kabinenring die besseren Eigenschaften auf. Geringeres Eigengewicht, geringere Belastung und geringere Verformung des Rumpfes gegenüber dem Referenzmodell werden erreicht. Lediglich die Lagerbelastung ist gestiegen. Auch hier wird eine weiterführende Betrachtung empfohlen, um den genauen Einfluss der Lagerlast auf das Gewicht der Befestigungselemente zu überprüfen.

6.3 Schlussfolgerungen

Aus der Betrachtung der Ergebnisse aus der FEM ergibt sich, dass eine Veränderung des Kabinenkonzeptes signifikante Auswirkungen auf die Rumpfstruktur haben kann.

Konkret führt die Variante des Kabinenrings gegenüber dem aktuellen Stand der Technik zu einer Verringerung der Spannungsspitzen im Rumpf um über 15% und zu einer Gewichtsreduzierung der betrachteten Kabinenelemente von ca. 5%.

Auch allgemeine qualitative Aussagen zum Einfluss von Kabinenkonzepten auf die Spannungen Rumpf sind möglich. Bei einem ähnlichen Aufbau aus Deckenpaneel, Handgepäckfach und Seitenwand ergeben sich sehr ähnliche Spannungsverläufe. Wenn jedoch die Bauelemente sehr lang werden und zusätzlich hohe Lasten tragen müssen, wie bei einem Handgepäckfach, werden die Spannungsspitzen merkbar höher. Dies ist zu sehen beim Vergleich von den größeren Kabinenelementen mit der Referenz, da hier die Spannung bei einer Verdopplung der Länge die Spannung an den Handgepäckfächern um das zwei bis dreifache angestiegen ist. Möglichkeiten zur Verringerung dieser Spitzen sind zum Beispiel eine lokale Versteifung des Rumpfes oder die Erhöhung der Anzahl an Befestigungspunkten.

7 Zusammenfassung

Ziel dieser Bachelorarbeit ist eine Abschätzung der Einflüsse von Kabinenelementen auf die Rumpfstruktur zu erstellen.

Eine Betrachtung der Grundlagen zu diesem Thema sowie ein Überblick über den aktuellen Stand der Technik werden angefertigt.

Es werden drei unterschiedliche Kabinenelemente mit unterschiedlichen Integrationskonzepten entworfen. Im Ergebnis entstehen folgende Konzepte: Eine Vergrößerung der Kabinenelemente in der Länge, eine Zusammenfassung der Kabinenelemente zu einem Verbund und eine Kombination beider Konzepte, so dass ein zusammenhängender Verbund über die Kabinenlänge entsteht. Das letzte Konzept, der sogenannte Kabinencontainer besitzt zusätzlich einen eigenen Fußboden.

Diese alternativen Konzepte werden mit einem existierenden Kabinenaufbau verglichen. Hierbei werden die Kriterien Gewicht, Spannungen und Verformungen mit Hilfe der Finiten Elemente Methode betrachtet. Dazu werden diese Modelle in einen vereinfachten Flugzeugrumpf integriert, mit identischen Lasten, welche laut einschlägigen Regeln im Flugfall auftreten, beaufschlagt und dann im Vergleich mit der Verformung des Referenzkabinenkonzeptes ausgelegt.

Darüber hinaus werden die Massen der einzelnen Konzepte berechnet und die auftretenden Kräfte an den Lagerungen ausgewertet.

Ein Vergleich der betrachteten Kabinenkonzepte wird durchgeführt, indem die als maßgeblich betrachteten Ergebnisse gegenübergestellt und Vor- und Nachteile der Varianten erläutert werden.

Als Schlussfolgerung können sowohl konkrete Aussagen über die Einflüsse von den in der Arbeit betrachteten Konzepten, sowie auch allgemeine Aussagen über den Einfluss bestimmter Bauweisen auf die Rumpfstruktur gemacht werden. Die Betrachtung der unterschiedlichen Kabinenkonzepte führt zu dem Schluss, dass der Aufbau der Kabine mittels eines Verbundes der Kabinenkomponenten zu einem rumpfüberspannenden Kabinenring die größten Vorteile aufweist. Der Kabinencontainer weicht stark von den anderen Konzepten ab, sein Gewicht sowie die Rumpfbelastungen sind verglichen mit allen anderen Varianten deutlich höher.

8 Literaturverzeichnis

- [1] Airbus Operation GmbH (Hrsg.): *Gewichtsbuch des A320*. Hamburg: 1996. – Vertrauliche Daten
- [2] Airbus S.A.S (Hrsg.): *A330-200/300 and 340-300 Cabin Configuration Guide*. Toulouse-Blagnac: 2004. – Vertrauliche Firmenschrift
- [3] Airbus S.A.S (Hrsg.): *A330/A340 Cabin Configuration Guide*. Toulouse-Blagnac: 1997. – Vertrauliche Firmenschrift
- [4] Airbus S.A.S (Hrsg.): *Airbus A320-200 Data Basis for Design*. Toulouse-Blagnac: 1988. – Vertrauliche Firmenschrift
- [5] Airbus S.A.S (Hrsg.): *Cabin Configuration Guide A380-800*. Toulouse-Blagnac: 2009. – Vertrauliche Firmenschrift
- [6] Airbus S.A.S (Hrsg.): *Enhanced Cabin Booklet A320 Family*. Toulouse-Blagnac: 2007. – Vertrauliche Firmenschrift
- [7] Airbus S.A.S (Hrsg.): *Single Aisle Cabin Configuration Guide*. Toulouse-Blagnac: 2001. – Vertrauliche Firmenschrift
- [8] Allsafe Jungfalk GmbH & Co. KG (Hrsg.): *Panel and Stanchion Fittings*. Unter: <http://www.allsafe-group.com/de/produkte/panel-and-stanchion-fittings-224>, Zugriff am 2012-10-26.
- [9] Alu Menziken Extrusion AG (Hrsg.): *Anwendungen*. Unter: <http://www.alu-menziken.com/de/uac-alu-menziken-aerospace>, Zugriff am 2012-10-22.
- [10] Attax assembly systems (Hrsg.): *Catalogue Attax Ind F01*. Carrières-sur-Seine: 2009. Unter: <http://www.attax.com/eng/catalog>, Zugriff am 2012-10-26. – Produktkatalog
- [11] Beitz, Wolfgang; Grote, Karl-Heinrich (Hrsg.): *Doppel Taschenbuch für den Maschinenbau*. Sonderausgabe für Weltbild Verlag. 19. Auflage. Italien: Springer-Verlag Berlin, 1997.
- [12] CAE Simulation Solutions Maschinenbau Ingenieurdienstleistungen GmbH (Hrsg.): *RBE2- und RBE3-Elemente*. 2012. Unter: <http://www.cae-sim-sol.at/de/msc-software-faqs/msc-nastran/rbe2-und-rbe3-elemente>, Zugriff am 2012-12-05.
- [13] Edwards, Mary; Edwards, Elwyn: *The aircraft cabin: managing the human factors*. Hants: Grower Technical, 1990.
- [14] European Aviation Safety Agency (Hrsg.): *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. 3. Änderung. 2007 - Zulassungsvorschrift
- [15] Gay, Daniel; Hoa, Suong V.; Tsai, Stephen W.: *Composite materials design and applications*. Boca Raton: CRC Press LLC, 2003.

- [16] General Aviation Manufacturers Association (Hrsg.): *Acceptable practices document, cabin interior monument structural substantiation methods*. 13. Publication. Washington: 2009.
- [17] Gross, Dietmar, et al: *Technische Mechanik 4*. 4. Auflage. Heidelberg: Springer Verlag, 2002.
- [18] Hammel, Steffen: *Entwicklung einer rechnergestützten Methode für die frühzeitige Ermittlung des Gewichts von zukünftigen Kabinenkomponenten (inkl. deren Integration in die Flugzeugstruktur) während der Konzeptphase eines Flugzeugvorentwurfs*. Hamburg: Case4de GmbH, 2012. – Vertrauliche Firmenschrift
- [19] Heim, Rüdiger: *FEM mit NASTRAN Einstieg und Umsetzung mit Lernprogramm UNA*. München: Carl Hanser Verlag, 2005.
- [20] Hexcel Composites (Hrsg.): *HexWeb Honeycomb Attributes and Properties*. Duxford: 1999. – Firmenschrift
- [21] Hexcel Composites (Hrsg.): *Honeycomb Sandwich Design Technology*. Duxford: 2000. – Firmenschrift
- [22] Hexcel Corporation (Hrsg.): *Prepreg Technology*. Stamford: 2005. – Firmenschrift
- [23] Hünecke, Klaus: *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2008.
- [24] Kassapoglou, Christos: *Design and Analysis of Composite Structures*. West Sussex: John Wiley & Sons, Ltd., 2010.
- [25] Koeppen, Carsten: *Methodik zum modellbasierten Prognose von Flugzeugparametern im Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen*. Berlin: Shaker Verlag, 2006.
- [26] Konieczny, Gordon: *Architektur von Flugzeugkabinen*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fakultät Technik und Informatik, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2009. – Skript
- [27] Lufthansa Technical Training (Hrsg.): *Training Manual Fundamentals - Maintenance Practices Weight & Balance*. Hamburg: 1995.
- [28] M.C. Gill Corporation (Hrsg.): *Castle Industries Dado Panels for the 747-LCF Surpass Boeing Expectations*. In: The Doorway Nr. 4, 43. Ausgabe. El Monte:, Herbst 2006. – Kundenzeitschrift
- [29] Miller, Mark P: *MSC.Nastran Getting Started User's Guide* 2 Auflage. Los Angeles: MacNeal-Schwendler Corporation, 1996.
- [30] MSC Software Corporation (Hrsg.): *MD/MS Nastran 2010 Linear Static Analysis User's Guide*. Santa Ana: 2010.

- [31] MSC Software Corporation (Hrsg): *MSC.Patran 2001 (r2) Release Guide*. Santa Ana: 2001.
- [32] MSC Software Corporation (Hrsg): *Patran 2010 Reference manual Part2: Geometry Modeling*. Santa Ana: 2010.
- [33] National Aeronautics And Space Administration (Hrsg.): *ANTHROPOMETRY AND BIOMECHANICS*. Aus: Norm NASA-STD-3000, Volume 1, Section 3, Houston: NASA- Johnson Space Center, 2008. Unter: <http://msis.jsc.nasa.gov/sections/section03.htm>, Zugriff am 2012-10-19.
- [34] Committee on Fire- and Smoke-Resistant Materials for Commercial Aircraft Interiors (Hrsg.): *Fire and Smoke Resistant Interior Materials for Commercial Transport Aircraft*. Washington: National Academy Press, 1995. Unter: http://www.nap.edu/openbook.php?record_id=5073, Zugriff am 2012-10-19.
- [35] Niu, Michael C.-Y.: *Composite airframe structures practical design information and data*. 3. Veröffentlichung. Hong Kong : conmilit press, 2000.
- [36] Raymer, Daniel P: *Aircraft design: a conceptual approach fourth edition*. Playa del Rey: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [37] Schaeffler Technologies AG & Co. KG (Hrsg.): *Linearführungen*. In: medias-professional-Produktkatalog. Herzogenaurach: Unter: <http://medias.schaeffler.de/medias/>, Zugriff am 2013-01-03. – Produktkatalog
- [38] Seibel, Michael und Flüh, Hans J: *Strukturkonstruktion*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaft Hamburg, Fakultät Technik und Informatik, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2009. – Skript
- [39] Torenbeek, Egbert: *Synthesis of subsonic airplane design*. Rotterdam: Delft University Press, 1976.
- [40] Weinberg, K.: *Zur Methode der finiten Elemente in der Mechanik - Linear-elastische Probleme*. Berlin, Technische Universität Berlin, Fakultät V Institut für Mechanik, 2006. – Skript

Anhang A: Kabinenelementverformungen

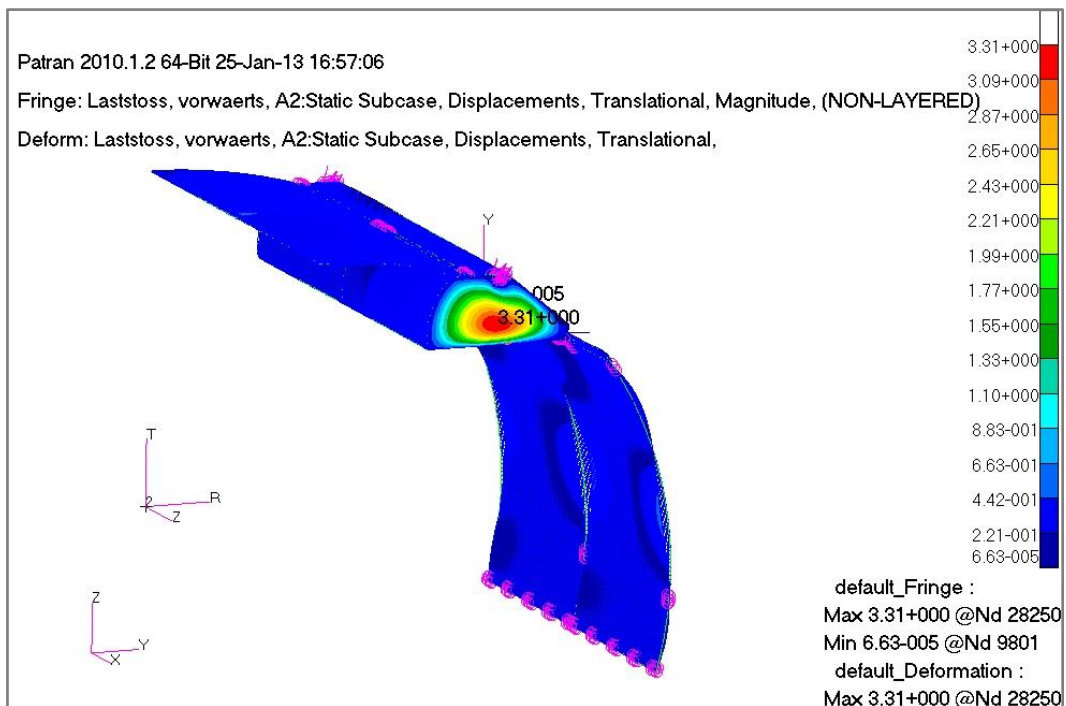


Abb. A-1: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (Referenzkabine)

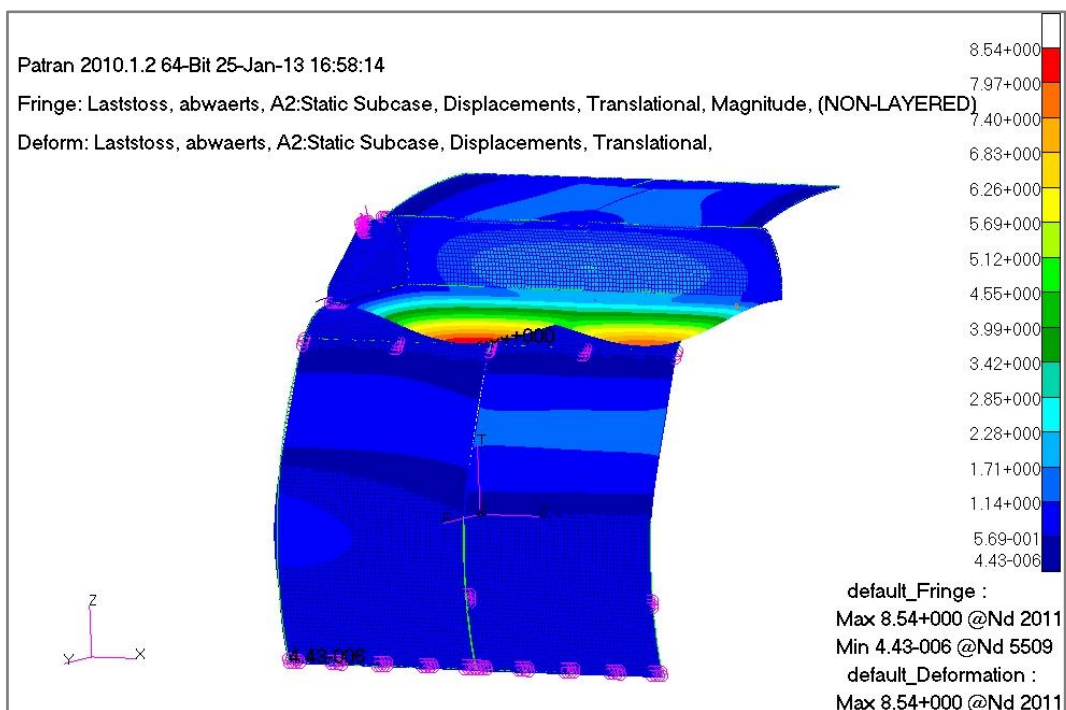


Abb. A-2: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (Referenzkabine)

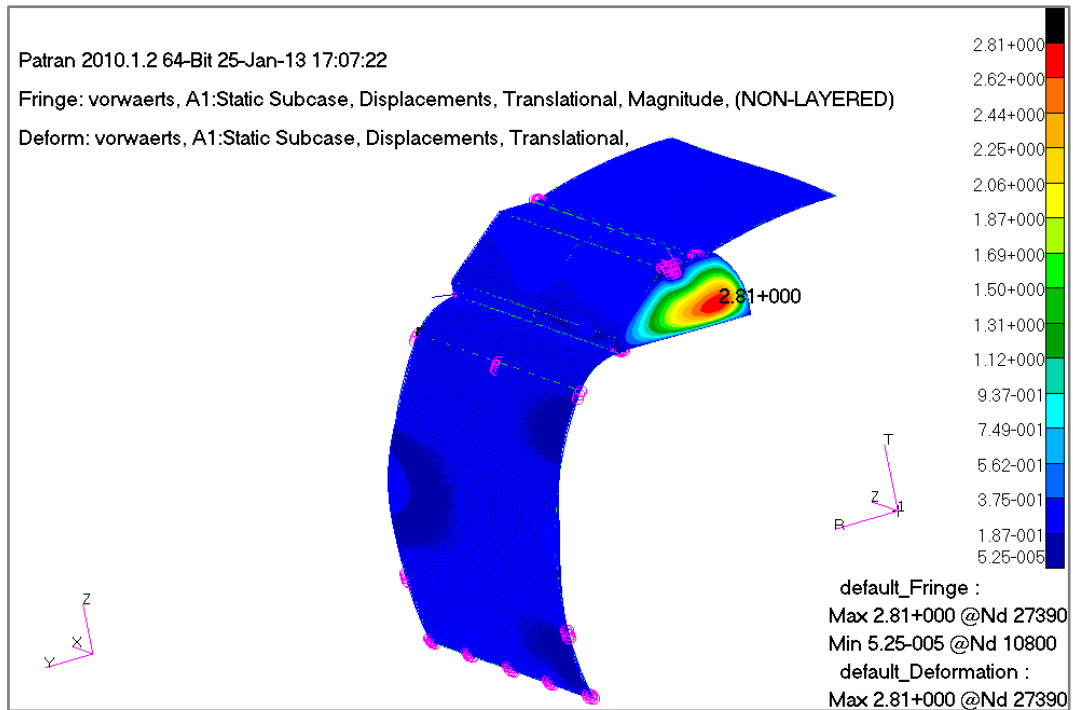


Abb. A-3: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (größere Bauelemente)

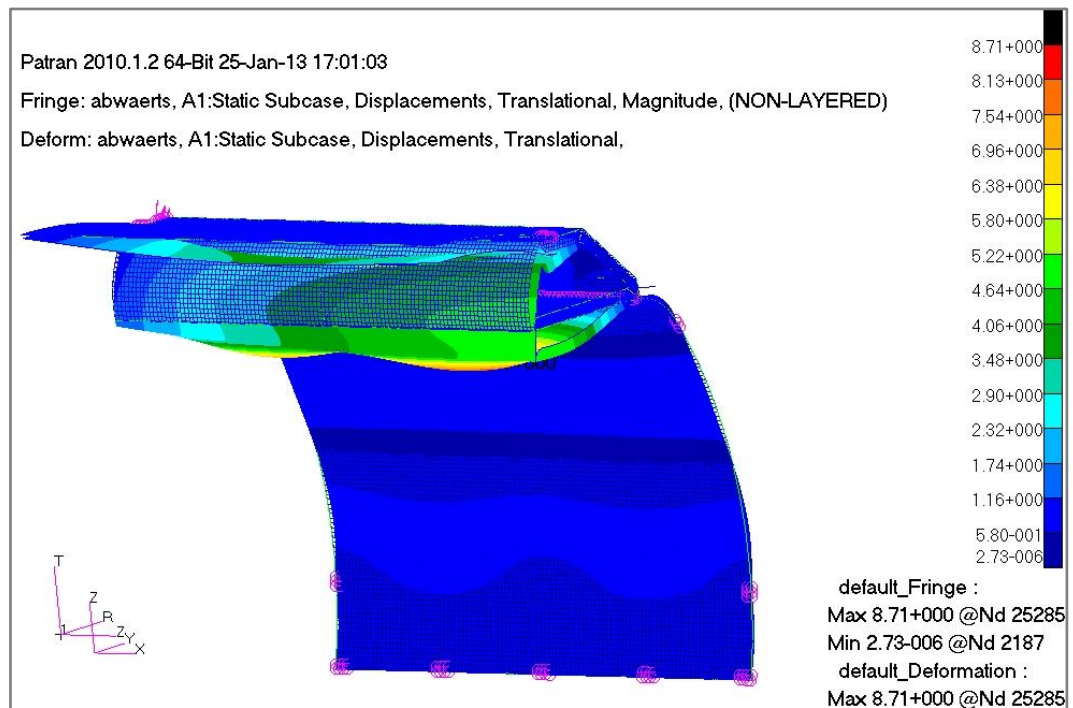


Abb. A-4: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (größeres Bauelement)

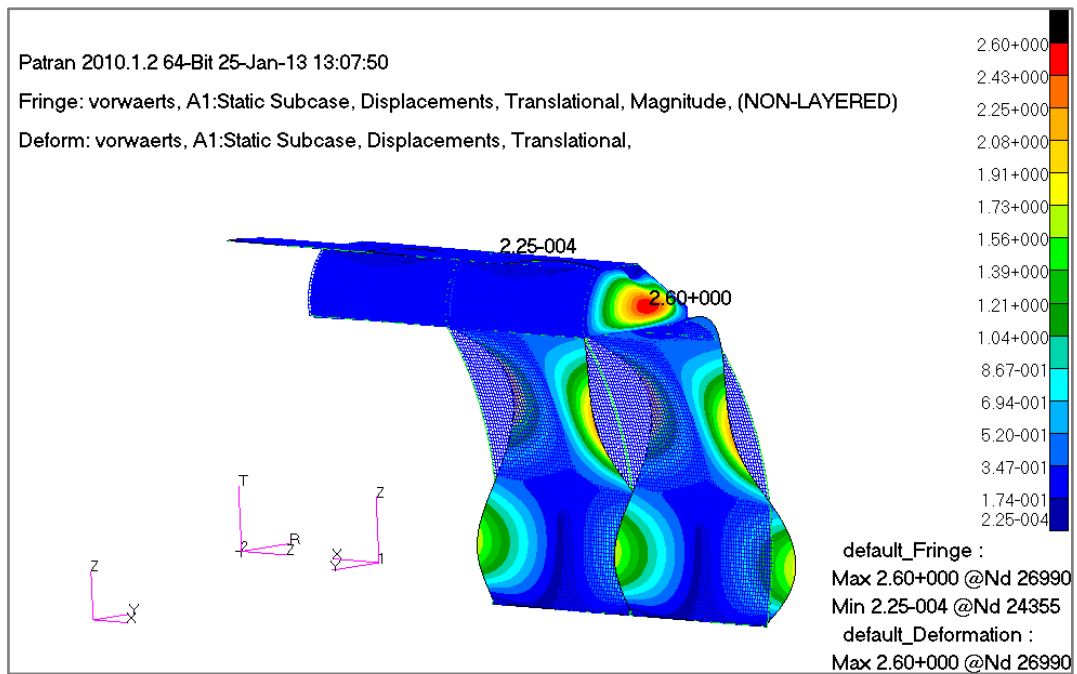


Abb. A-5: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (rumpfüberspannender Kabinenring)

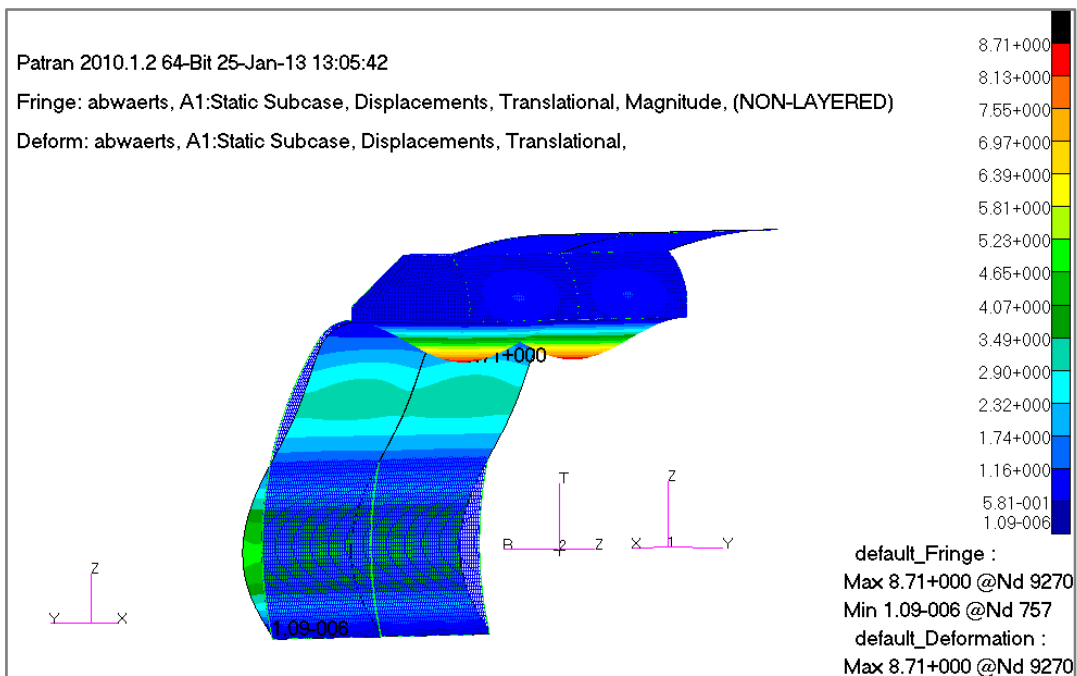


Abb. A-6: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (rumpfüberspannender Kabinenring)

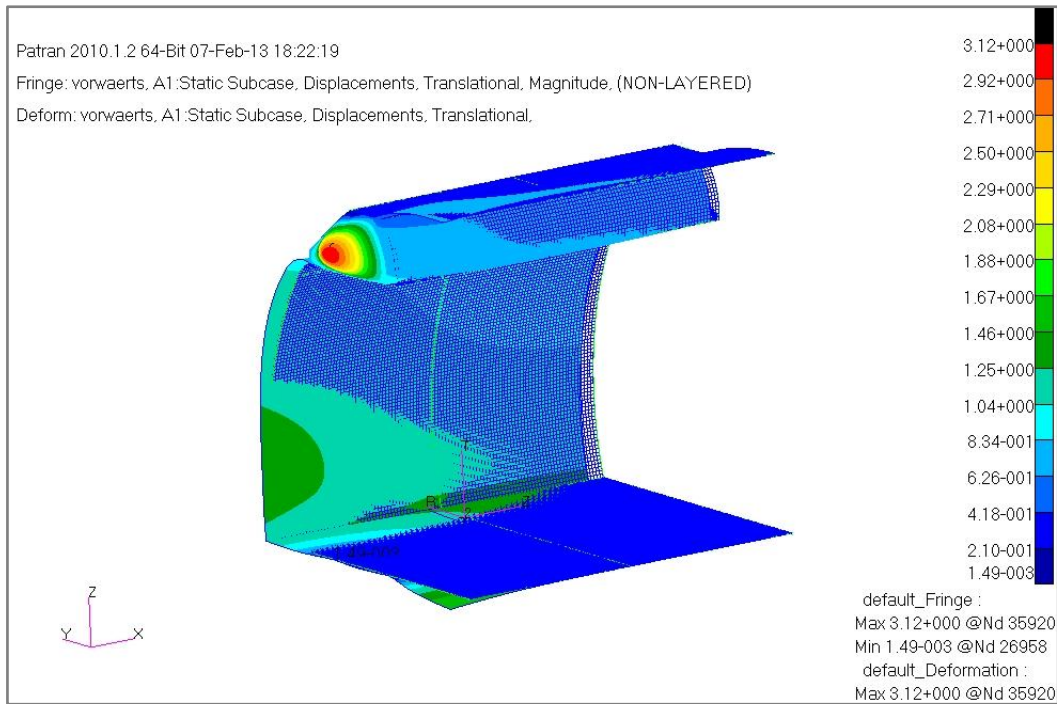


Abb. A-7: Betrachtung der Verformung bei vorwärtsgerichteter Beschleunigung (Kabinencontainer)

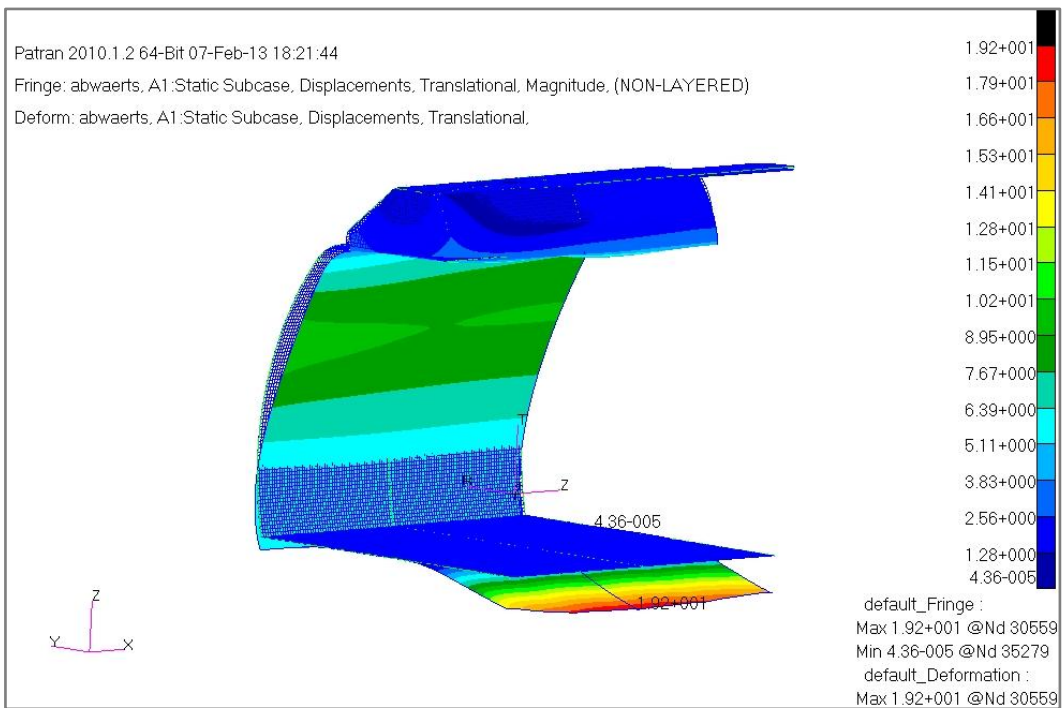


Abb. A-8: Betrachtung der Verformung bei abwärtsgerichteter Beschleunigung (Kabinencontainer)

Anhang B: Spannung und Verformungen der Kabinenelemente

Tab. B-1: maximale Spannungen in den Kabinenelementen der größeren Bauelemente

Lastrichtung	x- Richtung [MPa]	y-Richtung [MPa]	zx-Richtung [MPa]	yz-Richtung [MPa]
Abwärts	50,2	51,1	0,17	0,16
Aufwärts	14,5	17,8	0,05	0,06
Seitwärts	29,2	28,4	0,35	0,34
Vorwärts	26,4	22,4	0,23	0,33

Tab. B-2: maximale Verformungen in den Kabinenelementen der größeren Bauelemente

Lastrichtung	Handgepäckfach [mm]	Seitenwandpaneel [mm]	Deckenpaneel [mm]
Abwärts	8,70	2,18	6,20
Aufwärts	2,21	0,66	3,13
Seitwärts	2,51	1,99	2,01
Vorwärts	2,69	0,26	0,365

Tab. B-3: maximale Spannungsspitzen im Rumpf hervorgerufen durch die größeren Bauelemente

Lagerung	Vorwärts [MPa]	Abwärts [MPa]	Aufwärts [MPa]	Seitwärts [MPa]
Handgepäck-befestigung	142	72,8	37,3	26,2
Rumpf Querträger/ Spantverbindung	140	22,7	11,5	40,8

Tab. B-4: maximale Verformungen des Rumpfes hervorgerufen durch die größeren Bauelemente

Lastrichtung	Verformung (max.) [mm]	Position
Abwärts	1,48	Handgepäck
Aufwärts	0,76	Handgepäck
Seitwärts	6,65	Handgepäck
Vorwärts	2,74	oben
Abwärts, oben	1,31	oben
Aufwärts, oben	0,68	oben

Tab. B-5: maximale Spannungen in den Kabinenelementen bei dem rumpfüberspannenden Kabinenring

Lastrichtung	x- Richtung [MPa]	y-Richtung [MPa]	zx-Richtung [MPa]	yz-Richtung [MPa]
Abwärts	15,4	15,2	0,12	0,12
Aufwärts	3,52	3,42	0,03	0,03
Seitwärts	9,95	11,3	0,03	0,03
Vorwärts	14,4	14,4	0,25	0,21

Tab. B-6: maximale Verformungen in den Kabinenelementen bei dem rumpfüberspannenden Kabinenring

Lastrichtung	Handgepäckfach [mm]	Seitenwandpaneel [mm]	Deckenpaneel [mm]
Abwärts	8,71	4,85	0,18
Aufwärts	1,31	2,80	0,15
Seitwärts	1,22	1,92	0,37
Vorwärts	2,60	2,29	0,20

Tab. B-7: maximale Spannungsspitzen im Rumpf hervorgerufen durch den rumpfüberspannenden Kabinenring

Lagerung	Vorwärts [MPa]	Abwärts [MPa]	Aufwärts [MPa]	Seitwärts [MPa]
Handgepäck- befestigung	105	14,8	8,10	20,0
Rumpf Querträger/ Spantver- bindung	136	19,9	9,98	24,8

Tab. B-8: maximale Verformungen des Rumpfes hervorgerufen durch den rumpfüberspannenden Kabinenring

Lastrichtung	Verformung (max.) [mm]	Position
Abwärts	1,17	oben
Aufwärts	0,61	oben
Seitwärts	4,31	Handgepäck
Vorwärts	2,29	oben

Tab. B-9: maximale Spannungen in den Kabinenelementen bei dem Kabinencontainer

Lastrichtung	x- Richtung [MPa]	y-Richtung [MPa]	zx-Richtung [MPa]	yz-Richtung [MPa]
Kabinenverkleidung				
Abwärts	84,1	66,1	0,11	0,09
Aufwärts	23,7	33,0	0,05	0,05
Seitwärts	35,4	45,9	0,13	0,05
Vorwärts	36,9	33,9	0,12	0,11
Fußbodenplatten				
Abwärts	230	232	0,28	0,31
Aufwärts	113	114	0,14	0,16
Seitwärts	5,15	5,23	0,00	0,00
Vorwärts	57,1	48,1	0,00	0,00
Fußbodenrahmen, Aluminium	v. Mises [MPa]			
Abwärts	246			
Aufwärts	123			
Seitwärts	15			
Vorwärts	50,3			

Tab. B-10: maximale Verformungen in den Kabinenelementen bei dem Kabinencontainer

Lastrichtung	Handgepäckfach [mm]	Seitenwandpaneel [mm]	Deckenpaneel [mm]	Fußboden [mm]
Abwärts	8,76	9,40	2,22	19,6
Aufwärts	2,19	4,70	0,92	9,81
Seitwärts	3,48	3,51	4,07	0,97
Vorwärts	3,12	1,40	0,76	1,92

Tab. B-11: maximale Spannungsspitzen im Rumpf hervorgerufen durch den Kabinencontainer

Lagerung	Vorwärts [MPa]	Abwärts [MPa]	Aufwärts [MPa]	Seitwärts [MPa]
Handgepäckbefestigung	341	16,7	7,06	17,4
Rumpf Querträger/ Spantverbindung	94,1	20,1	10,1	26,2

Tab. B-12: maximale Verformungen des Rumpfes hervorgerufen durch den Kabinencontainer

Lastrichtung	Verformung (max.) [mm]	Position
Abwärts	1,24	Oben
Aufwärts	0,65	Oben
Seitwärts	4,38	Handgepäck
Vorwärts	2,72	Oben

Eidesstattliche Erklärung

Name: Hansel
Vorname: Anna
geb. am: 20.12.1982
Matr.-Nr.: 1931657

Ich versichere hiermit an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit „Erstellung eines FEM-Rumpfstrukturmodells für die Abschätzung des Einflusses von Kabinenelementen auf die Rumpfstruktur“ ohne fremde Hilfe selbständig und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Quellen und Hilfsmittel verfasst habe.

Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quelle kenntlich gemacht.

Diese Arbeit wurde in gleicher oder ähnlicher Form noch bei keinem anderen Prüfer als Prüfungsleistung eingereicht.

Datum: _____

Unterschrift: _____