



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



High End Engineering



**AIRBUS**

# Masterarbeit

Fachbereich Maschinenbau

Master Berechnung und Simulation mechanischer System

Berechnung und Simulation der Beanspruchung einer Fußbodensitzschiene  
einschließlich Krafteinleitung

Vorgelegt von

Dipl.-Ing. Mohamed Salah Ben Brik

An der HAW-Hamburg

Hamburg 2009

1. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Georgi Kolarov
2. Gutachter: Dr.-Ing. Eckard Neise

---

## Danksagung

Mein Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Georgi Kolarov sowie Dr.-Ing. Eckard Neise, die diese Arbeit betreut und mit großem Interesse begleitet und unterstützt haben.

Ebenfalls bedanke ich mich sehr bei Herrn M.Eng. Dipl.-Ing. Jörg Schmidt und Dipl.-Ing. (TU) Michael Nagel, den Firmenbetreuern, für die fachliche Unterstützung und die Möglichkeit der Bearbeitung eines praxisnahen Masterthemas und der Betreuung. Den beiden Betreuern danke ich besonders für ihre Geduld, Verständnis und ihr großzügiges Entgegenkommen sowie der guten Zusammenarbeit in sehr angenehmer Atmosphäre.

Weiterhin bedanke ich mich bei Dipl.-Ing. Frank Taddey und Dipl.-Ing. Gebhardt Schmidt und allen Mitarbeitern des Berechnungs- und Simulationbereichs bei der Firma High-End Engineering und der Firma Airbus für ihre Hilfsbereitschaft und die angenehmen Arbeitsatmosphäre.

---

---

# Inhaltsverzeichnis

<b>1. Einleitung &amp; Kurzreferat</b> .....	<b>11</b>
1.1 Präsentation der Firma (basierend auf Firmenangaben).....	12
<b>2. Aufgabenstellung &amp; Zielsetzung</b> .....	<b>14</b>
<b>3. Flugzeugstruktur</b> .....	<b>16</b>
3.1 Rumpfwerk .....	17
3.2 Die Rolle einer Fußbodensitzschiene im Flugzeug .....	19
<b>4. Material und Kenndaten</b> .....	<b>26</b>
4.1 Schädigung und Bruch von Al-Legierungen bei Strangpressprofilen .....	27
4.2 Anwendung des stranggepressten Profils .....	28
4.3 Strangenpressen und Wärmbehandlung .....	29
<b>5. Zeichnungen und Lastfälle</b> .....	<b>30</b>
<b>6. Analytische Berechnung</b> .....	<b>34</b>
6.1 DGL nach Theorie 2. Ordnung .....	34
6.1.1 Nichtlineare Kinematik: Dehnungen .....	34
6.2 Materialverhalten.....	35
6.2.1 Lineares Materialverhalten (Theorie 1. Ordnung).....	35
6.2.2 Kinematik (Theorie 2. Ordnung → Theorie 1. Ordnung).....	35
6.3 Gleichgewicht am verformten System .....	35
6.4 Statische Verfahren nach Theorie 2. Ordnung .....	38
6.5 Zuglastfall an der Krone .....	39
6.6 Belastung der Schiene .....	42
<b>7. Numerische Berechnung</b> .....	<b>43</b>
7.1 Unterschiede zwischen linearer und nicht-linearer Analyse .....	44

---

---

7.1.1. Form .....	44
7.1.2. Material.....	44
7.1.3. Teilunterstützung .....	45
7.2 Die verschiedenen Arten der Nichtlinearität .....	46
7.2.1 Nicht-lineare Geometrie .....	46
7.2.2 Nicht-lineares Material .....	47
7.3 Elasto- Plastische Bruchverhalten.....	48
7.4 Materialverhalten.....	50
<b>8. Angewandte Programm und Analyse Prozedur .....</b>	<b>53</b>
8.1 Patran-Nastran.....	53
8.2 Der Prinzipielle Arbeitsablauf .....	53
8.3 Modellgenerierung.....	54
8.4 Analyse mit MSC/NASTRAN.....	54
8.5 Ergebnisdarstellung mit MSC/PATRAN .....	55
<b>9. Aufgabenstellung Beschreibung .....</b>	<b>55</b>
9.1 Modellbeschreibung .....	55
9.2 Berechnung der Fließkurve nach Ramberg-Osgood .....	58
9.3 Ergebnis der nichtlinearen Analyse.....	61
<b>10. Kontrolle der Konvergenz .....</b>	<b>65</b>
10.1.1 Rückstände Kontrolle .....	67
10.1.2 Verschiebung Kontrolle .....	67
10.1.3 Kontrolle der Formänderungsarbeit bzw. Von Mises Hypothese.....	68
10.1.4 Restwert oder Verschiebungskontrolle.....	68
10.1.5 Residual und Verschiebungskontrolle .....	69
<b>11. Fazit.....</b>	<b>70</b>
<b>12. Fatigue Betrachtung .....</b>	<b>72</b>

---

---

<b>13.</b>	<b>Zusammenfassung .....</b>	<b>73</b>
<b>14.</b>	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>74</b>

---

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Diagramm des Analysis.....	15
Abbildung 2: Die Belastungen des Flugzeugs.....	16
Abbildung 3: Struktur eines Rumpfs .....	17
Abbildung 4: Strukturkomponenten.....	18
Abbildung 5: Montage der Schiene und des Trägers.....	20
Abbildung 6: Montage der Platten.....	21
Abbildung 7: Herstellungsort.....	22
Abbildung 8: Stuhl mit Belastung .....	23
Abbildung 9: Begriffsbestimmung .....	25
Abbildung 10: Der Stud.....	26
Abbildung 11: Differentieller Ausschnitt.....	34
Abbildung 12: Kinematik Dehnung.....	34
Abbildung 13: Schnittkräfte auf die unverformte Lage .....	36
Abbildung 14: Schnittkräfte auf die verformte Lage.....	36
Abbildung 15: Zusammenhang zwischen den Schnittkräften .....	37
Abbildung 16: Zugbelastung .....	39
Abbildung 17: Durchbiegung.....	42
Abbildung 18: Art der Belastung.....	47
Abbildung 19: Materialverhalten.....	49
Abbildung 20: Dehnungskurve .....	52
Abbildung 21: Numerische Darstellung .....	57
Abbildung 22: Fließkurve nach Ramberg-Osgood.....	60
Abbildung 23: Simulation der Schiene mit Halterung.....	60
Abbildung 24: Zugbelastung, Verschiebung.....	61
Abbildung 25: Zugbelastung, Vergleichspannung .....	62

---

---

Abbildung 26: Druckbelastung, Verschiebung .....	62
Abbildung 27: Druckbelastung, Vergleichspannung.....	63
Abbildung 28: X-Richtung, Verschiebung .....	63
Abbildung 29: X-Richtung, Vergleichspannung.....	64
Abbildung 30: X-Richtung, plastische Dehnung.....	64
Abbildung 31: Verlauf der Schiene .....	65
Abbildung 32: Diagramm der Nichtlinearität .....	66
Abbildung 33: Verschiebungskontrolle .....	68

---

---

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Aluminiumlegierung im Flugzeugbau .....	27
Tabelle 2: Kenndaten des Materials 7075-T76511 .....	58
Tabelle 3: Kennwert der Fließkurve .....	58
Tabelle 4: n für Al-Strangpreßprofile .....	59
Tabelle 5: Kontrolle der Konvergenz und Festlegung der Konvergenzkriterien .....	70
Tabelle 6: Vergleichswert .....	71



---

## ABKÜRZUNGEN UND SYMBOLE

A	Fläche
d, D	Durchmesser
F	Kraft
h	Höhe
J	Trägheitsmoment
l	Länge
M	Moment
m	Masse
N	Normalkraft
q	Schubfluß
Q	Querkraft
RF	Reservefaktor
r	Radius
s	Blechstärke
T	Triebwerksschub
t	Zeit/Blechstärke
$\varepsilon_M$	Kinematik Dehnung
$\varepsilon_K$	Material Dehnung
$K_K$	Kinematik Verkrümmung
$K_M$	Material Krümmung
$\alpha, \beta, \gamma$	Winkelbezeichnungen
$\pi$	Pi, Kreiszahl (etwa: 3,14159265)
$\sigma$	Sigma, Spannung
$\tau$	Tau, Schub
el.	elastisch
H	horizontal
krit.	kritisch
min	Minimal
max	Maximal
nenn	Nenn-

---

---

pl.	plastisch
V	vertikal
vorh.	vorhanden
x in	x-Richtung
y in	y-Richtung
zul.	Zulässig

---

## 1. Einleitung & Kurzreferat

Die vorliegende Masterarbeit entstand in Zusammenarbeit mit der Hochschule für angewandte Wissenschaften in Hamburg und den Firmen High End Engineering und Airbus GmbH.

Dieses Vorwort erläutert den Ablauf dieser Masterarbeit. Hier befinden sich alle wichtigen Informationen zum Thema. Als erstes wurde lineare und nichtlineare Berechnung behandelt, Unterschiede zwischen den beide Berechnungsverfahren aufgezeigt und die Grundidee dieser mathematischen Methode. Danach folgen Vorbereitung der Zeichnung und die Erläuterung der Material Kenndaten. Als nächstes werden mehrere Berechnungen durchgeführt. Im letzten Abschnitt werden Ergebnisse bewertet und analysiert.

Die Masterarbeit befasst sich mit der Analyse einer Fußbodensitzschiene eines Flugzeugs, in die Kräfte aus drei Richtungen eingeleitet werden.

Die Untersuchungen sollen im elastischen und plastischen Bereich stattfinden. Die Berechnungen sollen linear und nichtlinear durchgeführt werden.

Die Berechnung der Verformung und der Spannung der Fußbodensitzschiene erfolgt mit einem Finiten Element Programm.

Ein wichtiger Punkt ist die Analyse der Verformungen und der Spannungen im nicht linearen Bereich die im plastischen Bereich sind. Die Ergebnisse sollen analysiert und als Protokoll erfasst werden.

Als Ergebnis soll eine Darstellung der Ergebnisse (Verformungen und Spannungen mit den zugehörigen Elementen) geschaffen werden.

## 1.1 Präsentation der Firma (basierend auf Firmenangaben)

- 1996 : Gründung der HIGH-END ENGINEERING GMBH in Hamburg
- 1998 : Gründung der 2. Niederlassung in Stuttgart
- 1999 : HEE überschreitet die Grenze von 100 Mitarbeitern
- 2000 : Gründung der 3. Niederlassung in Wolfsburg
- 2002 : internationale Orientierung
  - 22. März Partnerschaft mit Sogclair
  - Neudimensionierung durch Umstrukturierung und die
  - Erweiterung des Unternehmensspektrums
- 2003 : Airbus erklärt HEE zum « Strategic Supplier»
- 2004 : Gründung der 4. Niederlassung in Varel
- 2006 : Erfolgreiche Zertifizierung nach dem Luft- und Raumfahrtstandard DIN EN 9100 (auf Basis EN ISO 9001)
- 2006 : Airbus Deutschland GmbH Supplier Ranking No.1
- 2008 : Gründung der Niederlassung in Donauwörth

HIGH-END Engineering (HEE) ist als Ingenieur-Dienstleistungsunternehmen in der Lage, für die verschiedensten Entwicklungsthemen die Projektkoordination zu übernehmen. HEE kann dadurch ihren Kunden die komplette Produktentwicklung, von der Idee, Design und Konstruktion, Berechnung und Simulation bis zur Fertigstellung, anbieten.

Das umfangreiche Know-how mit den unterschiedlichsten Werkstoffen im Bereich der Konstruktion/Entwicklung kommt beim Kunden bei der Projektbearbeitung zu Gute.

HEE Entwicklungspartner für Struktur, System, Systemintegration und Kabine bietet zu ihren Kunden aus der internationalen Luft- und Raumfahrtindustrie, Automobil-Industrie, und Anlagen- Maschinenbau umfassende Ingenieurdienstleistungen aus einer Hand. Mit Leidenschaft für Technologie und dem Ziel, Visionen wahr werden zu lassen arbeiten sie an herausragenden Innovationsprojekten.

HIGH-END Engineering und mit seinen erfahrenden Berechnungsingenieuren ist in der Lage sehr komplexe Probleme in dem Bereich Berechnung und Simulation durchzuführen.

Das Unternehmen hat sich dem schnellen Wandel der ökonomischen Entwicklung angepasst und ist Mitglied der Unternehmensgruppe Sogclair geworden. Dadurch kann das Unternehmen noch besser auf die Bedürfnisse seiner Kunden eingehen.

Im Juni 2003 wurde die Unternehmensphilosophie durch die Ernennung zum "Strategic Supplier" der Airbus Deutschland GmbH bestätigt.

Die enge Zusammenarbeit mit den europäischen Partnern wie Frankreich, England, Spanien ermöglicht es, auf internationale Erfahrungen zurückzugreifen. Dadurch gelingt es HEE, speziell im Geschäftsbereich des Wissensmanagements und der kundenspezifischen Methoden (z.B. Prozessanalyse, -verbesserung), innovative Wege zu beschreiten.

Mit ganzheitlichen Entwicklungsdienstleistungen und verantwortlichem Projektmanagement erfüllt HEE von der Konzeption über die Konstruktion und Simulation bis zur Dokumentation die hohen Anforderungen der Luft- und Raumfahrtindustrie und schafft damit die Voraussetzungen für die Realisierung hochkomplexer Bauteile und Systeme.

Gleichzeitig verfügt HEE zusammen mit dem Mutterkonzern SOGECLAIR neben der Kompetenz langjähriger Entwicklungsleistungen in der Luftfahrtindustrie auch über die Wirtschaftskraft und Internationalität eines global aufgestellten Konzerns. Dadurch sind sie in der Lage, auf Ressourcen an viele Standorten weltweit zuzugreifen und Kunden Offshoring anbieten zu können. Zudem können Sie als Wertschöpfungspartner ihren Kunden unternehmerische Verantwortung übernehmen und so gemeinsam mit ihnen die Zukunft der Luft- und Raumfahrt gestalten.

## 2. Aufgabenstellung & Zielsetzung

Thema: Berechnung und Simulation der Beanspruchung einer Fußbodensitzschiene einschließlich Krafeinleitung.

Die Struktur eines Flugzeugfußbodens ist sehr komplex in ihrer Funktion. Sie spielt eine wichtige Rolle für die Aufnahme und Abtragung der Lasten auf die Rumpfschale. Im Passagierbereich ist der Fußboden mit seinen Sitzschienen ein sicherheitsrelevantes Bauteil, da er im Falle eines Unfalles einer zusätzlichen dynamischen Belastung von 9g standhalten muss.

Ziel dieser Arbeit ist es, die Fußbodensitzschiene mit verschiedenen Verfahren und Belastungen zu analysieren und zu simulieren.

Vor diesem Hintergrund sind im Rahmen meiner Masterarbeit folgende Teilaufgaben zu bearbeiten:

- Einführung
- Referenz-Dokumente
- Zeichnung
- Analytische Berechnung
- Linear FEM-Model
- Non-linear FEM-Model
- Berechnung und Simulation
- Auswertung und Finite Element Analyse
- Ergebnis-Darstellung
- Zusammenfassung

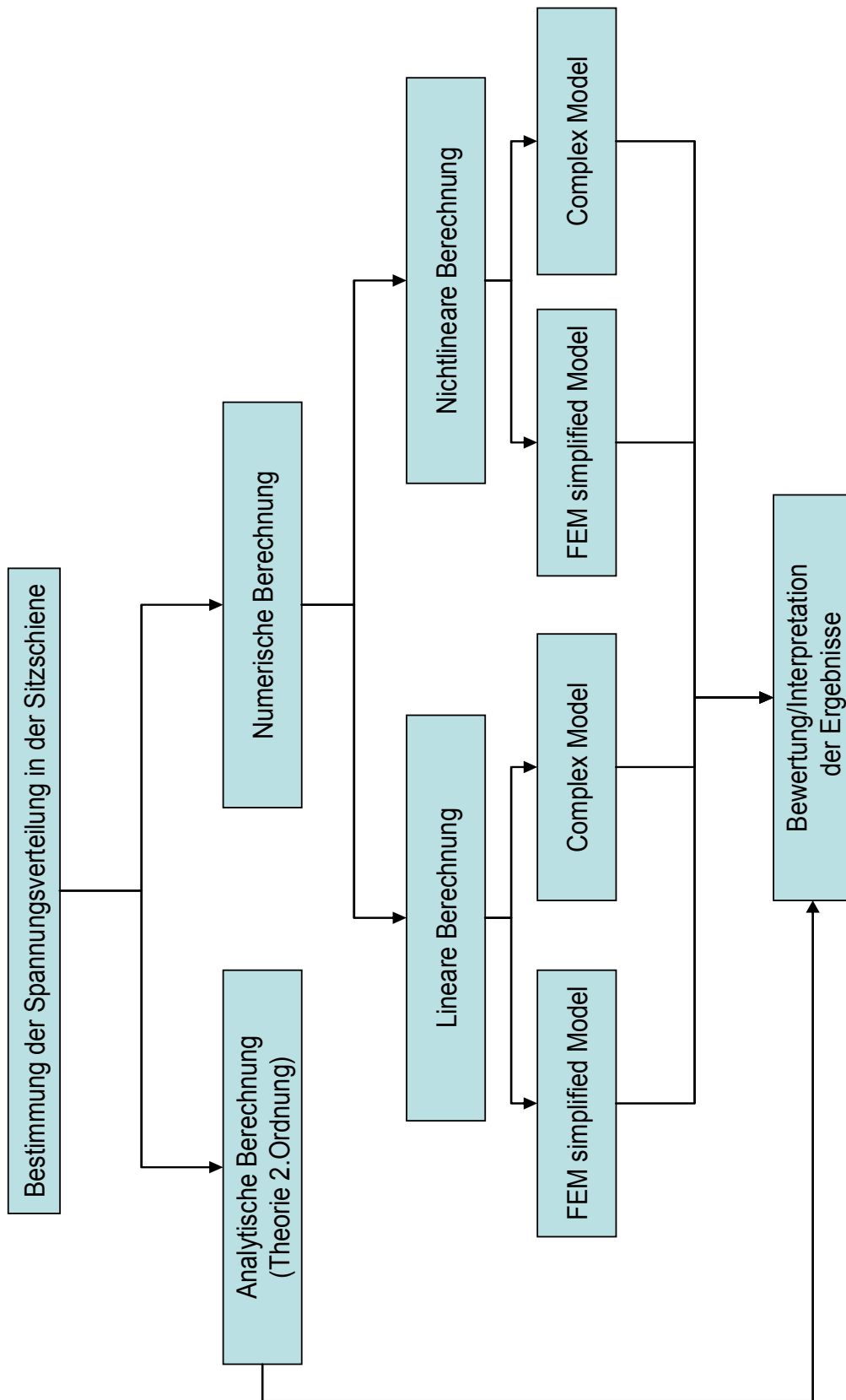


Abbildung 1: Diagramm des Analysis

### 3. Flugzeugstruktur

Flugzeuge werden heute nach dem Fail-Safe-Prinzip gebaut. Das heißt: An Strukturen dürfen Schäden bzw. Risse auftreten, solange sichergestellt ist, dass diese zwischen zwei Wartungsintervallen entdeckt werden können. Eine Ausnahme stellt das Fahrwerk dar, bei dem nach dem Safe-Life Prinzip keine Rissausbreitung zulässig ist.

Flugzeugbelastungen sind die Kräfte und Belastungen, die in die Flugzeugstruktur und Komponenten eingeleitet werden.

Diese Belastungen können durch Luftdruck, Trägheit, Geschwindigkeit, Temperatur oder andere Größen während Start, Flug und Landung auftreten.

Es treten kombinierte Belastungen aus Auftrieb, Vortrieb, Widerstand, Schwerkraft usw. auf (siehe Abbildung 2).

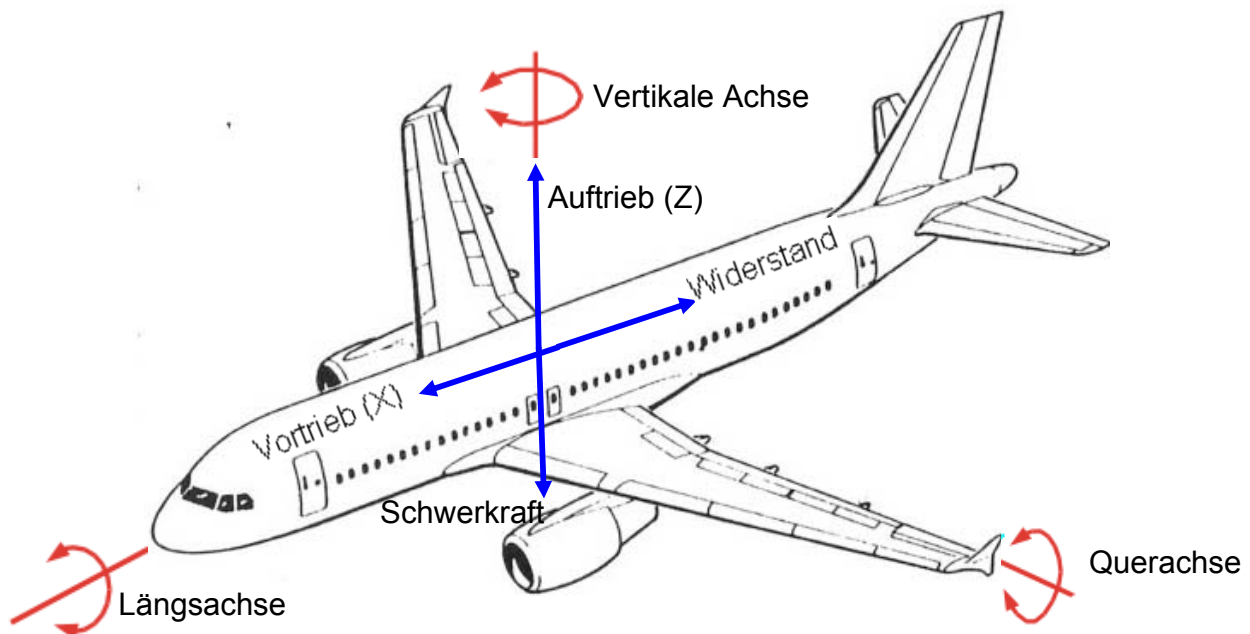


Abbildung 2: Die Belastungen des Flugzeugs



### 3.1 Rumpfwerk

Der Rumpf eines Flugzeuges ist meistens das zentrale und das mittlere Konstruktionselement am Flugzeug. Am Rumpf werden die Tragflächen des Flugzeuges angeschlossen. Der Rumpf enthält fast alle tragenden Teile bzw. es werden alle Komponenten an ihm befestigt. Bei einem Passagierflugzeug trägt der Rumpf auch die Passagiere. Oft ist auch das Fahrwerk am Rumpf. Die Triebwerke können auch am Rumpf montiert werden.

In dieser Abbildung sieht man die Struktur eines Rumpfes mit den verschiedenen Komponenten wie Querträger, Schienen, Fußbodenplatten, Streben, Röhren etc. und wie diese montiert sind.

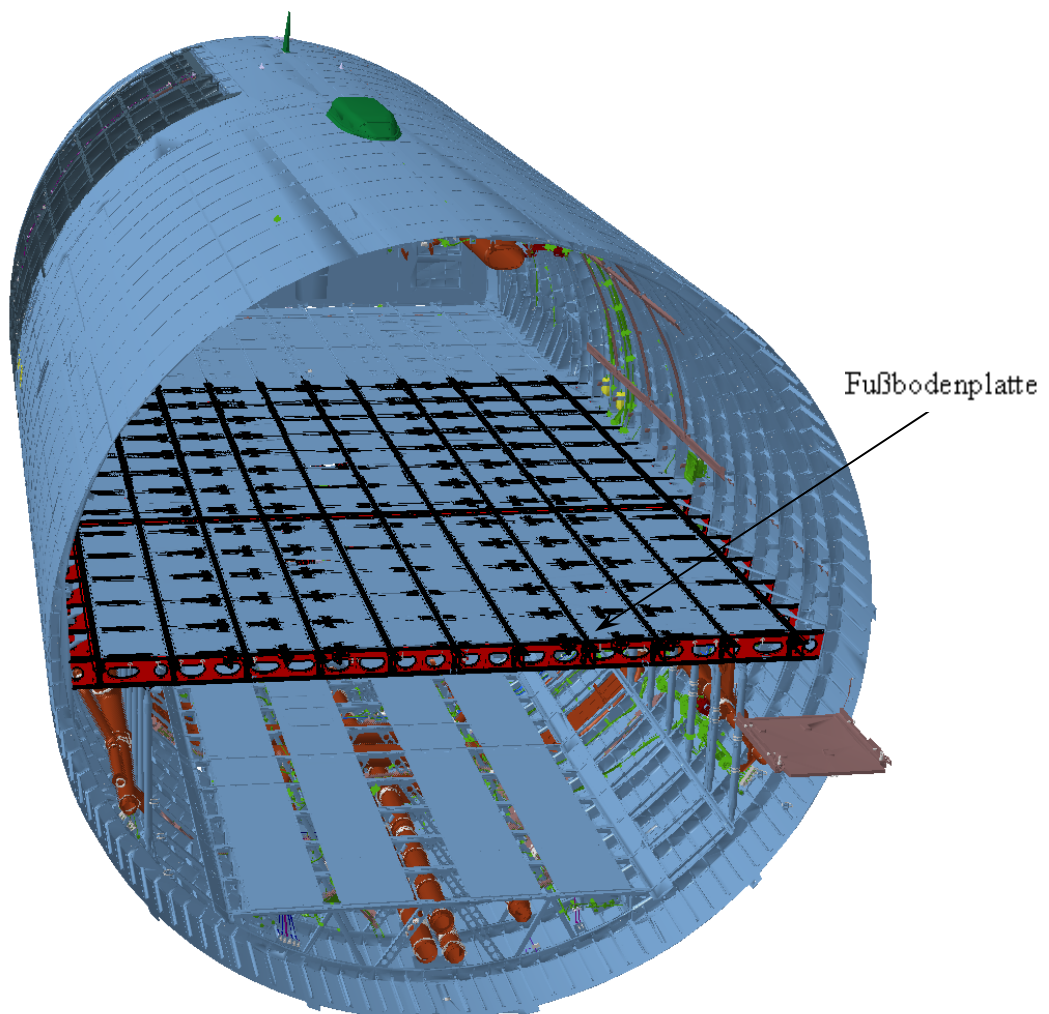
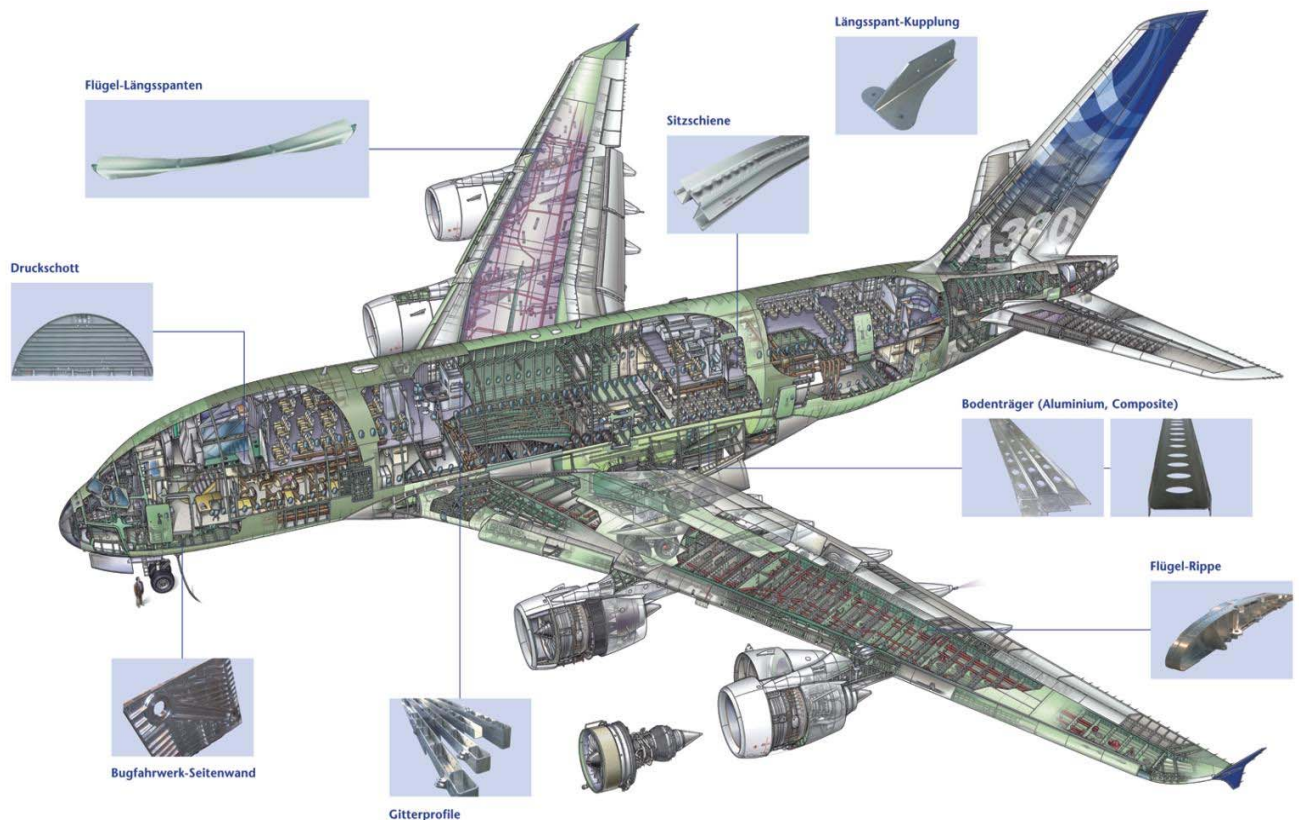


Abbildung 3: Struktur eines Rumpfes

Man unterscheidet verschiedene Rumpfformen. In der Regel werden runde Rumpfquerschnitte gebaut. Es gibt aber auch ovale Formen wie bei dem Airbus A380. Die meisten Flugzeuge besitzen einen Rumpf, es gibt jedoch auch Maschinen mit zwei oder mehr nebeneinander liegenden Rumpfsektionen bzw. ohne sichtbaren Rumpf d.h. nur Flügelflugzeug.



**Abbildung 4: Strukturkomponenten<sup>1</sup>**

Im Rumpf findet man die Querträger und die Fußbodensitzschiene die die Kräfte in alle Richtung aufnimmt. Die Querträger liegen senkrecht zur Flugrichtung. Sie werden über Nieten recht und links mit den Spanten verbunden und mit den senkrecht Stangen abgestützt. Die Querträger nehmen insbesondere die Lasten in Y-Richtung auf während die Fußbodensitzschiene hauptsächlich in X-Richtung belastet wird.

...

<sup>1</sup> Quelle: Airbus Deutschland

### **3.2 Die Rolle einer Fußbodensitzschiene im Flugzeug**

Die Fußbodensitzschiene und der Querträger gehören zur Primärstruktur des Flugzeugs. Da über sie große Lasten abgetragen werden, spielen sie eine wichtige Rolle im Flugzeug.

Die Fußbodensitzschiene befindet sich im Rumpf und ist am Querträger montiert. Im Flugzeug besteht die Fußbodenstruktur üblicherweise aus den Fußbodenquerträgern, den Sitzschienenprofilen mit darauf befestigten Sitzschienen, deren Halterungen und den Fußbodenplatten, welche in die offenen Feldern eingelegt werden.

Diese dargestellte Bauweise wurde in allen Flugzeugtypen ob Passagier oder Frachter angewendet. Diese Bauweise hat viele Vorteile, das liegt im Wesentlichen in der optimalen Nutzung der Profiltechnik aus der Metallbauweise.

Sitzschiene ist die Bezeichnung für Teile vom Rumpf eines Flugzeugs auf denen die Passagierstühle befestigt werden. Sie dienen zur horizontalen Längsbefestigung des Sitzes im Flugzeug.

Eine Sitzschiene besteht aus festen und verschiebbaren Aluminiumprofilteilen mit Rast- und Arretiereinrichtungen. Sitzschienen werden immer paarig verwendet, wobei sich an einem der Teile ein Bedienteil zum Lösen der Arretierung befindet.

Sitzschienen werden beidseitig am Unterbau des Sitzes und mit diesem zusammen an dem Querträger befestigt. Die Fußbodenplatte ist ihrerseits an der Bodengruppe im Flugzeug montiert.

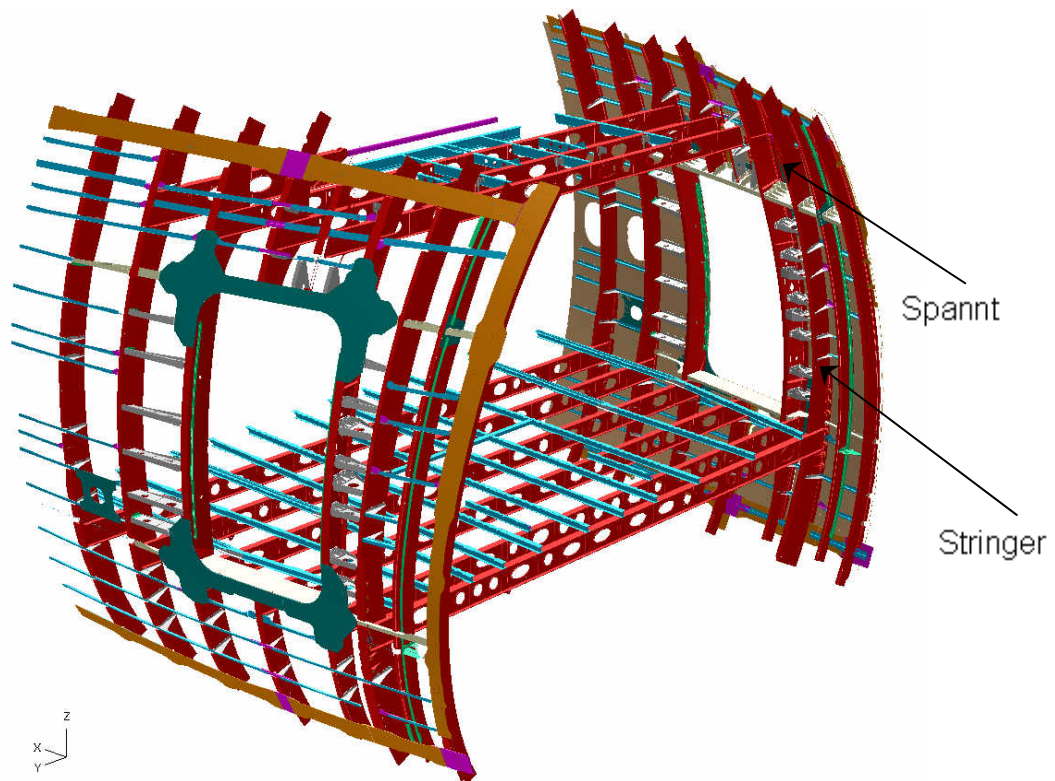


Abbildung 5: Montage der Schiene und des Trägers

Mit der durch die Sitzschienen ermöglichten Verstellung wird die primäre Anpassung der Sitzposition auf den Vordersitzen an den unterschiedlichen Sitzplätzen erreicht. Für komfortable Bereiche wie z.B. in der ersten Klasse oder in Privatmaschinen können die Sitze auf der Sitzschiene verschoben werden.

Die verwendeten Profilschienen in den Verkehrsflugzeugen von Passagiersitzen sind in der Regel genormt und dienen zur Befestigung der Sitze. Alle Schienen haben entweder U oder T-förmige Profile die an die Querträger angeschlossen sind.

Sitzschienen sind Befestigungseinrichtungen zur lösbaren Fixierung von Gegenständen, insbesondere von Passagiersitzen, mit einem Profil unter Verwendung genormter Abmessungen. Der sogenannte „Stud“, der am Passagiersitz angeschlossen ist, wird in der Schiene mit den Kontaktflächen angesetzt.

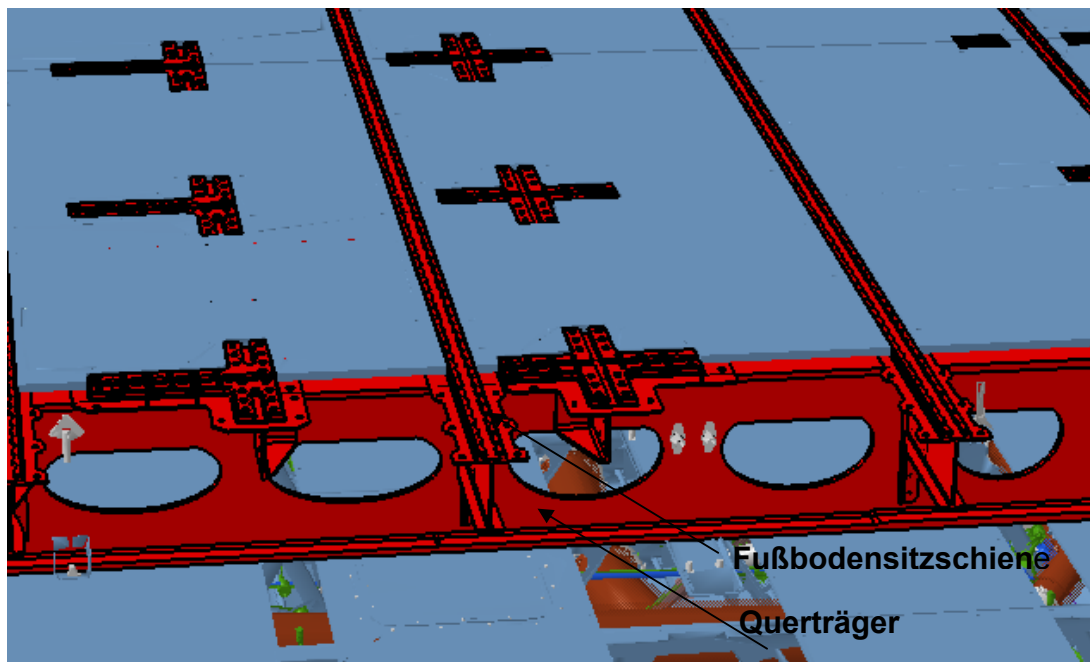


Abbildung 6: Montage der Platten

Die bei diesen bekannten Anordnungen verwendeten Sitzschienen bestehen üblicherweise aus einer hochfesten Aluminiumlegierung wie 7075T76511 oder Al-LI bei der A380, wobei Gewichtsersparnis das Hauptziel ist. Insbesondere die Aluminiumlegierungen aus der Aluminium-Zink Gruppe, d.h. die sogenannten 7075-Legierungen, zeichnen sich durch eine hohe mechanische Festigkeit aus und gelten deshalb für Sitzschienen als besonders geeignete Werkstoffe.

Die Sitzschiene soll mit ihrer Bauform die besten mechanischen und korrosionsresistenten Eigenschaften aufweise. Außerdem soll sie preisgünstig und möglichst leicht sein.

Fußbodenstrukturen werden im Rumpf über Fußbodenquerträger angelegt und verbunden. Hierdurch können ohne zusätzliches Mehrgewicht eine zusätzliche Versteifung des Rumpfes, eine Reduzierung von Rumpfverformungen und eine aktive Vibrationsdämpfung bereitgestellt werden.

Die Konstruktion und die Berechnung von Teilen der Rumpfstruktur werden bei Airbus Deutschland durchgeführt. Dort wird die Struktur anhand von statischen, dynamischen und Festigkeitsanalysen berechnet.

Durch das Fußbodenkonzept für die größeren Flugzeuge, welche in ihrem Rumpf einen separaten Zwischenboden aufgrund der Größe benötigen, wird durch die Integration der einzelnen Funktionselemente „Fußbodenquerträger“, „Längsschienen“ und „Fußbodenplatten“ eine gewichts- und kostenoptimale Bauweise geschaffen.

Durch diese Bauweise besteht der Fußboden aus einer pro Sektion durchgehenden Deckplatte. Direkt unter dieser Deckplatte befinden sich die integrierten Querträger zur Aufnahme der Biegekräfte aus den Fußbodenlasten. Hierbei kann die Belastung nur in Querträgern oder auch in Quer- und Längsträgerstrukturen sein.

Die Fußbodenplattenstruktur ist derart ausgelegt, dass Sie die „Obergurtkräfte“ der Querträger aufnehmen. Damit wird die dimensionierende Dicke der obersten Haut der Faserverbundstruktur durch die Druckkräfte aus Biegung und nicht durch die Druckkräfte aus der Belastung durch Punktlasten vorgegeben.

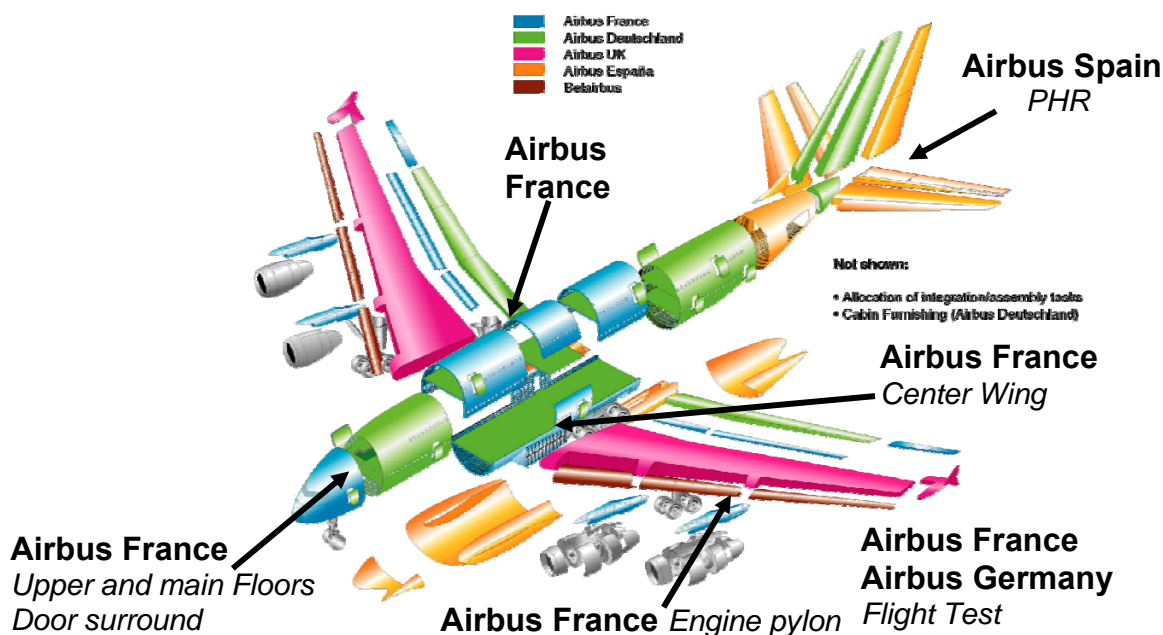


Abbildung 7: Herstellungsort

Die Fußbodenquerträger sind einerseits mit den Spanten durch herkömmliche Verbindungselemente angeschlossen und andererseits über Streben mit den Spanten verbunden. Bei günstiger Ausbildung der Querschnittsgeometrie der integrierten Fußbodenquerträger lassen sich deren Steghöhen zu den Rändern vermindern, was

ebenfalls zur Gewichtsreduzierung führt. Dieser frei werdende Querschnitt ist für Systemeinsbauten, beispielsweise eine Kabelwanne geeignet.

Die Lösung des Problems besteht in der lastspezifischen Integration der Elemente „Querträger“, „Längsträger“ und „Fußbodenplatten“ sowohl entwurfsmäßig als auch fertigungstechnisch. Damit verteilt sich zum Beispiel die Obergurtlast der Querträger auf die Plattenfläche, was eine Dimensionierung wieder nach statischen Gesichtspunkten ermöglicht. Fertigungstechnisch werden alle drei Elementgruppen simultan gefertigt und ausgehärtet. Jegliche Zwischenmontage entfällt.

Die Sitzschiene besteht aus einer Profilschiene mit einem oberen Profilbereich für die Befestigung der Sitze und einem unteren, mit diesem verbundenen Trägerbereich, wobei Teilbereiche der Sitzschiene aus unterschiedlichen Werkstoffen bestehen.

Zusammengefasst ergeben sich durch diese Bauweise folgende Vorteile:

- Gewichtsparende Gesamtauslegung.
- Kostenreduktion durch Integration der Bauteile
- Einsparung von Montagekosten, da die Fußböden als ganze Elemente sektionsweise in die Rumpfsektionen eingeführt und befestigt werden.
- Bei der Endmontage der Rumpfsektionen wird der „Fußboden“ als ganzes Element eingeführt und befestigt.

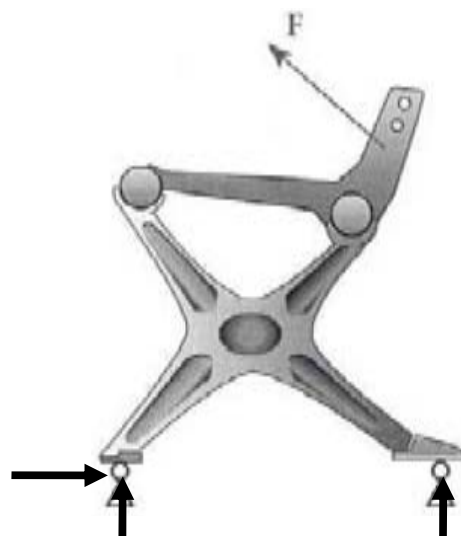


Abbildung 8: Stuhl mit Belastung

Die Fußbodensitzschiene hat eine sehr wichtige Rolle im Flugzeug:

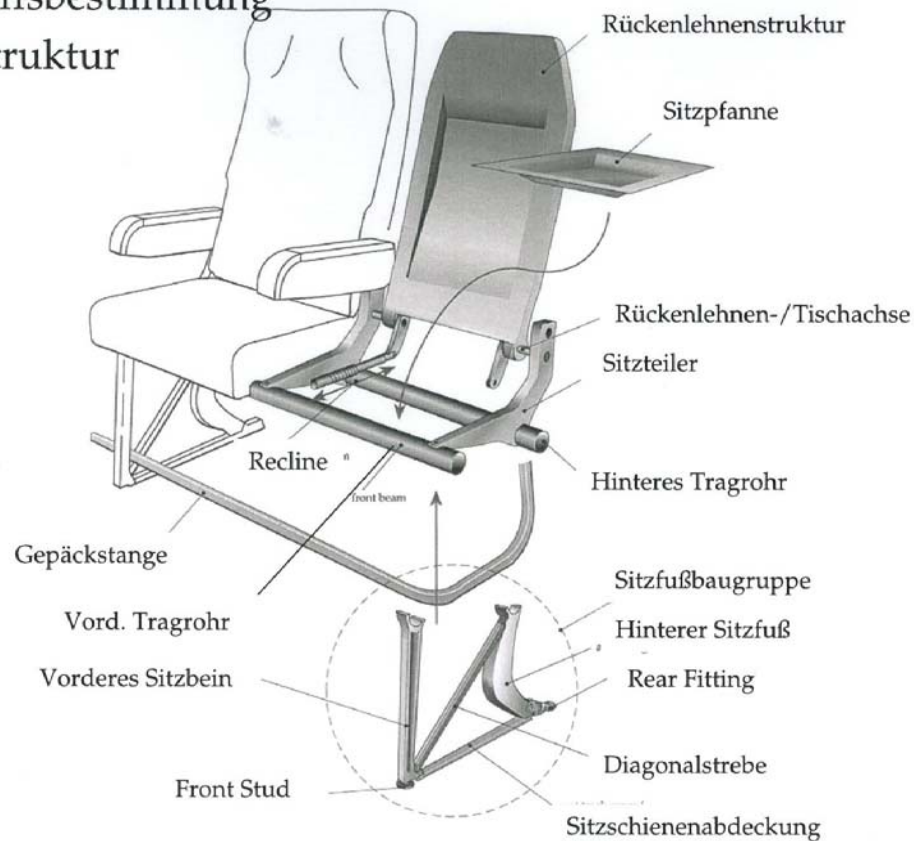
- Alle Passagierlasten werden von der Fußbodensitzschiene aufgenommen
- Die Unterstützung von den Querträgern in Längs-Richtung bzw. Flugrichtung
- Auflage und die Träger von den Fußbodenplatte
- Die nimmt fast alle Kräfte in X-Richtung auf, da die Querträger keine Kräfte aufnehmen können.

Bei Crashfall entstehen Zug- und Druckbelastungen im Sitz und diese werden über den Stud in die Fußbodensitzschiene weiter geleitet und von dieser aufgenommen.

Unter Verwendung von Faserverbundwerkstoff wurden bereits beim Flugzeugtyp Airbus A380 die Fußbodenquerträger im Oberdeck in CFK und die Fußbodenplatten in CFK-Sandwichstrukturen gebaut. Allerdings nutzt diese Bauweise nicht die spezifischen Eigenschaften vom Faserverbundwerkstoff; sie stellt im ersten Schritt lediglich einen Materialersatz gegenüber der metallischen Lösung dar.



## Begriffsbestimmung Sitzstruktur



**Abbildung 9: Begriffsbestimmung**

Neben den mechanischen Eigenschaften stellt jedoch auch die Beständigkeit gegen Korrosion eine wesentliche Eigenschaft bei der Auswahl eines geeigneten Werkstoffes für Sitzschienen dar, da der Bereich des Fußbodens in Flugzeugkabinen vielfältigen korrosiven Beanspruchungen ausgesetzt ist.

Eine mögliche Maßnahme zur Verhinderung von Korrosion in diesem Bereich besteht in der Verwendung von Zusatzabdeckungen für die Sitzschienen. Eine weitere Möglichkeit, die Beständigkeit von Sitzschienen gegen Korrosion zu erhöhen, besteht in der Verwendung von korrosionsbeständigen Werkstoffen.



Abbildung 10: Der Stud

#### 4. Material und Kenndaten

Die Werkstoffe für Flugzeuge sollten eine besondere große mechanische Festigkeit aufweisen, damit das Gewicht des Flugzeuges möglichst klein gehalten werden kann. Somit können sich insbesondere Stähle, Leichtmetalle, Aluminium und Aluminiumlegierung, Holz, Titan sowie Verbundwerkstoffe im Flugzeugbau behaupten. Aluminium, einer der wichtigsten Werkstoffe, gehört zu den metallischen Werkstoffen und zu nicht den Eisenmetallen.

Heute wird im Flugzeugbau allgemein der Metall- und Verbundbau, bei dem verschiedene Materialien so kombiniert werden, dass sich ihre Eigenschaften jeweils optimieren und sich verbessern, bevorzugt.

Die Schiene soll bestimmte Mechanische Eigenschaften erfüllen und korrosionsbeständig sein. Die Materialien sind klassifiziert unter anderem nach ihrer Dichte wobei gilt:  $\rho < 5 \text{ g/cm}^3$  für Leichtmetalle;  $\rho > 5 \text{ g/cm}^3$  für Schwermetalle.

Tabelle 1: Aluminiumlegierung im Flugzeugbau

Alloy	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ag	Be	Li	Ni	Ti	Zr	Ti +Zr	others	
															single	total
5083 [1]	÷ 0.4	÷ 0.4	÷ 0.1	0.4 1.0	4.0 4.9	0.05 0.25	÷ 0.25					÷ 0.15			÷ 0.05	÷ 0.15
5086 [1]	÷ 0.4	÷ 0.5	÷ 0.1	0.2 0.7	3.5 4.5	0.05 0.25	÷ 0.25					÷ 0.15			÷ 0.05	÷ 0.15
6010 [1]	0.8 1.2	÷ 0.5	0.15 0.6	0.2 0.8	0.6 1.0	÷ 0.1	÷ 0.25					÷ 0.10			÷ 0.05	÷ 0.15
6013 [1]	0.6 1.0	÷ 0.5	0.6 1.1	0.2 0.8	0.8 1.2	÷ 0.1	÷ 0.25					÷ 0.1			÷ 0.05	÷ 0.15
6056 [1]	0.7 1.3	÷ 0.5	0.5 1.1	0.4 1.0	0.6 1.2	÷ 0.25	0.1 0.7							÷ 0.2	÷ 0.05	÷ 0.15
6061 [1]	0.4 0.8	÷ 0.7	0.15 0.4	÷ 0.15	0.8 1.2	0.04 0.35	÷ 0.25					÷ 0.15			÷ 0.05	÷ 0.15
6082 [1]	0.7 1.3	÷ 0.5	÷ 0.1	0.4 1.0	0.6 1.2	÷ 0.25	÷ 0.2					÷ 0.1			÷ 0.05	÷ 0.15
6110A [1]	0.7 1.1	÷ 0.5	0.3 0.8	0.3 0.9	0.7 1.1	0.05 0.25	÷ 0.2								÷ 0.05	÷ 0.15
7009 [1]	÷ 0.2	÷ 0.2	0.6 1.3	÷ 0.1	2.1 2.9	0.1 0.25	5.5 6.5	0.25 0.4				÷ 0.2			÷ 0.05	÷ 0.15
7010 [1]	÷ 0.12	÷ 0.15	1.5 2.0	÷ 0.1	2.1 2.6	÷ 0.05	5.7 6.7				÷ 0.05	÷ 0.06	0.1 0.16		÷ 0.05	÷ 0.15
7020 [1]	÷ 0.35	÷ 0.4	÷ 0.2	0.05 0.5	1.0 1.4	0.1 0.35	4.5 5.0						0.08 0.2	0.08 0.25	÷ 0.05	÷ 0.15
7040 [1]	÷ 0.1	÷ 0.13	1.5 2.3	÷ 0.04	1.7 2.6	÷ 0.04	5.7 6.7					÷ 0.06		0.05 0.12	÷ 0.05	÷ 0.15
7050 [1]	÷ 0.12	÷ 0.15	2.0 2.6	÷ 0.1	1.9 2.6	÷ 0.04	5.7 6.7					÷ 0.06	0.08 0.15		÷ 0.05	÷ 0.15
7055 [1]	÷ 0.1	÷ 0.15	2.0 2.6	÷ 0.05	1.8 2.3	÷ 0.04	7.6 8.4					÷ 0.06	0.08 0.25		÷ 0.05	÷ 0.15
7056 [7]	÷ 0.10	÷ 0.12	1.2 1.9	÷ 0.20	1.5 2.3		8.5 9.7					÷ 0.08	0.05 0.15		÷ 0.05	÷ 0.15
7075 [1]	÷ 0.4	÷ 0.5	1.2 2.0	÷ 0.3	2.1 2.9	0.18 0.28	5.1 6.1					÷ 0.2			÷ 0.05	÷ 0.15
7085 [1]	÷ 0.06	÷ 0.08	1.3 2.0		1.2 1.8		7.0 8.0					÷ 0.06	0.08 0.15		÷ 0.05	÷ 0.15

Für die Fußbodensitzschiene wurde die 7075 Aluminium-Legierung verwendet, die für eine bessere Korrosionsbeständigkeit mehr Chrom enthält (siehe Tabelle 1). Es existieren sehr viele Flüssigkeiten, die das Metallgefüge angreifen können wie z.B. Wasser, Cola, Urin, kondensierende Luftfeuchtigkeit, Säuren etc...

#### 4.1 Schädigung & Bruch von Al-Legierungen bei Strangpressprofilen

„Die mechanischen Eigenschaften von Aluminiumlegierungen, insbesondere der Widerstand gegen plastische Verformung, Schädigung und Bruch, werden von der Mikrostruktur bestimmt. Wie fast alle metallischen Werkstoffe sind Al-Legierungen aus Kristallen aufgebaut. Bei Legierungen können Fremdatome gelöst sein, es liegt dann ein Mischkristall vor. Die Grenzen zwischen den verschiedenen Phasen sind weitere Gitterbaufehler des Vielkristalles. Eine Phase kann auch längs der Korngrenzen der

ersten Phase entweder in Form diskreter duktiler oder spröder Teilchen oder als zusammenhängendes, räumliches Netzwerk auftreten.

Ihr Verhalten unter mechanischer Beanspruchung (z.B. Bruch, Spannung) können als eine der Hauptquellen oder Hauptgrund für die Schädigung von metallischen Werkstoffen angesehen werden. Neben den genannten Schädigungsprozessen beobachtet man bei Al-Legierungen auch die Bildung von Hohlräumen. Hohlräume können sich durch das Ablösen der Matrix von den nichtmetallischen Einschlüssen, durch Bruch von größeren Einschlüssen oder Ausscheidungen und durch Versetzungsreaktionen innerhalb der Matrix bilden. Phänomene der beschriebenen Art beeinflussen das Fließverhalten von Al-Legierungen erheblich.

Bei der phänomenologischen Beschreibung des plastischen Verhaltens duktiler Werkstoffe im Rahmen der Plastizitätstheorie besitzt das Konzept der Fließfläche und ihre Veränderung bei plastischen Verformungen eine große Bedeutung.

Die Größe des hydrostatischen Spannungszustandes stört bekanntlich auch den Übergang vom Gleitbruch in den Spröbruch duktiler Werkstoffe, da mit dem Zunehmen der Spannungsmehrachsigkeit das Fließen behindert wird und damit die Spröbruchneigung zunimmt.

Für Isotrope Werkstoffe muss folglich die erste Spannungsinvariante in der Fließbedingung berücksichtigt werden. Offen ist die Frage, welche der bekannten Fließbedingungen das plastische Verhalten von Al-Legierungen hinreichend genau beschreiben kann und welchen Einfluss die Mikrostruktur auf die Schädigung dieser Werkstoffe hat<sup>2</sup>.

## **4.2 Anwendung des stranggepressten Profils**

Stranggepresste Sitzschienen, Querträger und Stringer in der Struktur des Airbus A340 waren die ersten Profile, die im Fluggerät zum Einsatz gekommen sind. Durch die erhöhte Festigkeit konnten die Komponenten im Vergleich zu solchen aus ...

---

<sup>2</sup> Quelle: Tagungsband des Symposiums Strangpressen des Fachausschusses

herkömmlichen Legierungen um bis zu 10% leichter ausgelegt werden und auch fester. Im vergleichbaren Maße kann der Vorteil in anderen Anwendungsfeldern wie z.B. im Maschinen- und Anlagenbau genutzt werden. Die hohe Festigkeit in Kombination mit guten sicherheitsrelevanten Eigenschaften ist die Basis für eine sichere Funktion.

„Eine Reduzierung der Dichte von Al-Werkstoffen unter Beibehaltung der Festigkeit und Duktilität ist der direkteste Ansatz, das Leistungsgewicht dieser Legierungen zu erhöhen. Aber erst mit den neun Flugzeugen A380 und A350 ist der Einsatz verstärkt aufgefördert worden, neben Blechen auch Profile in lithiumhaltigen Legierungen zur Verfügung zu stellen. Da Li-haltige Al-Legierungen spezielle Schmelz- und Gießanlagen voraussetzen“<sup>3</sup>.

### **4.3 Strangpressen und Wärmbehandlung**

„Die Al-Li Legierungen ließen sich problemlos mit konventionellen Werkzeugen zu fehlerfreien Strangpressprofilen mit guter Oberflächenbeschaffenheit verarbeiten.

Aus der Legierung wurden über ein Kammerwerkzeug auch Hohlprofile mit min. 2 mm Wanddicke gefertigt. Das Lösungsglühen bei Temperaturen von 500-530C in Abhängigkeit von der Legierung stellt besondere Anforderungen an den Ofentyp. Es zeigte sich, dass im herkömmlichen Turmofen mit Luftatmosphäre insbesondere bei Profilen aus der Legierung 8090 an den Oberflächen eine Reaktion zwischen dem Li-Verarmung im Randbereich der Profile als auch mit Li-Oxid verkrustete Oberflächen waren die Folge“<sup>4</sup>.

Die Strangpressprofile der Schiene der 7075T76 wurden ebenfalls wärmebehandelt um die Eigenschaften zu verbessern und den Beanspruchungen anzupassen.

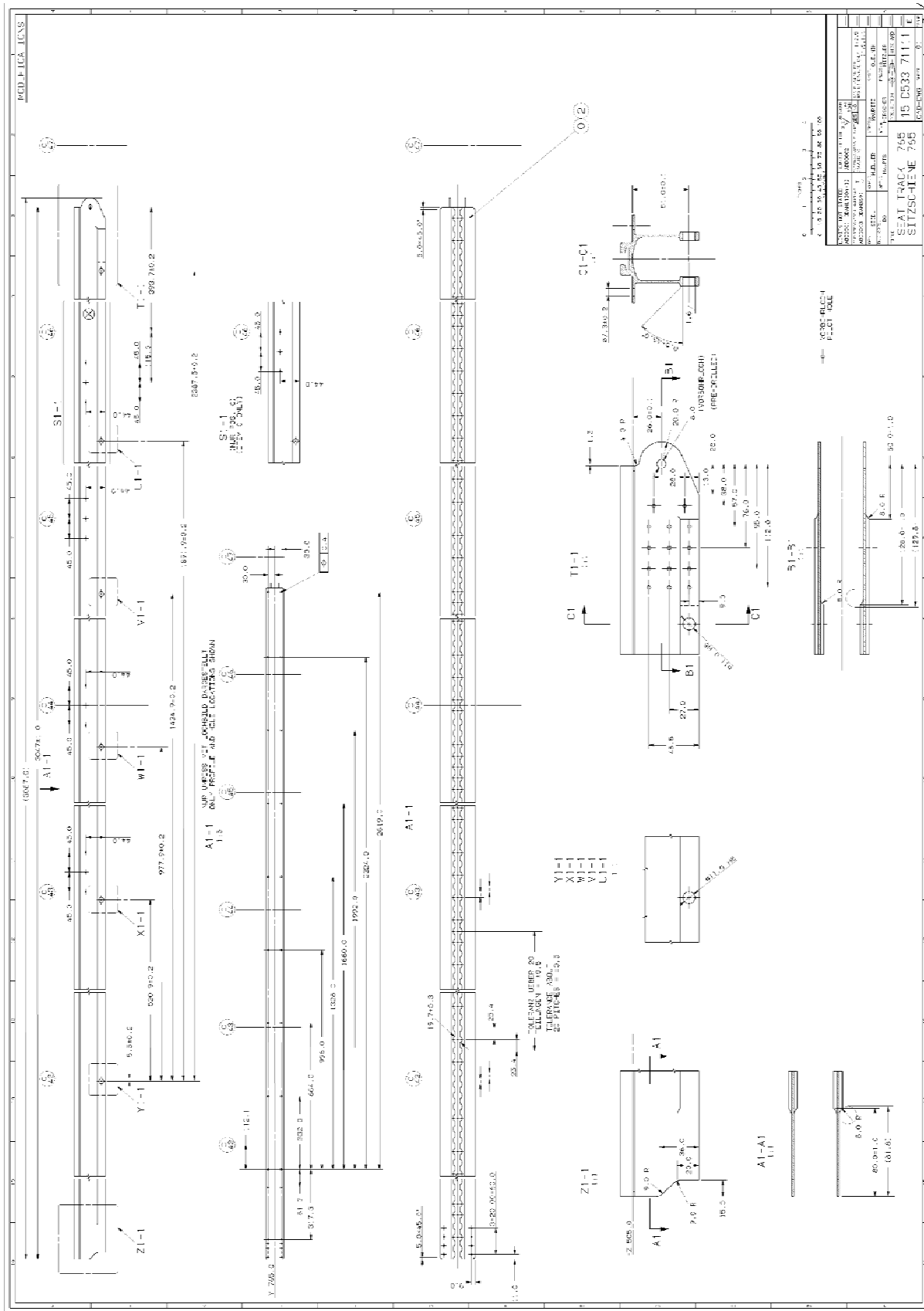
...

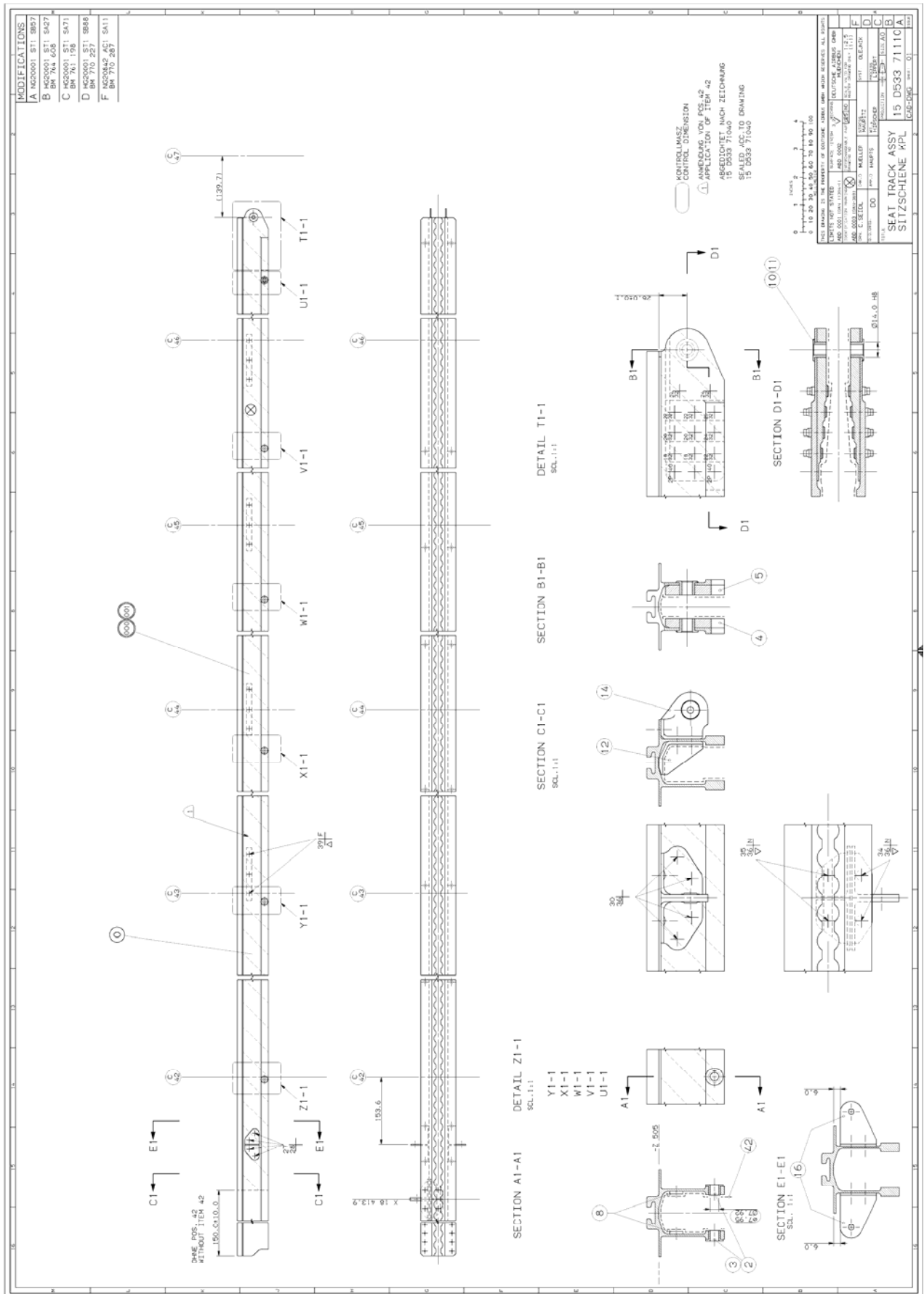
---

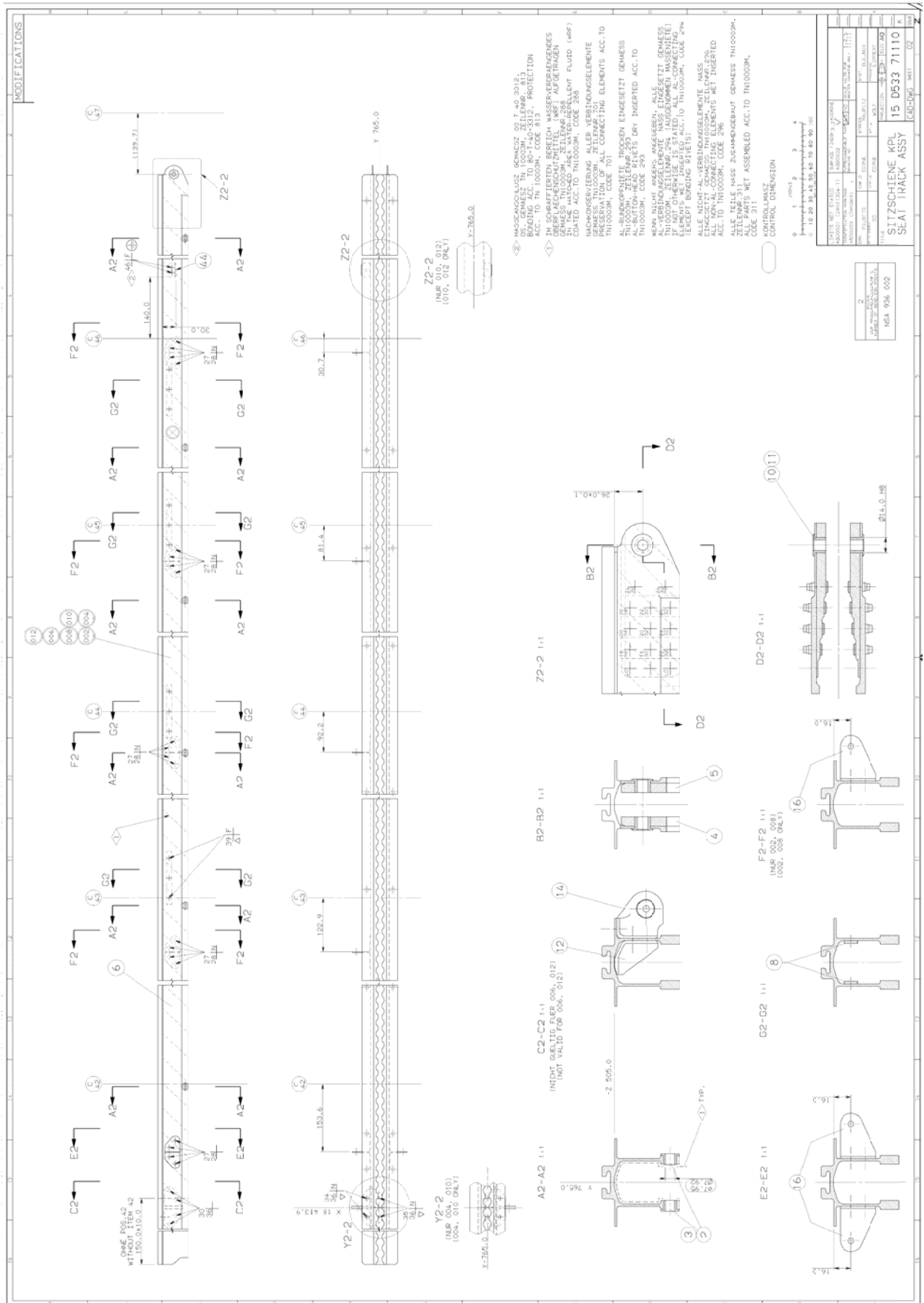
<sup>3</sup> Quelle: Airbus Hamburg

<sup>4</sup> Quelle : Tagungsband des Symposiums Strangpressen des Fachausschusses

# 5. Zeichnungen und Lastfälle



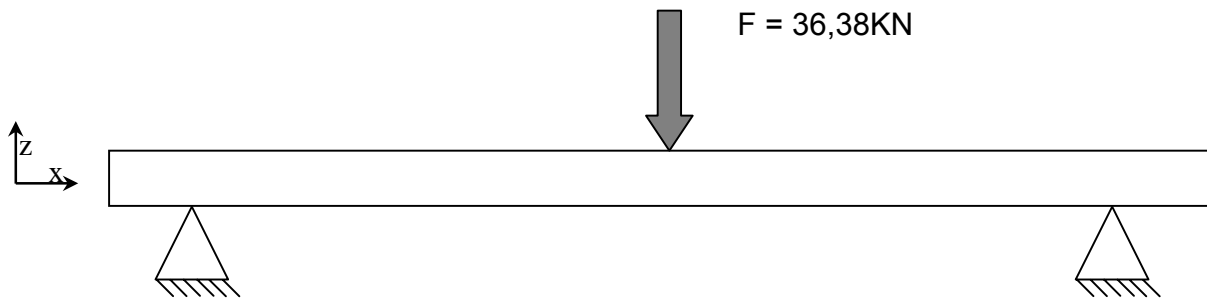




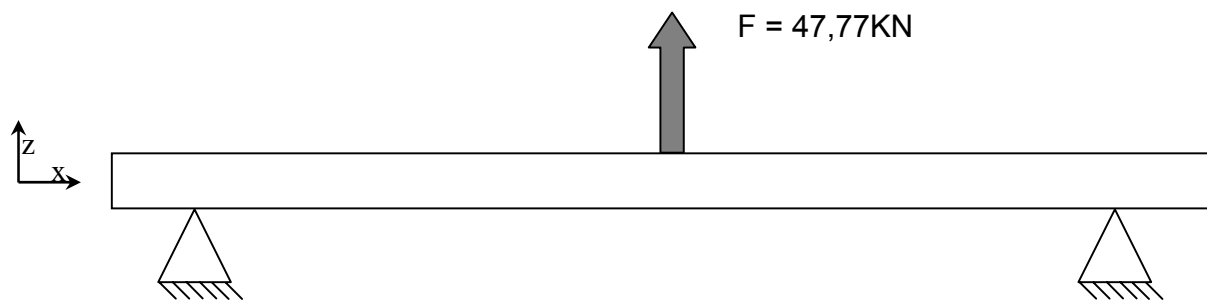


Es werden verschiedene Lastzustände analysiert:

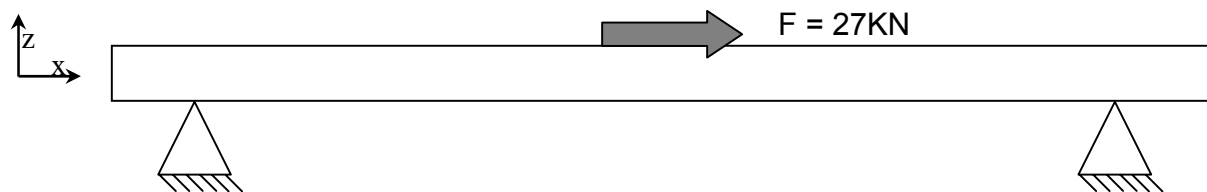
Druckbelastung: hier wird die Kraft in negative z-Richtung eingeleitet.



Zugbelastung: hier wird die Kraft in positive z-Richtung eingeleitet.



In dieser Lastfalle wird die Kraft in positive X-Richtung eingeleitet.



## 6. Analytische Berechnung

### 6.1 DGL nach Theorie 2. Ordnung

Für die analytische Berechnung wird die Theorie 2. Ordnung angewendet. Hier ist eine kurze Einleitung des Verfahrens. Für einen dehn- und biegesteifen, aber schubstarken Balken sollen

- das Gleichgewicht am verformten System und
- die nichtlineare Kinematik

formuliert werden, d.h. das geometrisch nichtlineare Tragverhalten im Rahmen der Theorie 2. Ordnung. Das Materialverhalten bleibt linear elastisch.

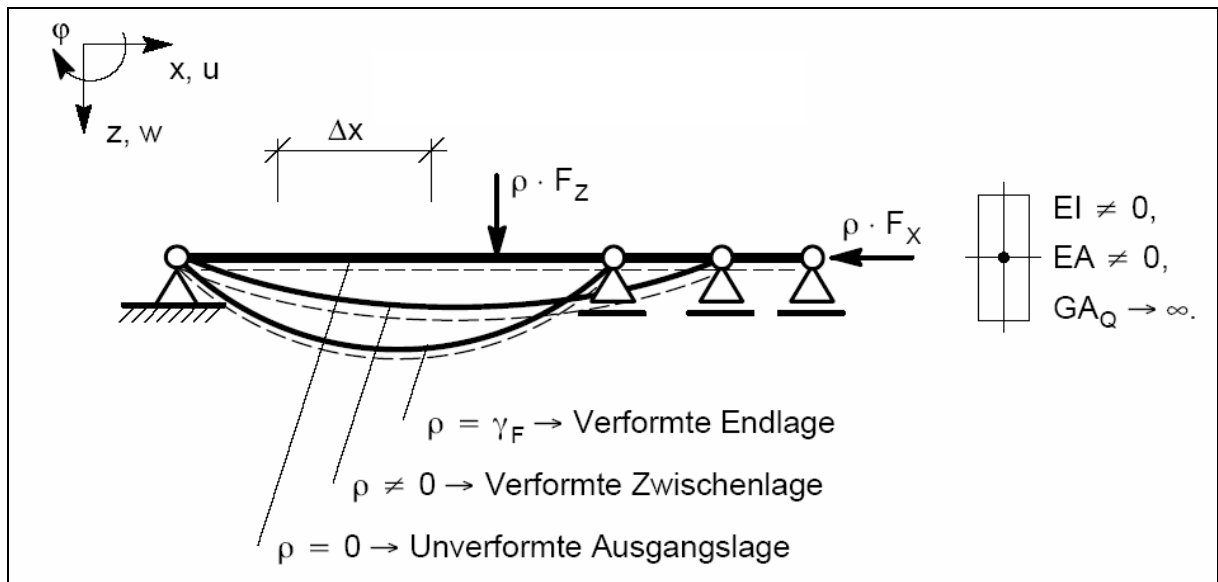


Abbildung 11: Differenzieller Ausschnitt

#### 6.1.1 Nichtlineare Kinematik: Dehnungen

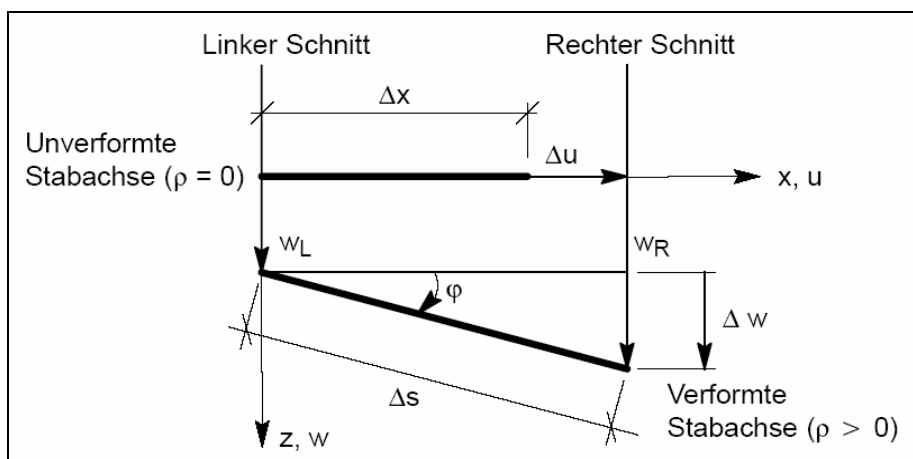


Abbildung 12: Kinematik Dehnung

Neue Länge im verformten Zustand:  $\Delta s^2 = (\Delta x + \Delta u)^2 + \Delta w^2$

Bezogen auf die Ausgangslänge:  $\left(\frac{\Delta s}{\Delta x}\right)^2 = \left(1 + \frac{\Delta u}{\Delta x}\right)^2 + \left(\frac{\Delta w}{\Delta x}\right)^2$

Für Grenzbetrachtung  $\Delta x \rightarrow dx$ :  $\frac{ds}{dx} = \sqrt{(1 + u'(x))^2 + (w')^2}$

Definition: kinematische Dehnung:  $\varepsilon_x = \frac{ds - dx}{dx} = \frac{ds}{dx} - 1 = \sqrt{(1 + u'(x))^2 + (w')^2} - 1$

**Satz:** Die kinematische Stabdehnung  $\varepsilon_x$  ist eine nichtlineare Funktion des Verformungszustandes (Quadrate der Verschiebungsableitungen).

## 6.2 Materialverhalten

### 6.2.1 Lineares Materialverhalten (Theorie 1. Ordnung)

Materialdehnung infolge Längskraftpaar:  $\varepsilon_M = \frac{N}{EA}$

Verkrümmung infolge Momentenpaar:  $k_M = \frac{M}{EI}$

### 6.2.2 Kinematik (Theorie 2. Ordnung $\rightarrow$ Theorie 1. Ordnung)

Dehnung:  $\varepsilon_K = u'(x)$

Verkrümmung:  $K_K = -w''(x)$

Elastische Verträglichkeit  $\varepsilon_K = \varepsilon_M$ ;  $K_K = K_M$

Normalkraft:  $N(x) = EAu'(x)$   
Moment:  $M = -EIw''(x)$  } Theorie 2. Ordnung = Theorie 1. Ordnung

## 6.3 Gleichgewicht am verformten System

Bei der Anwendung der Theorie 2. Ordnung sind von Interesse:

- endlich große Verschiebungen (trotz kleinen Dehnungen)
- Starrkörperbewegungen
- große Hebelarme der Schnittkräfte  $\rightarrow$  zusätzliche Versatzmomente

Die Wahl der Bezugsrichtung der Schnittkräfte ist i.A. beliebig,

z.B. rechnerische Schnittkräfte  $H, V$  senkrecht zur unverformten Stabachse.

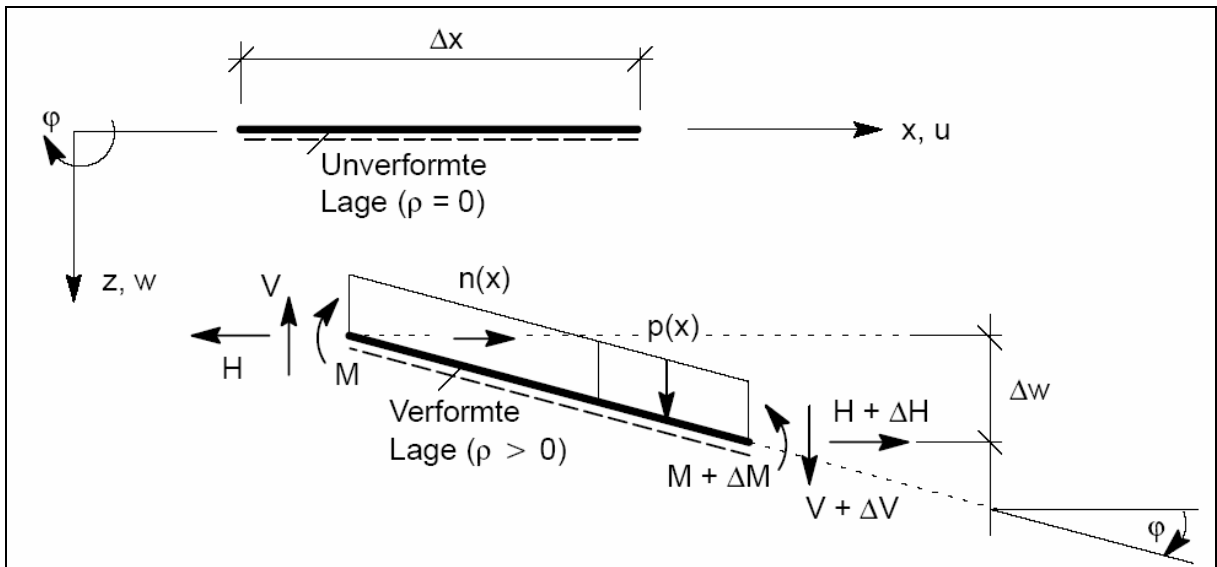


Abbildung 13: Schnittkräfte auf die unverformte Lage

Die physikalischen Schnittkräfte  $N, Q$  sind senkrecht zur verformten Stabachse definiert. Trotzdem erweist sich als sinnvoll das Gleichgewicht am verformten System für die rechnerischen Schnittkräfte  $H, V$  aufzustellen, denn die unverformte Ausgangslage ist durch die Geometrie des TW bekannt  $\rightarrow$  Einfachheit!

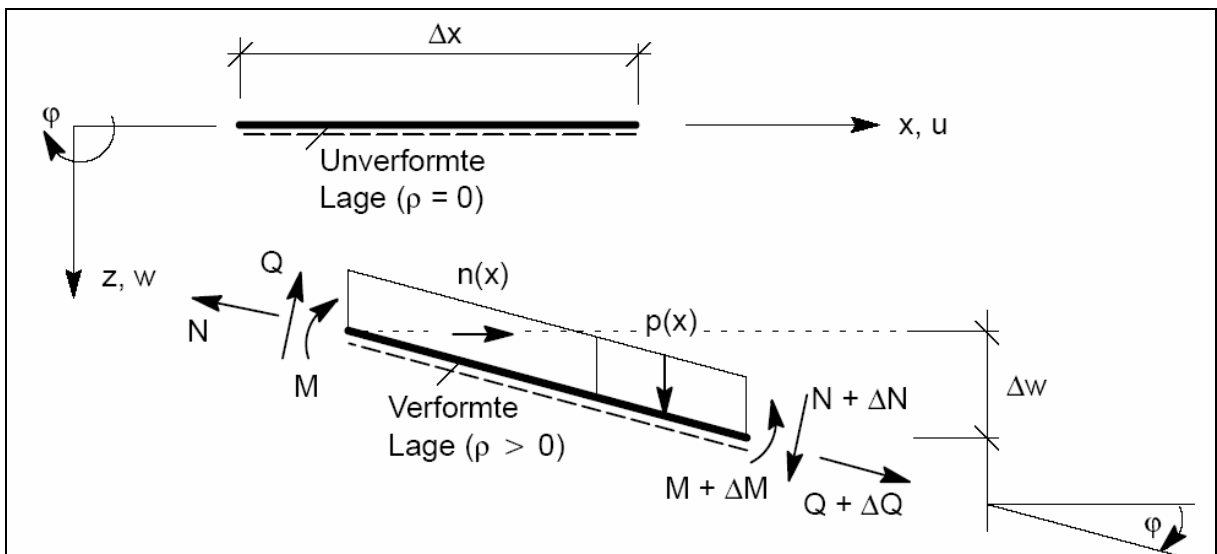


Abbildung 14: Schnittkräfte auf die verformte Lage

Zusammenhang zw. Schnittkräften  $N, Q$  und  $H, V$

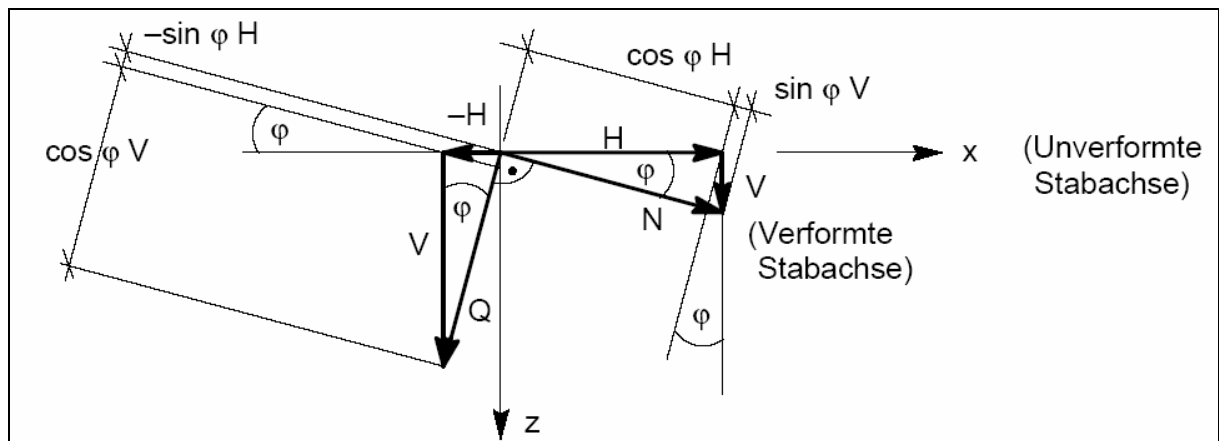


Abbildung 15: Zusammenhang zwischen den Schnittkräften

Unter der Annahme:  $\cos \varphi \approx 1; \sin \varphi = w'$

ist bei bekanntem Verformungszustand jederzeit eine eindeutige Umrechnung

zwischen  $H, V$  und  $N, Q$  möglich:

$$N = H \cos \varphi + V \sin \varphi \approx H + V \cdot w'$$

$$Q = V \cos \varphi - H \sin \varphi \approx V - H \cdot w'$$

DGL nach Theorie 2. Ordnung

Annahme (Vereinfachung):  $EI, H, p = \text{konst. (stabweise)}$

Daraus folgt:  $M''(x) + H \cdot w''(x) + p = 0$

Mit der 2-fachen Ableitung von mat. Verkrümmung:  $M''(x) = -EI \cdot w''''(x)$

ergibt sich (durch Einsetzen) die DGL nach Theorie 2. Ordnung:

$$EI \cdot w''''(x) - H \cdot w''(x) - p = 0$$

Für die druckbeanspruchten Stäbe ( $H < 0$ ) und mit der Bezeichnung  $\left(\frac{\varepsilon}{s}\right)^2 = \frac{|H|}{EI}$

$$w''''(x) + \left(\frac{\varepsilon}{s}\right)^2 w''(x) = \frac{p}{EI}$$

Stabkennzahl:  $\varepsilon = s\sqrt{\frac{H}{EI}}$  spielt bei der Bewertung von Lösungen nach Theorie 2. Ordnung wichtige Rolle.

Die Lösung besteht aus einem homogenen und einem partikulären Anteil:

$$w(x) = w_h(x) + w_p(x)$$

Die homogene Lösung :  $w_h(x) = C_1 + C_2 x + C_3 \sin \frac{\varepsilon}{s} x + C_4 \cos \frac{\varepsilon}{s} x$

enthält 4 freie Konstanten  $C_1, C_2, C_3, C_4$ , die zur Anpassung der Lösung an die statischen und kinematischen Randbedingungen dienen.

## 6.4 Statische Verfahren nach Theorie 2. Ordnung

Solange das Superpositionsprinzip in seiner besonderen Form anwendbar ist, können auch die Verfahren der linearen Statik nach Theorie 1. Ordnung angewendet werden.

- **DGL-Methode, analytische Lösung**

- geeignet für die Herleitung von Grundbeziehungen

- **Kraftgrößenverfahren (KGV)**

- Für das Gleichgewicht am verformten System müssen zusätzlich Verformungen der Last- und Einheitsspannungszustände berechnet werden → Zusatzaufwand

- **Weggrößenverfahren (WGV) – Handrechnung: Drehwinkelverfahren (DWV)**

- einfacher Einstieg in die Theorie 2. Ordnung, Anschaulichkeit
- für das Gleichgewicht am verformten System müssen Stabendmomente nach Theorie 2. Ordnung ermittelt werden → Zusatzaufwand

- **Weggrößenverfahren (WGV) – Computer (Finite-Elemente-Methode)**

- leicht algorithmisierbar
- Gleichungslösung, Invertierung der Steifigkeitsmatrix – Rechenaufwand

## 6.5 Zuglastfall an der Krone

Die Kraft wird in Z-Richtung eingeleitet um die Spannung und die Verschiebung zu ermitteln. In der Analyse wird nur linear berechnet. Die Spannungsverteilung wird nach dem Hookschen Gesetz elastisch nachgewiesen. Egal ob bei Start oder Landung: an der Schiene entsteht entweder Druck oder Zug.

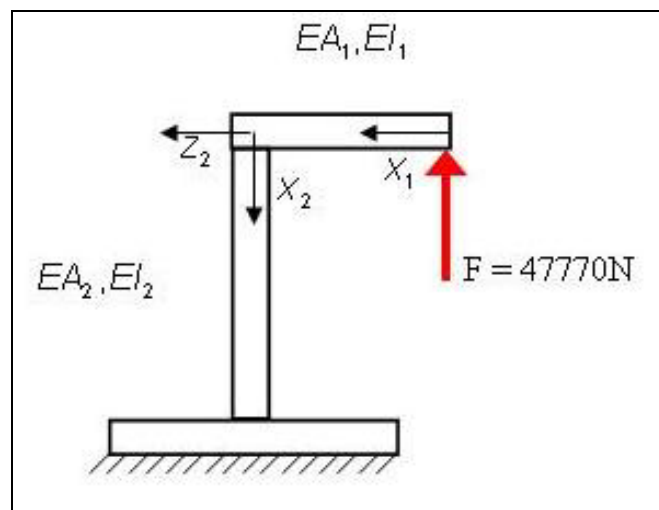


Abbildung 16:Zugbelastung

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

$$|\sigma_b|_{\max} = \frac{|M_b|}{W_x}$$

Die Angriffsfläche  $A_1$  wurde in dem Programm Catia gemessen und sie beträgt  $34 \text{ mm}^2$ . Die Kraft wird auf vier Angriffsflächen verteilt.

$$A_1 = 34 \text{ mm}^2$$

$$F = 47700 \text{ N}$$

$$A = 17 \text{ mm}^2$$

$$\sigma = \frac{11925 \text{ N}}{17 \text{ mm}^2} = 701 \text{ N/mm}^2$$

Die maximale Spannung die zum Bruch führt beträgt  $510 \text{ MPa}$  und die zur Plastifizierung des Materials beträgt  $450 \text{ MPa}$ . Da die Kraft nicht immer genau verteilt ist, könnte sie zum Bruch führen. Für diese Berechnung beträgt die Spannung  $701 \text{ N/mm}^2$  und ist somit deutlich höher als die Bruchspannung. Da die analytische Berechnung nur linear berechnet ist, werden die verbleibenden Verformungen nicht sichtbar.

## Widerstandsmoment

$$W_x = \frac{I_{xx}}{e_{\max}}$$

$$I_{xx} = \frac{ac^3}{12} = \frac{4^3 \cdot 5}{12} = 26,66 \text{ mm}^4$$

$$y = e_{\max} = 2 \text{ mm}$$

$$W_x = \frac{ac^2}{6} = \frac{4^2 \cdot 5}{6}$$

$$W_x = 13,33 \text{ mm}^3$$

## Biegemoment

$$M = F \times a$$

$$M = 47700 \text{ N} \cdot 5 \text{ mm} = 238,5 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Schnittlasten in den beiden Rahmenteilen

$$N(x_1) = 0$$

$$M(x_1) = -F \times a$$

$$M(x_1) = 238,5 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$N(x_2) = -F$$

$$M(x_2) = -F \times a$$

Die Differentialgleichungen für die Längs- und die Querverschiebungen in den beiden Rahmenteilen:

$$EA_1 u_1'(x_1) = 0$$

$$EI_1 w_1''(x_1) = F \times a$$

$$EA_2 u_2'(x_2) = F$$

$$EI_2 w_2''(x_2) = F \times a$$

Die Integration der Differentialgleichungen

$$EA_1 u_1(x_1) = C_1$$

$$EI_1 w_1'(x_1) = M \cdot x_1 + C_2 = (F \times a) \cdot x_1 + C_2$$

$$EI_1 w_1(x_1) = \frac{1}{2} M \cdot x_1^2 + C_2 \cdot x_1 + C_3$$

$$= \frac{1}{2} (F \times a) \cdot x_1^2 + C_2 \cdot x_1 + C_3$$

$$EA_2 u_2(x_2) = F \cdot x_2 + C_4$$

$$EI_2 w_2'(x_2) = M \cdot x_2 + C_5 = (F \times a) \cdot x_2 + C_5$$

$$EI_2 w_2(x_2) = \frac{1}{2} M \cdot x_2^2 + C_5 \cdot x_2 + C_6$$

$$= \frac{1}{2} (F \times a) \cdot x_2^2 + C_5 \cdot x_2 + C_6$$



## Randbedingung

$$u_2(c) = 0$$

$$w_2'(c) = 0$$

$$w_2(c) = 0$$

$$u_1(a) = w_2(0)$$

$$w_1(a) = -u_2(0)$$

$$w_1'(a) = w_2'(0)$$

## Bestimmung der Konstanten

$$C_4 = -F \times c$$

$$C_5 = -(F \times a) \cdot c$$

$$C_6 = \frac{1}{2} F \times a \times c^2$$

$$C_1 = \frac{F \times a \times c^2 \times A_1}{2I_2}$$

$$C_2 = -F \times a \cdot \left( 1 + a \times c \times \frac{I_1}{I_2} \right)$$

$$C_3 = -F \times a^2 \left( \frac{1}{2} a + 1 + a \times c \frac{I_1}{I_2} \right)$$

Nach der Ermittlung der Konstanten, werden die Verschiebungen ermittelt

$$u_1(0) = \frac{F \times a \times c^2}{2 \cdot EI_2}$$

$$u_1(0) = \frac{11925 \text{ N} \cdot 5 \text{ mm} \cdot 4^2 \text{ mm}^2}{2 \cdot 71700 \text{ N/mm}^2 \cdot 24 \text{ mm}^4} = 0,27 \text{ mm}$$

$$w_1(0) = -\frac{F \times a^2}{EI_1} \left( \frac{1}{2} a + 1 + a \times c \frac{I_1}{I_2} \right)$$

$$w_1(0) = \frac{11925 \text{ N} \cdot 5^2 \text{ mm}^2}{71700 \text{ N/mm}^2 \cdot 26,6 \text{ mm}^4} \left( \frac{1}{2} \cdot 5 \text{ mm} + 1 + 5 \text{ mm} \cdot 4 \text{ mm} \cdot \frac{26,6 \text{ mm}^4}{24 \text{ mm}^4} \right) = 4,01 \text{ mm}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{M_b}{W_x} = \frac{6M_b}{ac^2}$$

## 6.6 Belastung der Schiene

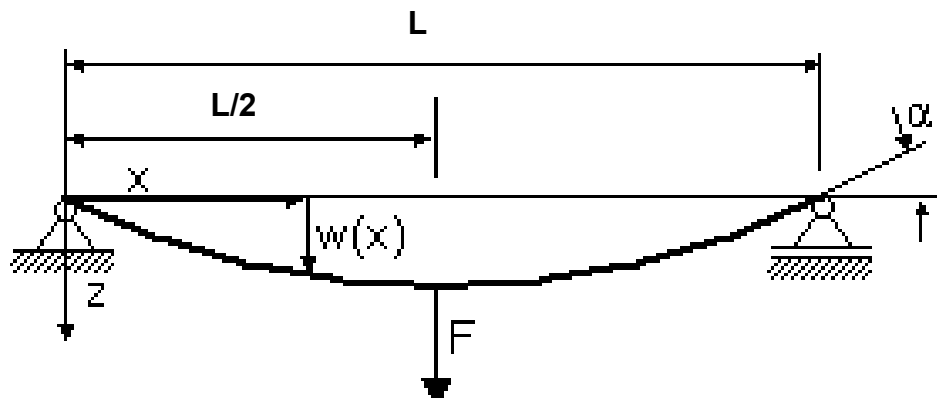


Abbildung 17: Durchbiegung

Flächenträgheitsmoment

$$I_y = \frac{ac^3}{12} = \frac{5 \times 4^3}{12} = 26,66 \text{ mm}^4$$

$$I_z = \frac{ca^3}{12} = \frac{4 \times 5^3}{12} = 41,66 \text{ mm}^4$$

$$x \leq \frac{a}{2}$$

Biegelinie

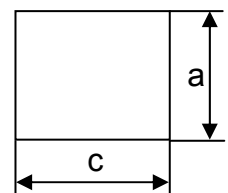
$$W(x) = \frac{FL^3}{16EI} \left( \frac{x}{a} - \frac{4x^3}{3a^3} \right)$$

Durchbiegung

$$W\left(\frac{a}{2}\right) = \frac{FL^3}{48EI}$$

Neigung

$$W'(a) = \frac{FL^2}{16EI}, W' = \tan \alpha$$



## 7. Numerische Berechnung

Die analytische Berechnung des Spannungs-, Verformungs- bzw. des Verzerrungszustandes in realen Bauteilen sind aus folgenden Gründen nicht möglich:

- die Komplexität von der Geometrie, die die Fußbodensitzschiene aufweist
- der schwer formulierbaren Randbedingung in der analytischen Berechnung
- der Nichtlinearität des Materialverhaltens

Wegen der genannten Gründe schaffen die numerischen Methoden, bei denen eine Diskretisierung der Struktur und bei Bedarf auch in der Zeit vorgenommen wird, neue Möglichkeiten. Im Folgenden werden unterschiedliche Verfahren und ihre Eignung für Probleme aus der Festkörpermechanik diskutiert. Diese Analysen werden auf eine rein mechanische Sichtweise beschränkt. Für die Diskretisierung werden häufig Verfahren benutzt wie das Differenzenverfahren, die Finite-Volumen-Methode, das Ritz-Galerkin-Verfahren, das Ritz-Verfahren, die Rand-Elemente-Methode (BEM) und die Finite-Elemente-Methode (FEM). Bei komplizierten Strukturen ist es schwierig einen geeigneten Ansatz für das gesamte Gebiet zu finden, der die wesentlichen Randbedingungen erfüllt. Des Weiteren wird eine teilweise Entkopplung der zu lösenden Gleichungen angestrebt, da die Rechenzeit für die Lösung dünn besetzter Gleichungssysteme sich im Vergleich zu vollbesetzten Systemen erheblich reduziert. Dies erreicht man durch die Verwendung des Ritz-Galerkin-Verfahrens mit sogenannten bereichsweisen Ansätzen. Dabei kommen zwei Aspekte ins Spiel:

- die Zerlegung des betrachteten Gebietes in geometrische Elemente
- die über diesen Teilstücken definierten Ansatzfunktionen

Zusammenfassend kann man sagen, dass die FE Methode ein sehr leistungsstarkes numerisches Verfahren darstellt.

In den letzten Jahren hat die Finite-Elemente-Methode (FEM) Einzug in die Konstruktionspraxis gehalten und wird nicht mehr als reines Analytischen-Werkzeug betrachtet. Die heute verfügbare CAD-Software enthält integrierte FEM-Funktionen, die Konstrukteure täglich als Hilfsmittel im Konstruktionsprozess einsetzen. Bis vor kurzem beschränkte sich dieser Einsatz jedoch auf lineare Analysen.

Für die meisten Probleme liefert eine lineare Analyse eine gute Näherung der realen Eigenschaften. Für komplexere Probleme kann man eine rechenintensive nicht-lineare Berechnung starten. Durch verbesserte Lösungsalgorithmen und leistungsstarke Desktop-Computer stellt dies heute aber kein Problem mehr dar.

## 7.1 Unterschiede zwischen linearer und nicht-linearer Analyse

Der Begriff "Steifigkeit" definiert den grundlegenden Unterschied zwischen linearer und nicht-linearer Analyse. Steifigkeit ist eine Eigenschaft, die die Reaktion eines Teils oder einer Baugruppe auf eine angewendete Last beschreibt. Die Steifigkeit wird von mehreren Faktoren beeinflusst:

### 7.1.1. Form

Ein T-Träger weist eine andere Steifigkeit und andere Eigenschaften als ein U-Träger auf. Die Form und die Geometrie eines Teils weist verschiedene Steifigkeit und andere Verformung auf. Die T-Fußbodensitzschiene weist andere Steifigkeit als die U-Fußbodensitzschiene auf.

### 7.1.2. Material

Die Steifigkeit eines Al-Legierung 2024 ist geringer als die Steifigkeit eines Al-Legierung 7075 gleicher Größe. Die verschiedene Aluminium-Legierung der Fußbodensitzschiene weist andere Festigkeit.

Die Festigkeit definiert den grundlegenden Unterschied zwischen linearer und nichtlinearer Analyse. Steifigkeit ist eine Eigenschaft, die die Reaktion eines Teils oder einer Baugruppe auf eine angewendete Last beschreibt. Drei Hauptfaktoren beeinflussen die Steifigkeit: Form, Material und Teilunterstützung.

Es ist zu merken, dass bei großen Verformungen der Zusammenhang zwischen Spannung und Verzerrung nicht unbedingt linear ist. Häufig muss also neben der eben diskutierten geometrischen Nichtlinearität auch ein nichtlineares Materialgesetz berücksichtigt werden. Der plastische Bereich weist meistens Nichtlinearität auf.

Im plastischen Bereich sollte die Nichtlinearität berücksichtigt. Die Komplexität der Berechnung erhöht sich dadurch gewaltig. Materielle Nichtlinearitäten können jedoch auch schon bei geringen Verformungen auftreten. Ein Beispiel dafür ist der klassische Parabel-Rechteck-Verlauf in dem Spannungs-Dehnungs-Diagramm. Plastische Verformungen spielen bei Metallen eine große Rolle.

### 7.1.3. Teilunterstützung

Ein einfach gestützter Balken weist eine geringere Steifigkeit und eine höhere Durchbiegung auf als ein an beiden Enden gestützter Balken.

Wenn sich eine Struktur unter Belastung verformt, ändert sich aufgrund der oben genannten Faktoren ihre Steifigkeit. Bei einer großen Verformung kann es zu einer Änderung der Form kommen. Wenn die Versagensgrenze des Materials erreicht ist, ändern sich die Materialeigenschaften.

Bei einer geringen Änderung der Steifigkeit macht auf der anderen Seite die Annahme Sinn, dass sich bei der Verformung weder Form noch Materialeigenschaften ändern. Diese Annahme bildet das fundamentale Prinzip der linearen Analyse.

Das bedeutet, dass das analysierte Modell während des gesamten Verformungsprozesses die gleiche Steifigkeit aufweist, die vor der Belastung im unverformten Zustand vorlag. Dabei spielen der Grad der Modellverformung, die Art der Belastung (d. h. schrittweise oder einmalige Lastaufbringung) und die Höhe der durch die Belastung hervorgerufenen Spannungen keine Rolle. Durch diese Annahme werden die Problemformulierung und -lösung erheblich vereinfacht.

Die grundlegende Gleichung der Finite-Elemente-Analyse lautet wie folgt:

$$[F] = [K] * [u]$$

Dabei gilt Folgendes:

[F] ist der Vektor der Knotenlasten oder die Belastung am Knoten.

[K] Steifigkeitsmatrix.

[u] Vektor der Knotenverschiebungen.

Wenn es um statische Berechnung wird diese Gleichung gelöst. Diese Matrixgleichung beschreibt das Verhalten von FEA-Modellen. Je nach Modellgröße enthält sie mehrere Tausend bis mehrere Millionen linearalgebraische Gleichungen. Die Steifigkeitsmatrix [K] hängt von der Geometrie, den Materialeigenschaften und den Randbedingungen (Lagern) ab. Unter der Annahme bei linearen Analysen, dass sich die Modellsteifigkeit niemals ändert, werden diese Gleichungen nur einmal aufgestellt und gelöst, d. h. dass während der Modellverformung keine Aktualisierungen vorgenommen werden müssen. Die lineare

Analyse erfolgt somit von der Problemformulierung bis zum Abschluss geradlinig und liefert selbst bei sehr großen Modellen innerhalb weniger Sekunden oder Minuten die Ergebnisse.

Bei einer geringen Änderung der Steifigkeit macht die Annahme Sinn, dass sich bei der Verformung weder Form noch Materialeigenschaften ändern.

Diese Annahme bildet das fundamentale Prinzip der linearen Analyse.

Der nicht-linearen Analyse liegt jedoch ein komplett anderes Prinzip zugrunde, da hier keine konstante Steifigkeit angenommen werden kann. Stattdessen ändert sich die Steifigkeit während der Verformung und die Steifigkeitsmatrix  $[K]$  muss während der iterativen Lösung des nicht-linearen Gleichungslösers aktualisiert werden. Aufgrund dieser Iterationen dauert es länger, genaue Ergebnisse zu erzielen.

## **7.2 Die verschiedenen Arten der Nichtlinearität**

Obwohl bei allen Arten der nicht-linearen Analyse eine Änderung der Steifigkeit zugrunde liegt, kann der Ursprung des nicht-linearen Verhaltens unterschiedlich sein. Daher macht es Sinn, nicht-lineare Analysen auf Grundlage des Ursprungs der Nichtlinearität zu klassifizieren. Da bei vielen Problemen keine alleinige Ursache für die Nichtlinearität ausgemacht werden kann, müssen bei einigen Analysen mehrere Arten der Nichtlinearität berücksichtigt werden.

### **7.2.1 Nicht-lineare Geometrie**

Wie bereits erwähnt, ist eine nicht-lineare Analyse erforderlich, wenn sich die Steifigkeit des Teils unter Betriebsbedingungen ändert. Wenn die Änderung der Steifigkeit ausschließlich auf Änderungen der Form zurückzuführen ist, handelt es sich um eine geometrische Nichtlinearität.

Zu solchen durch die Form bedingten Änderungen der Steifigkeit kann es kommen, wenn ein Teil große Verformungen aufweist, die mit dem bloßen Auge zu erkennen sind. Als Faustregel gilt, bei einer Verformungen von mehr als  $1/20$  der größten Teilbemaßung eine Analyse der nicht-linearen Geometrie auszuführen. Außerdem ist zu beachten, dass sich im Fall von großen Verformungen die Lastrichtung mit der Modellverformung ändern kann. Die meisten FEA-Programme bieten zwei Möglichkeiten zur Berücksichtigung dieser Richtungsänderung: nicht konservative und konservative Belastung.

Die Richtung einer nicht konservativen Belastung ändert sich, wie in Abbildung 18 gezeigt, in Bezug auf das verformte Modell. Eine konservative Belastung behält die ursprüngliche Richtung bei.

Als Faustregel gilt, bei einer Verformungen von mehr als  $1/20$  der größten Teilbemaßung eine Analyse der nicht-linearen Geometrie auszuführen.

Außerdem ist zu beachten, dass sich im Fall von großen Verformungen die Lastrichtung mit der Modellverformung ändern kann.

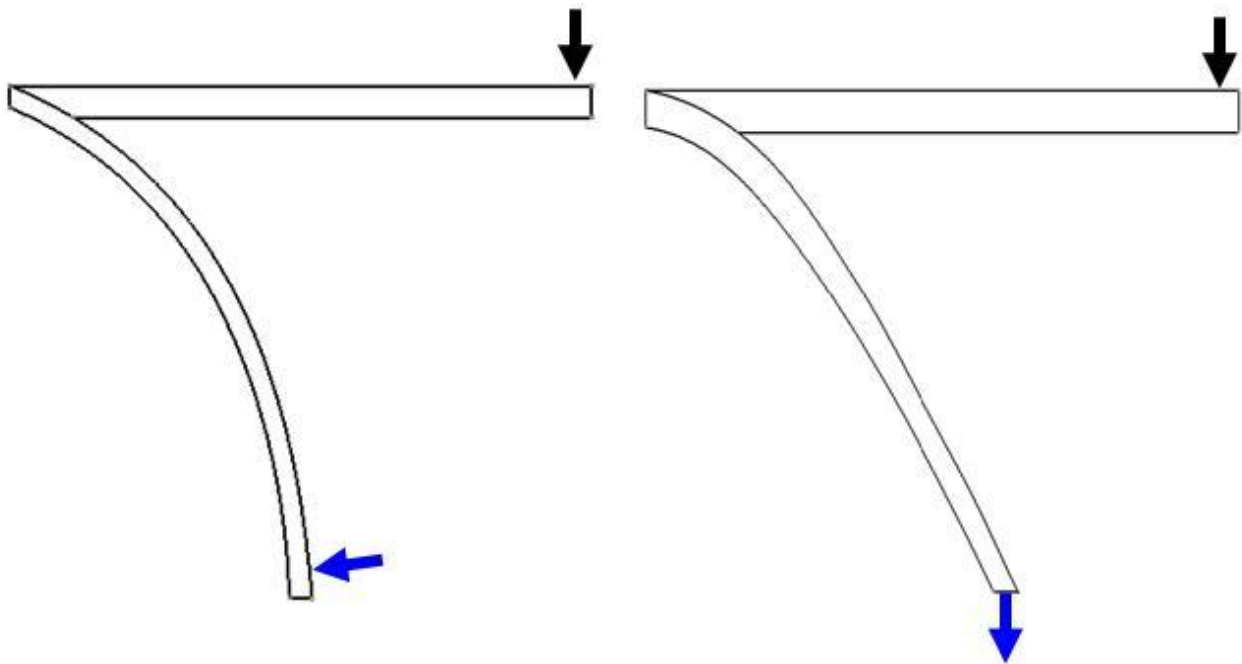


Abbildung 18: Art der Belastung

Die Richtung einer nicht konservativen Belastung ändert sich während der Verformung und bleibt normal auf den verformten Träger (links). Eine konservative Belastung behält die ursprüngliche Richtung bei (rechts).

### 7.2.2 Nicht-lineares Material

Wenn die Änderung der Steifigkeit ausschließlich auf Änderungen der Materialeigenschaften unter Betriebsbedingungen zurückzuführen ist, spricht man von einer Material-Nichtlinearität. Bei einem linearen Materialmodell wird angenommen, dass die Spannung proportional zur Dehnung ist. Das bedeutet, dass mit zunehmender Last die Spannungen und Verformungen proportional zu den Laständerungen steigen. Es wird

außerdem angenommen, dass es zu keiner dauerhaften Verformung kommt und das Modell seine ursprüngliche Form wieder annimmt, wenn die Last entfernt wurde.

Obwohl diese Vereinfachung annehmbar ist, muss ein nicht-lineares Materialmodell verwendet werden, wenn die Lasten intensiv genug sind, um eine gewisse dauerhafte Verformung zu verursachen.

Durch diese Unterstützung wird bei Aktivierung die effektive Länge des Balkens geändert. Infolgedessen ändert sich die Balkensteifigkeit, und für das Problem wird eine nicht-lineare Analyse erforderlich.

### 7.3 Elasto- Plastische Bruchverhalten

In der Tabelle 5 sind die Vergleichswerte zwischen der linearen und nichtlinearen Analyse. Ein deutlicher Unterschied zwischen den Analysen ist sichtbar. Bei der Zugbelastung sind zwei Werte zu vergleichen. Bei der linearen Berechnung ist ein Wert von 845MPa zumerken und bei der nichtlinearen Berechnung ist 462MPa. Hier merkt mal der unterschied zwischen den beiden Analyse. Bei ein rein linear Analyse wäre schon die Schiene längst versagt. D.h. die Spannung und die Dehnung sind proportional. Deswegen sollte man nichtlinear berechnen da sind in der Realität nicht proportional sind. In der elastische Bereich macht diese Analyse sinn aber bei einem elastischen Bereich sind die lineare Berechnung sind nicht genügend und die weisen kein konkrete Aussage für die Analyse. Bei der Überschreitung einer Spannung einen kritischen Wert, fließt das Material ein bzw. treten plastischen Dehnungen oder Brüche ein.

Auch Zwischen Tetra Elemente und Hexa Elemente sind anderen Wert zu merken. Man sieht dass bei den Tetraedern Elemente die Werte der Spannung und der Verschiebung sind geringer da die Elemente steifer sind.

Diese Plastizität oder die Fließgrenze wird ermittelt, indem eine Vergleichsspannung ermittelt wird:

Die Vergleichsspannung

$$\sigma_v = \frac{1}{\sqrt{2}} \left( (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_3 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 \right)$$

Um die Fließspannung zu berechnen und mit der Vergleichsspannung zu verglichen wird diese Formel benötigt:



$$\sigma_f = \frac{1}{2}(R_{p0,2} + R_m)$$

Bei der experimentellen Untersuchung lässt sich das eintretende plastische Verhalten in einer nichtlinearen Spannungs-Dehnungskurve darstellen. Häufig lässt sich diese Kurve durch ein Potenzgesetz annähern mit der Formel:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = \frac{\sigma}{\sigma_0} + \alpha \cdot \left( \frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^n$$

wobei die Normierungskonstanten  $\sigma_0, \varepsilon_0$  durch

$$\sigma_0 = E \cdot \varepsilon_0$$

in Beziehung stehen und  $\alpha$  und  $n$  die Materialparameter sind, die das plastische Verhalten beschreiben. Die Größe  $n$  heißt der Verfestigungsexponent und wird auch das Ramberg-Osgood-Gesetz genannt.

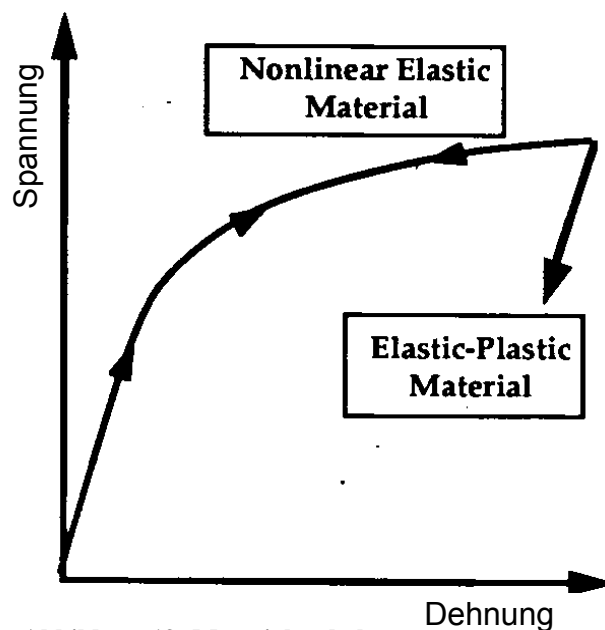


Abbildung 19: Materialverhalten

Neben dem elasto-plastischen Verhalten wird in der Mechanik auch nichtlinear elastisches Verhalten betrachtet. Bei zunehmender Belastung liefern beide Materialien dieselbe Spannungs-Dehnungskurve. Bei Entlastung gibt es dagegen deutliche Unterschiede. Beim nichtlinear-elastischen Material ist die Spannungs-Dehnungskurve bei Entlastung dieselbe wie bei Belastung. Geht die Spannung auf Null zurück, verschwindet auch die Dehnung. Bei elasto-plastischem Materialverhalten ist die Entlastungskurve linear. Die Steigung entspricht dem Elastizitätsmodul. Nach vollständiger Entlastung gibt

es eine verbleibende Dehnung, die sogenannte plastische Dehnung. Siehe Abbildung 30 veranschaulicht die Unterschiede zwischen den beiden Materialmodellen.

Aluminium und rostfreier Stahl wurden in den vergangenen Jahren in zunehmendem Masse auch im konstruktiven Ingenieurbau verwendet.

Diese Materialien weisen eine Hohe Korrosionsresistenz, gute Verarbeitungseigenschaften sowie geringe Unterhaltskosten. Da die Materialkosten jedoch nicht sehr hohe im Vergleich von anderen Materialien wie Karbonstahl wurden Aluminium und rostfreier Stahl bis anhin vor allem für Spezialbauwerke in Form von schlanken, sehr dünnwandigen Bauteilen eingesetzt. Die lokale und globale Schlankheit dieser Bauteile führt unter Druckbeanspruchung häufig zu Stabilitätsproblemen (Knicken, Beulen).

Im Rahmen viele Projekte soll deshalb das lokale Beulverhalten von Querschnitten aus Aluminium und rostfreiem Stahl untersucht werden. Dabei sind verschiedene Einflussgrößen besonders zu beachten.

## 7.4 Materialverhalten

Aluminium und rostfreier Stahl weisen im Gegensatz zu Karbonstahl bei Raumtemperatur ein nichtlineares Spannungs-Dehnungsverhalten auf, welches mathematisch in guter Näherung mit Hilfe des sog. Ramberg-Osgood Ansatzes modelliert werden kann.

Werkstoffe werden eingeteilt in verschiedene Werkstoffgruppen. Gerade im Bereich der Leichtmetalle (gekennzeichnet mit der Werkstoffhauptgruppe 3: 3.xxxx) werden die verschiedenen Werkstoffe anhand ihrer Zusammensetzung unterschieden. Wesentlich für die Konstruktion mit diesen Werkstoffen sind aber weniger deren chemische Bestandteile, sondern vielmehr ihre physikalische Belastbarkeit. In Normen und Werkstofftabellen werden für die verschiedenen Werkstoffe Werkstoffkennwerte angegeben, die die Eigenschaften der Werkstoffe beschreiben und somit Vorgaben für die Konstruktion beinhalten.

Eine ganz besonders wichtige Eigenschaft der Werkstoffe beschreibt das „Hooksche Gesetz“. Es stellt den Zusammenhang zwischen der anliegenden Spannung  $\sigma$  (als Belastung für den Werkstoff) und der Dehnung  $\varepsilon$  des Materials dar:

$$\varepsilon = \sigma / E$$

Aufgetragen in einem Diagramm wird vom Spannungs-Dehnungs-Diagramm gesprochen, das die Abhängigkeit von der Festigkeit zur Steifigkeit beschreibt. Das Hooksche Gesetz beschreibt diesen Zusammenhang allerdings nur im elastischen oder auch proportionalen Bereich ausreichend. Wird ein Werkstoff im plastischen Bereich belastet, reicht die einfache Beziehung zwischen Spannung und Dehnung, die den E-Modul (Elastizitäts-Modul) ergibt, nicht mehr aus, man benötigt hier einen angepassten Modul, den Sekantenmodul oder den Tangentenmodul. Neben dem einfachen E-Modul beschreiben noch weitere Kennwerte einen Werkstoff und seine Eigenschaften unter Belastung. Auch diese können aus dem Spannungs-Dehnungs-Diagramm abgelesen werden.

Bruchspannung  $R_m$ : Die Bruchspannung ergibt sich aus der größten Zugkraft  $F_m$  bezogen auf den Ausgangsquerschnitt  $A_0$ .

$$R_m = \frac{F_m}{A_0}$$

Streckgrenze  $R_p$ : Die Streckgrenze ist die Spannung bei einer bestimmten, nicht proportionalen Dehnung  $\varepsilon_p$  und kennzeichnet annähernd den Übergang vom elastischen in den plastischen Bereich. Meistens wird bei 0,2% bleibender Dehnung die Streckgrenze festgelegt und mit  $R_{p0,2}$  bezeichnet. Bei 0,01% bleibender Dehnung spricht man von der technischen Elastizitätsgrenze,  $R_{p0,01}$  (Proportionalitätsgrenze).

Bruchdehnung  $\delta$ : Die Bruchdehnung ist die auf die Ausgangslänge  $L_0$  bezogene bleibende Längenänderung  $\Delta L$  nach dem Bruch der Probe.

$$\delta = \frac{\Delta L \cdot 100}{L_0}$$

Elastizitätsmodul  $E$ : Im Bereich der elastischen Dehnung steigt die Spannung proportional zur Dehnung.

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

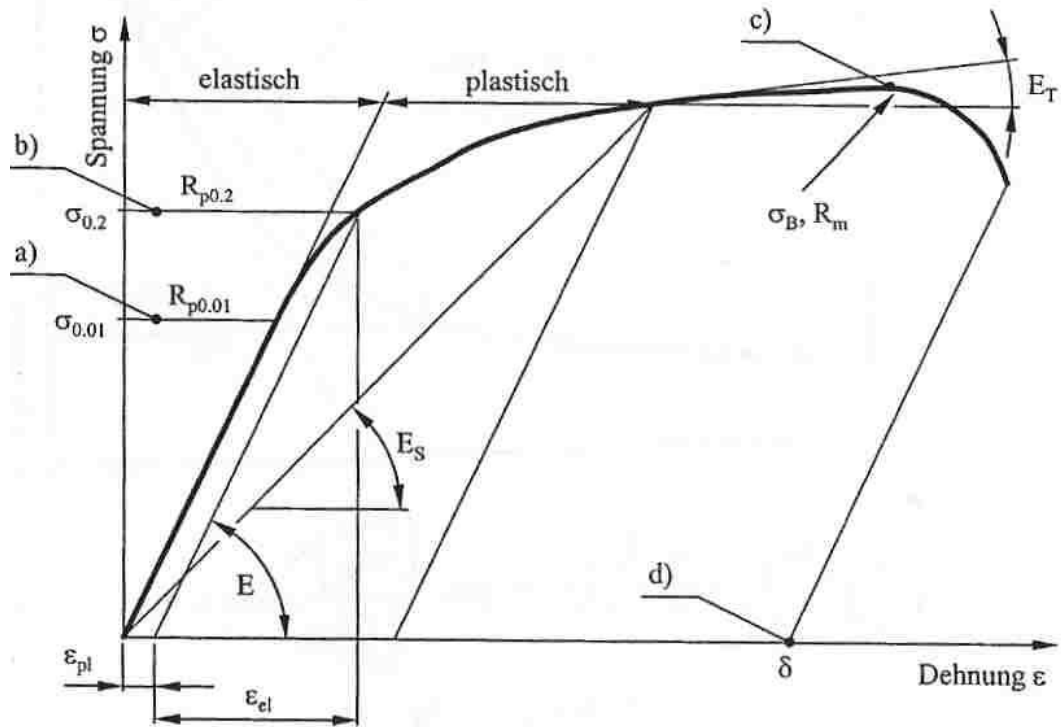


Abbildung 20: Dehnungskurve

- |                               |                         |                      |
|-------------------------------|-------------------------|----------------------|
| a) $\sigma_{0,01}, R_{p0,01}$ | Proportionalitätsgrenze | $E$ E-Modul          |
| b) $\sigma_{0,2}, R_{p0,2}$   | Streckgrenze            | $E_T$ Tangentenmodul |
| c) $\sigma_B, R_m$            | Bruchspannung           | $E_S$ Sekantenmodul  |
| d) $\varepsilon_B, \delta$    | Bruchdehnung            |                      |

Für die Ermittlung des wirksamen E-Moduls wird das Verfahren nach Ramberg-Osgood benutzt. Wie oben genannt und berechnet. Dabei werden für die Ermittlung des Sekanten- und des Tangentenmoduls die allgemein bekannten oder in Tabellen wie im HSB zu findenden Kennwerte des jeweiligen Werkstoffes benötigt.

Dabei ergibt sich der Tangentenmodul aus:

$$\frac{E}{E_T} = 1 + \alpha \cdot N \cdot \left( \frac{\sigma}{R_m} \right)^{(N-1)}$$

Und der Sekantenmodul:

$$\frac{E}{E_S} = 1 + \alpha \cdot \left( \frac{\sigma}{R_m} \right)^{(N-1)} \quad \text{mit } \alpha = \frac{\delta \cdot E}{R_m} \quad \text{und } N = \frac{\log\left(\frac{\delta}{0,002}\right)}{\log\left(\frac{R_m}{R_{p0,2}}\right)}$$

## 8. Angewandte Programm und Analyse Prozedur

Für die numerische Analyse standen mir mehrere Anwendungen zur Verfügung. Zeichnungen wurden mit Catia V5 erstellt. Abaqus und vor allem MSC Patran-Nastran wurden für die FEM Modellierungen sowie auch für Berechnungen und Simulation benutzt.

### 8.1 Patran-Nastran

Die Benutzung des Programms Patran/Nastran erfordert Vorkenntnisse auf verschiedenen Gebieten.

Hierzu gehört zunächst der Umgang mit den Betriebssystemen wie Windows oder UNIX. Moderne FEM Programme benötigen eine hohe Rechenleistung um die Berechnungen und die Simulationen durchzuführen.

Die Anwendung der Methode der Finiten Elemente setzt je nach Problemstellung unterschiedliches Fachwissen voraus wie technische Mechanik, Festigkeitslehre, Strukturmechanik, Finite Elemente und numerische Mathematik.

MSC/NASTRAN ist sehr gut für die Berechnung von Strukturmechanik geeignet. Zu den häufigsten Anwendungen gehören die Statik (linear und nichtlinear), die Kinetik (linear und nichtlinear), die Modale Analyse und die Thermische Analyse (Wärmeübertragung).

Für die Berechnung wurde die Version 2006 benutzt. Diese Version ist anwendbar bis zu max. 20% Dehnung des Materials.

Für die Verarbeitung des Algorithmus bei MSC/NASTRAN ist die Verwendung von Texteditoren notwendig, man kann als Eingabedatei auch eine modifizierte Ausgabedatei einlesen (.bdf). Mit den Texteditoren können sehr schnell Änderungen und Umrechnungen durchgeführt werden.

### 8.2 Der Prinzipielle Arbeitsablauf

Bevor die Arbeit am Bildschirm beginnt, sollten grundlegende Vorüberlegungen zur Problemstellung bereits erfolgt sein. Dies betrifft neben der Art des Problems (Statik oder Dynamik), des Materialverhaltens (elastisch, plastisch oder elasto-plastisch), der theoretische Modellbildung wie die Wahl der Elementtypen, Randbedingungen, Kräfte und die Komplexität auch die Einschätzung der Genauigkeit des Problems. Es ist ratsam,

komplexe Probleme unter vereinfachenden Annahmen schrittweise zu erarbeiten, um so die Größenordnung der Ergebnisse und die kritischen Bereiche der Modellbildung besser einschätzen zu können. Insbesondere die Randbedingungen sind für die Modellbildung meist von entscheidender Bedeutung und sollten vor der Modellgenerierung genau bedacht werden.

### **8.3 Modellgenerierung**

Die Modellgenerierung wird mit MSC/Patran erledigt. Ziel ist die Erzeugung einer Algorithmusdatei die als Eingabedatensatz für die Analyse mit MSC/Nastran benötigt wird. Wenn die Modellgeometrie einfach ist, ist die Verwendung eines Texteditors hierzu ausreichend. Mit einer hohen Anzahl von Freiheitsgraden ist die Zuhilfenahme eines graphischen Modellierungswerkzeuges notwendig. Diese Funktion erfüllt das Programm MSC/PATRAN.

Bei der Modellgenerierung wird das Modell diskretisiert, das ist die Übertragung in ein Finite Element Modell. Dazu werden in einem beliebigen Koordinatensystem Geometrielemente wie Point, Linie, Surface oder Volumen Element Solid erzeugt, die in Knoten und Elemente zerlegt werden, welche dann in einem Netz umgewandelt werden. Um Überschneidungen oder Lücken im Netz zu vermeiden ist es anschließend notwendig, die benachbarten Geometrielemente an die Knoten anzubinden was mit der Funktion Equivalence durchgeführt wird. Die Wahl des Elementes spielt eine entscheidende Rolle für die Berechnung und die Ergebnisse. Den erzeugten Elementen sind dann das Stoffgesetz und ergänzende Eigenschaften wie Dichte, Breite, E-Modul, Poisson Zahl etc... zuzuordnen. Mit der Eingabe der Randbedingungen wie Einspannungen, Lasten, Temperaturen usw. wird das Modell schließlich komplett. Vor der Erzeugung der MSC/NASTRAN-Eingabedatei werden die Lösungen gewählt wie Sol 101 für die lineare Berechnung, Sol 106 für die Nichtlineare Berechnung, etc ...

### **8.4 Analyse mit MSC/NASTRAN**

Die Kompatibilität von MSC/PATRAN zu MSC/NASTRAN wird von der Softwareschnittstelle PAT3/MS-NASTRAN bestimmt, die bei der Generierung der MSC/NASTRAN-Eingabedatei und beim Einlesen der Ergebnisse für den Anwender unsichtbar im Hintergrund läuft. Es empfiehlt sich, die MSC/NASTRAN-Eingabedatei vor der Analyse mit einem Texteditor durchzusehen und ggf. zu ergänzen.

Nach der Analyse mit MSC/NASTRAN sollte der Rechenlauf anhand der im ASCII-Format erzeugten Ausgabedateien überprüft werden. Sie enthalten neben den Ergebnissen auch wichtige Informationen zum numerischen Verlauf der Rechnung (Fehlermeldungen, Rechnungsdauer, numerische Stabilität, ...). Vor Betrachtung der Ergebnisse können diese Informationen Grund für eine Veränderung des Datensatzes sein. Die Analyse ist dann mit dem veränderten Datensatz zu wiederholen.

## **8.5 Ergebnisdarstellung mit MSC/PATRAN**

Die Ergebnisse erscheinen sowohl im Algorithmus-Format als auch binär in einer speziellen Ergebnisdatei gespeichert. Zur graphischen Darstellung der Ergebnisse ist zunächst die Übersetzung dieser Datei notwendig. Anschließend können die verschiedenen Ergebnisse farblich kodiert und auf die Finiten Elemente projiziert betrachtet werden. Es besteht die Möglichkeit, die Graphiken als Hardcopies in Dateien zu speichern und zu drucken.

Nachdem die Ergebnisse sichtbar gemacht sind, beginnt der schwierigste Teil der Arbeit. Die mit der Methode der Finiten Elemente erarbeiteten Informationen müssen interpretiert werden. Die theoretische Modellbildung und die Interpretation der Ergebnisse erfordert Fachwissen vom Anwender.

# **9. Aufgabenstellung Beschreibung**

## **9.1 Modellbeschreibung**

Das Ziel dieser Arbeit ist es verschiedene Modelle der Fußbodensitzschiene 15 D533 71111 mit unterschiedlichen Lastzuständen zu analysieren.

Die gesamte Länge der Schiene beträgt 3067mm. Es wurde ein Teil davon ausgeschnitten und berechnet, dieses Teilstück beträgt 520 mm. Es wurde noch ein längeres Stück modelliert um zu sehen wie sich die Schiene in der Lagerung verhält.

Es sollen nichtlineare statische Analysen mit linearen statischen Analysen verglichen werden. Für die nichtlineare Analyse man benötigt die Fließkurve um den plastischen Bereich zu bestimmen und darzustellen.

Das Modell soll die Rechenzeiten in einem vertretbaren Rahmen halten.

Für die Berechnung wird das Rechenprogramm Patran/Nastran benutzt.

Das Modell wird mit Tetraeder und Hexaeder vernetzt. Falls große Verschiebungen dargestellt werden müssten wären Elemente mit Mittenknoten optimal geeignet. Das Modell wird auf diese Art vernetzt um die Anzahl der Knoten und somit die Rechenzeit niedrig zu halten und zum Anderen nichtlineares Verhalten abbilden zu können.

Die Fußbodensitzschiene wird an ihren Auflagern in alle translatorischen Richtung fest und in den rotatorischen Richtungen frei gehalten.

Die Kraft wird über ein MPC (Multi Point Constraint, RBE2) auf die Abstützfläche gleichmäßig übertragen. Es wurden RBE2 Rigid Body Elemente benutzt da sie mehr Steifigkeit als die anderen Rigid Body haben. In diesem Fall wurde der Stud aus Gusseisen und die Schiene aus einer Aluminium-Legierung gefertigt, welche eine geringere Steifigkeit als der Stud hat. Mit der MPC wird die Last in alle Knoten gleich eingeleitet.

Es werden die Lastfälle 40,77kN in positive (Zugbelastung) und 36,38kN in negative Z-Richtung (Druckbelastung) und 27kN in positiver X-Richtung betrachtet. Die X-Richtung ist die Flugrichtung und die Z-Richtung ist die Auftriebrichtung.



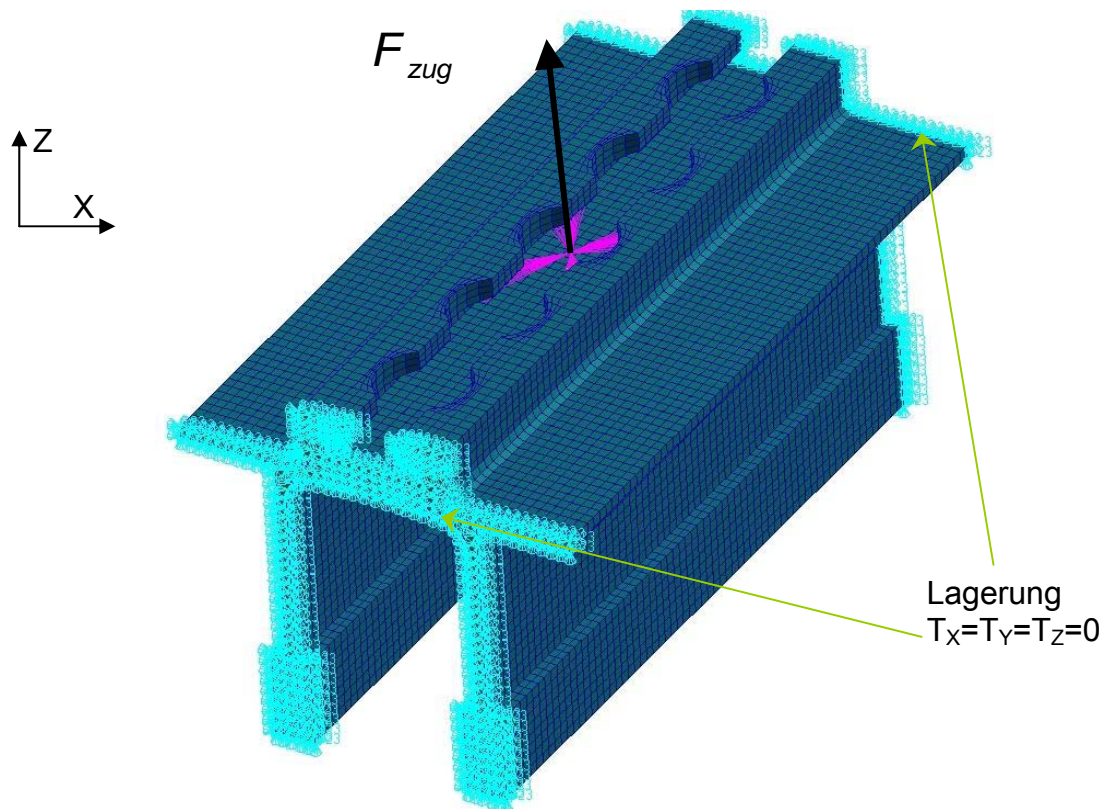


Abbildung 21: Numerische Darstellung

Die Kräfte werden an dem oberen Teil der Krone angebracht, wie in der Abbildung angezeigt. Die Kraft wird über virtuelle MPC eingeleitet welche hierdurch gleichmäßig in die Krone übertragen wird. Das MPC wird je nach Beanspruchung unten wie im Bild gezeigt (Zug) bzw. oben auf (Druck) die Sitzschienenkronen angebracht.

Ausgewertet werden die Verschiebungen und die Vergleichsspannungen Von. Mises.

- Randbedingungen
- Kenndaten der Schiene
- Berechnung der Fließkurve
  
- Material: 7075T76511 Strangpreßprofil Quelle HSB 12515-01
- $R_m = 510\text{MPa}$
- $R_{p0.2} = 450\text{ MPa}$
- $\sigma_{d0.2} = 450\text{ MPa}$
- $E = 71700\text{ MPa}$
- $\nu = 0.33$
- $\rho = 2.80\text{ g/cm}^3$

Tabelle 2: Kenndaten des Materials 7075-T76511

Cross section area [cm <sup>2</sup> ]		+129							
Thickness [mm]		> 1,6 ÷ 6		> 6 ÷ 12		> 12 ÷ 19		> 19 ÷ 25	
Statistical Base		A	B	S	A	B	A	B	
$R_{m0}$	MPa	L	490	510	515	515	525	515	525
		LT	470	490	495	490	505	485	490
$R_{p0,2}$	MPa	L	420	450	450	450	460	450	460
		LT	395	420	420	415	430	405	420
$R_{e0,2}$	MPa	L	420	450	450	450	460	450	460
		LT	430	455	455	450	460	440	455
$R_{m0}$	MPa		260	275	285	285	290	275	285
$R_{brn}$	MPa	$e/d = 1.5$	710	740	750	750	760	750	760
		$e/d = 2.0$	905	945	960	960	970	960	970
$R_{brn}$	MPa	$e/d = 1.5$	565	605	605	605	620	605	620
		$e/d = 2.0$	675	715	715	715	740	715	740
A	%	L	7		7	7		7	

## 9.2 Berechnung der Fließkurve nach Ramberg-Osgood

Spannungs-Dehnungs-Diagramm nach Ramberg-Osgood

$$\varepsilon = \frac{\sigma_{pl}}{E} + 0,002 \cdot \left( \frac{\sigma_{pl}}{\sigma_{0,2}} \right)^n$$

$$E_s = \frac{E}{1 + 0,002 \frac{E}{\sigma_{0,2}} \left( \frac{\sigma_{pl}}{\sigma_{0,2}} \right)^{n-1}}$$

Bruchdehnung nach Ramberg-Osgood

$$\varepsilon_{Rm} = \frac{510}{71700} + 0,002 \cdot \left( \frac{510}{450} \right)^{33} = 0,131516$$

Tabelle 3: Kennwert der Fließkurve

Spannung ( $\sigma = \text{N/mm}^2$ )	Dehnung ( $\varepsilon = \text{mm}$ )
450	0.006276
460	0.010546
480	0.023520
490	0.040060
505	0.096916
510	0.131516

$$A_{us} = 100 \cdot \left( \varepsilon_{Rm} - \frac{R_m}{E} \right)$$

$$n = \frac{\ln(A_{us} / 0.2)}{\ln\left(\frac{R_m}{R_{p0.2}}\right)}$$

Tabelle 4: n für Al-Strangpreßprofile

Werkstoff	Dicke (mm)	Zug			Druck		
		L	LT	ST	L	LT	ST
2014T6	– 13	23	–	–	15	–	–
2014T6	> 13	26	–	–	14	–	–
2014T62	– 13	29	17	–	29	32	–
2014T651X	– 19	32	16	–	18	18	–
2024T3	– 6,3	50	–	–	15	–	–
2024T3	6,3 – 38	37	–	–	12	–	–
2024T351X	– 19	50	14	–	16	17	–
2024T42	– 38	34	14	–	32	19	–
2024T851X	6,3 – 38	24	26	–	20	24	–
6061T6	–	50	–	–	18	–	–
6061T62	–	34	29	–	38	28	–
6061T651X	– 13	40	19	–	15	14	–
6061T651X	13 – 75	45	24	–	40	32	–
7049T73	– 125	22	–	–	20	–	–
7050T7351X	– 38	25	21	–	30	38	–
7050T7451X	– 44	19	24	–	19	23	–
7050T7651X	– 50	25	20	–	27	33	–
7075T62	6,3 – 38	33	22	–	27	23	–
7075T651X	6,3 – 19	50	22	–	28	27	–
7075T73	6,3 – 38	48	30	–	27	26	–
7075T7351X	13 – 19	34	25	–	28	28	–
7175T7351X	25 – 50	41	38	–	27	27	–

- n= 33 nach Tab 4 (n für Al-Strangpreßprofile) HSB 52100-01

Mit der Hilfe von Ramberg-Osgood wird die Fließkurve für die Nichtlineare Berechnung ermittelt.

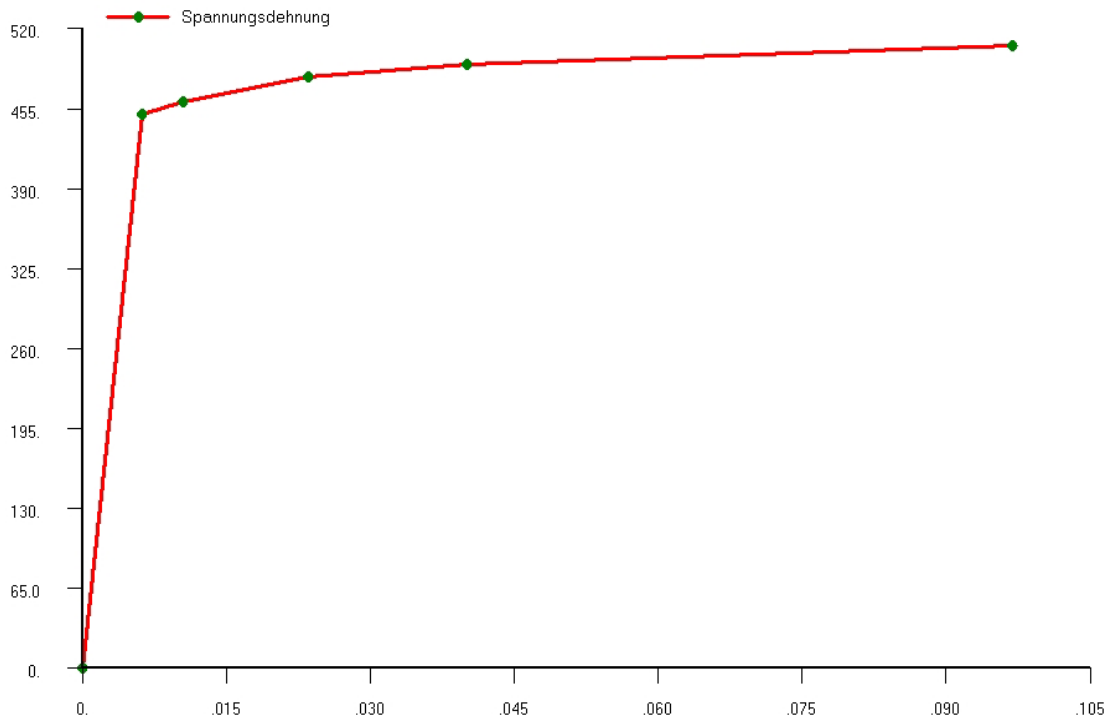


Abbildung 22: Fließkurve nach Ramberg-Osgood

Um Berechnung in vertretbarem Rahmen zu halten wurde zuerst mit linearen Elementen wie Tetraeder und Hexaeder gerechnet. Danach wurde der plastische Bereich eingegeben um eine Nichtlineare Analyse zu erzielen. Um gute Ergebnisse zu haben wurde ständig die Iteration kontrolliert.

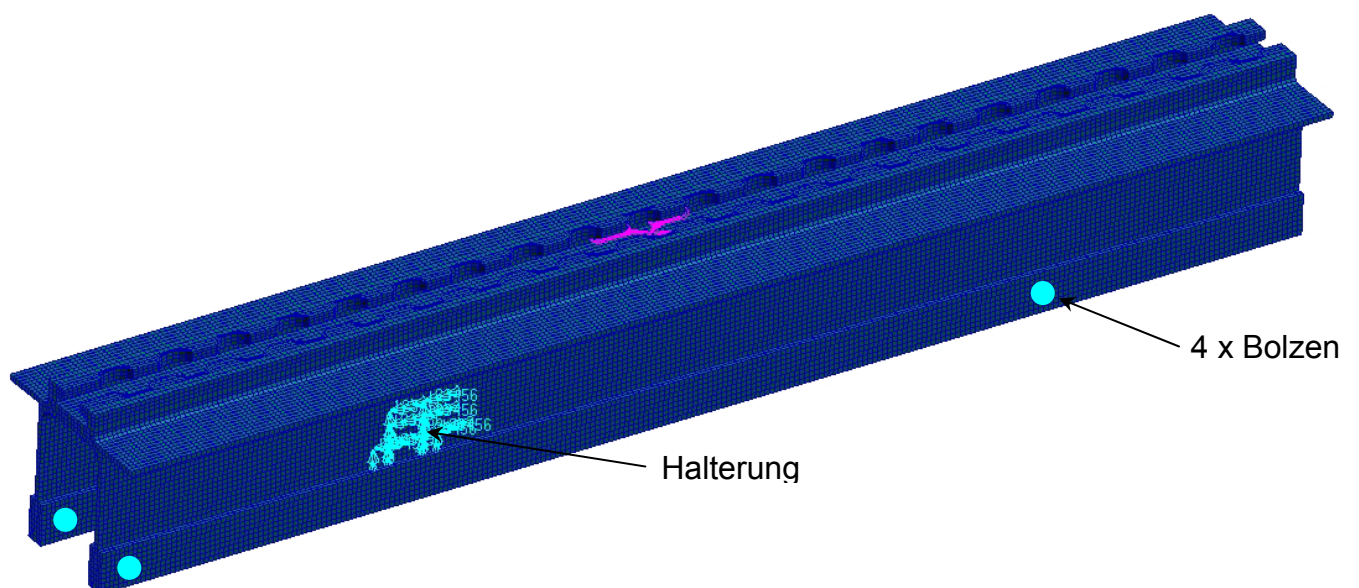


Abbildung 23: Simulation der Schiene mit Halterung

In dieser Abbildung wird eine Schiene mit der seitlichen Halterung und mit den 4 Bolzen, die in den unteren Bereich der Schiene fixiert sind gelagert. Dieses Modell zeigt wie die Schiene verläuft und sich verformt. Es wird eine Kraft in Z-Richtung an der Krone mit  $F=47700\text{N}$  eingeleitet.

## 9.3 Ergebnis der nichtlinearen Analyse

MSC.Patran 2006 28-Aug-08 10:53:00

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational.

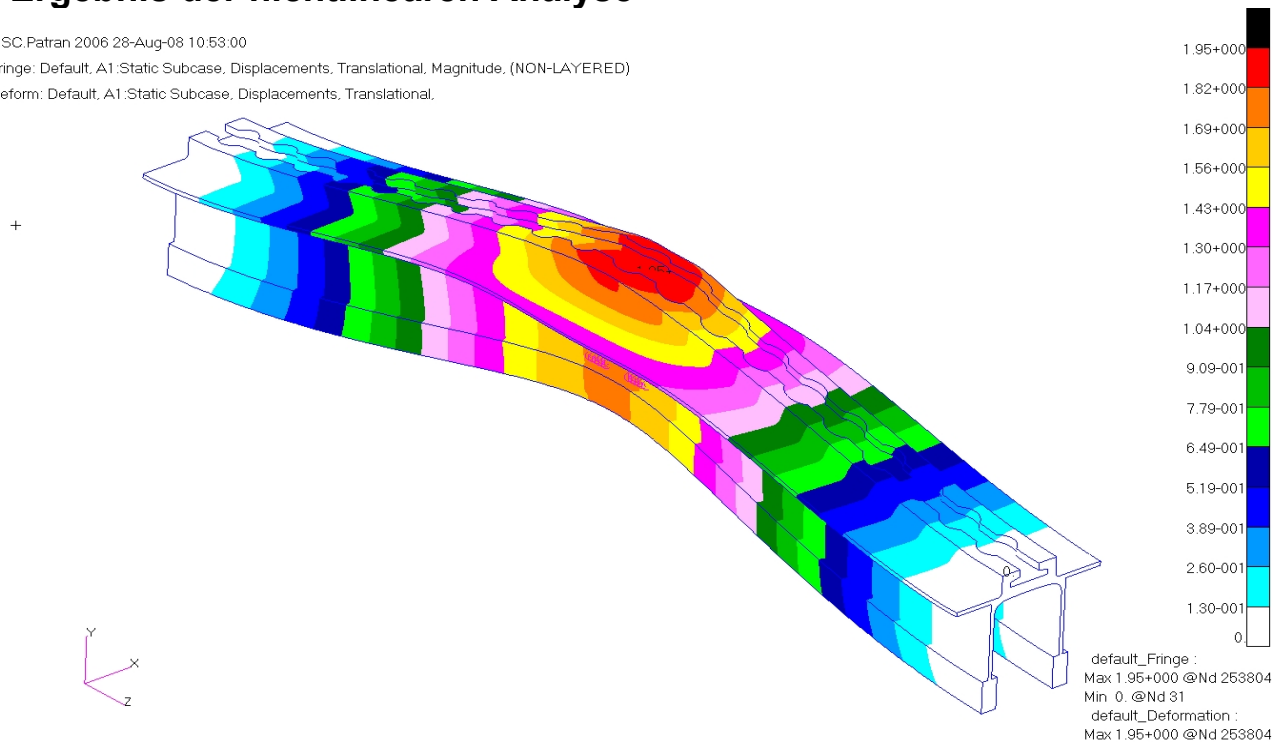


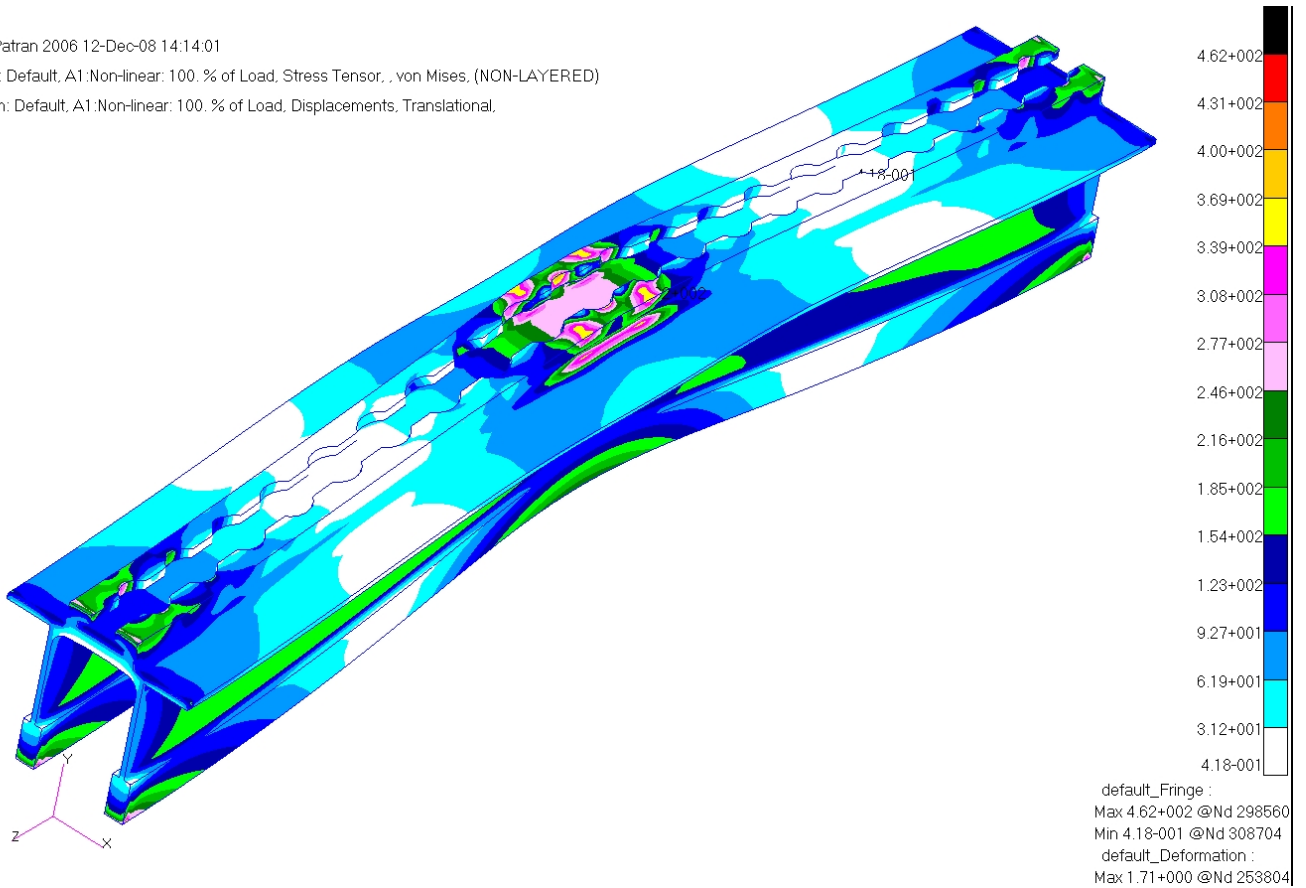
Abbildung 24: Zugbelastung, Verschiebung

# Berechnung und Simulation einer Fußbodensitzschiene

MSC.Patran 2006 12-Dec-08 14:14:01

Fringe: Default, A1:Non-linear: 100. % of Load, Stress Tensor, , von Mises, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational.

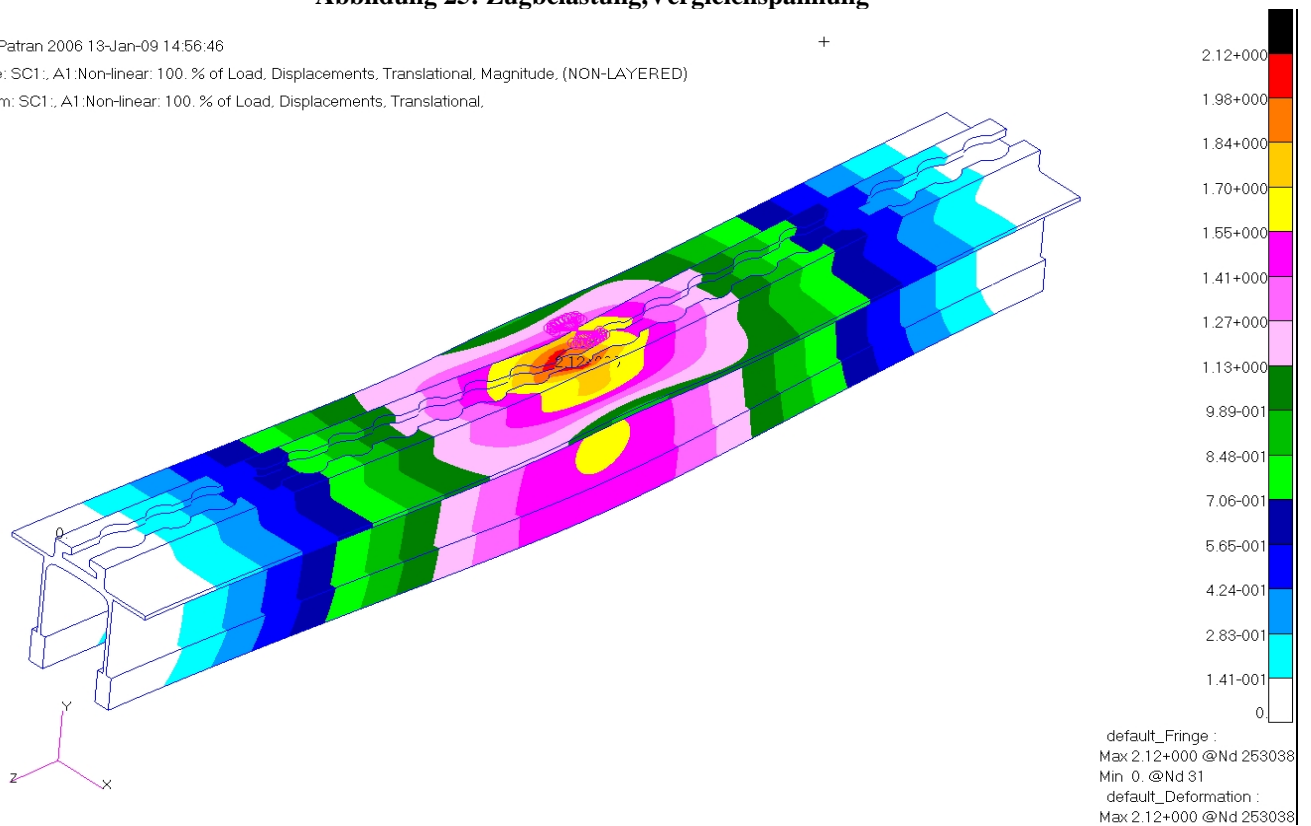


**Abbildung 25: Zugbelastung, Vergleichspannung**

MSC.Patran 2006 13-Jan-09 14:56:46

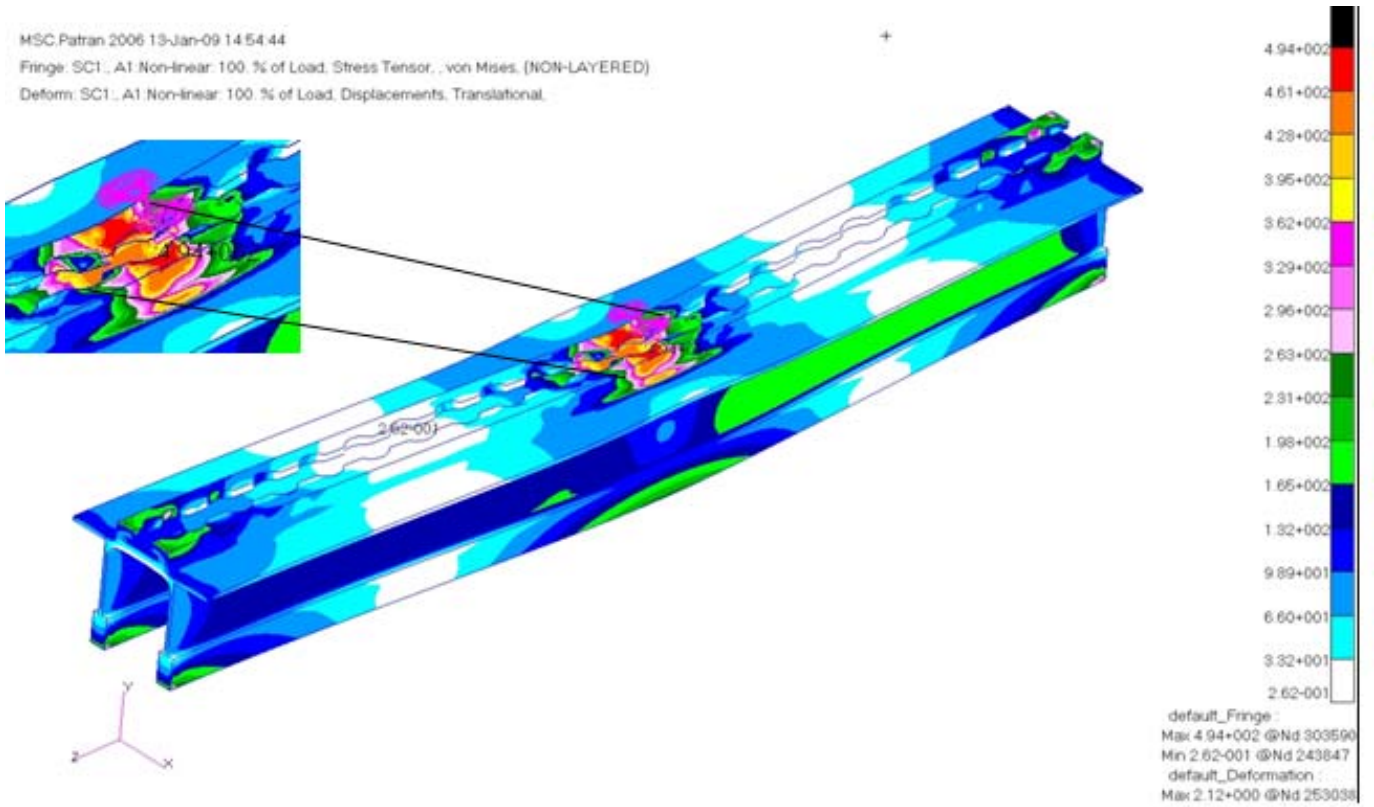
Fringe: SC1:, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: SC1:, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational.

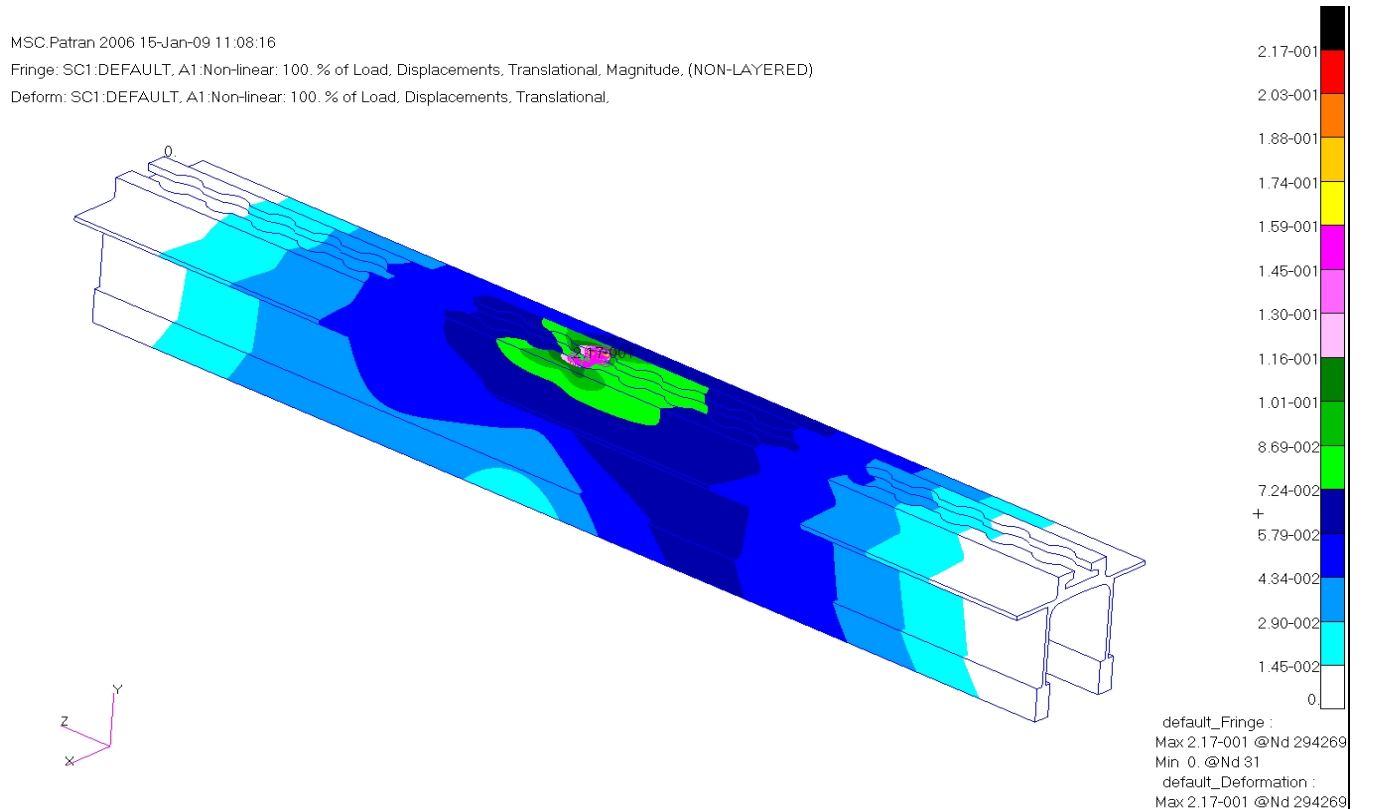


**Abbildung 26: Druckbelastung, Verschiebung**

# Berechnung und Simulation einer Fußbodensitzschiene



**Abbildung 27: Druckbelastung, Vergleichspannung**



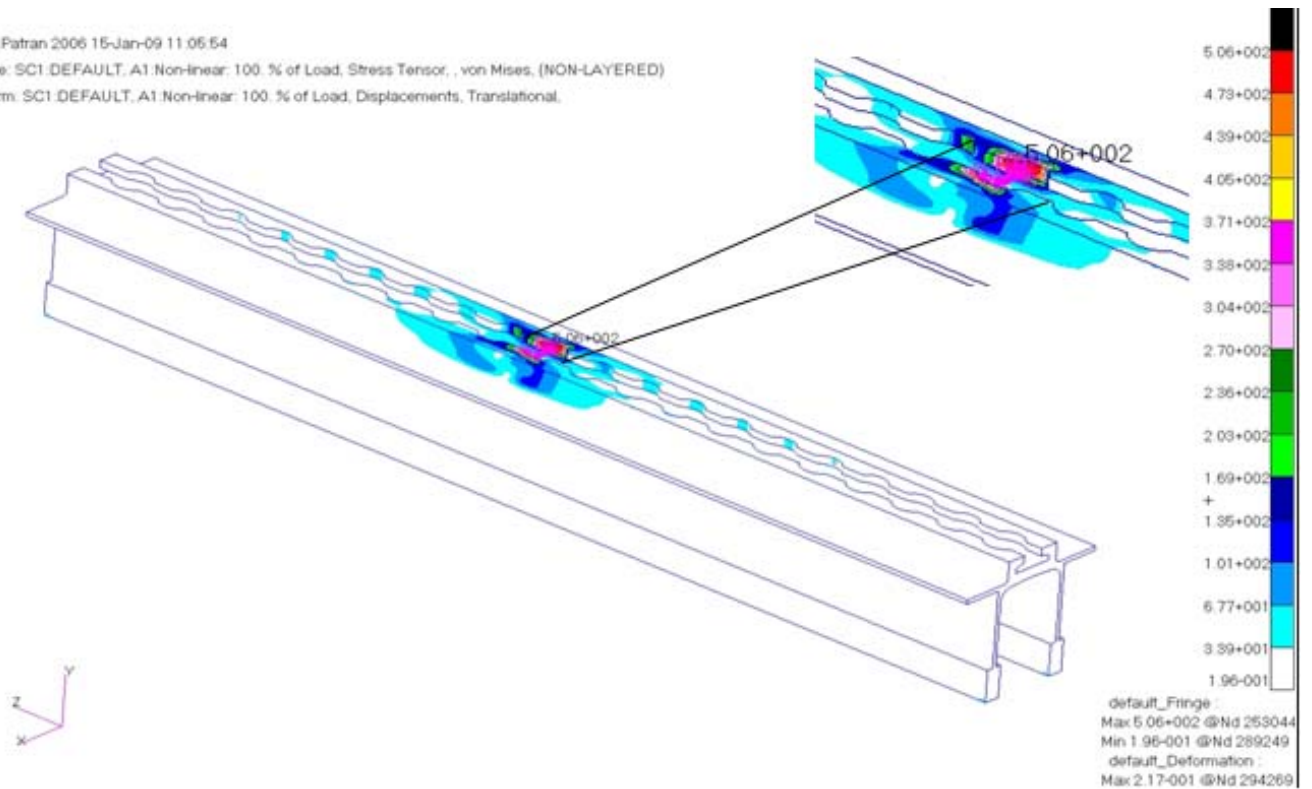
**Abbildung 28: X-Richtung, Verschiebung**

# Berechnung und Simulation einer Fußbodensitzschiene

MSC.Patran 2006 15-Jan-09 11:05:54

Fringe: SC1:DEFAULT, A1:Non-linear: 100. % of Load, Stress Tensor, , von Mises, (NON-LAYERED)

Deform: SC1:DEFAULT, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational.

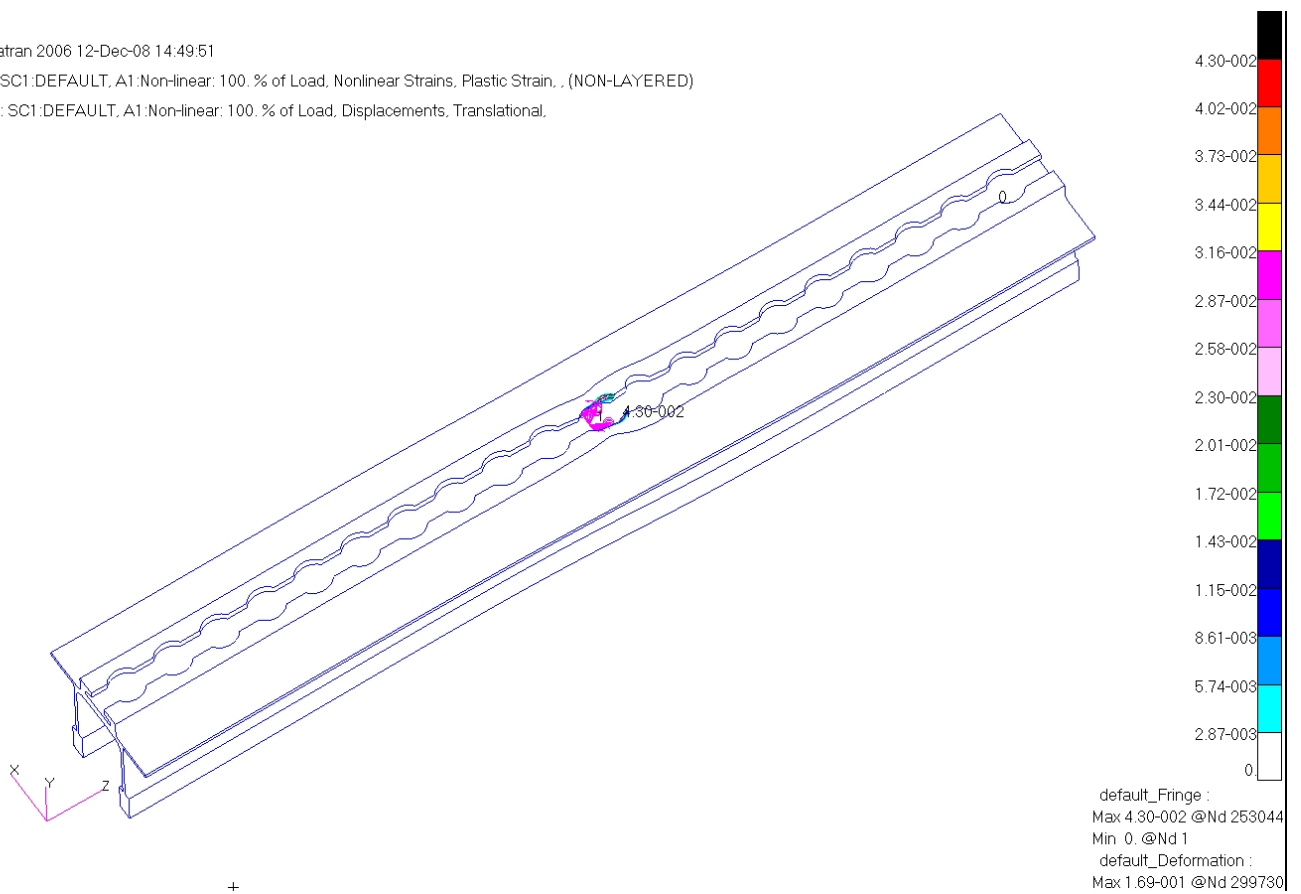


**Abbildung 29: X-Richtung, Vergleichspannung**

MSC.Patran 2006 12-Dec-08 14:49:51

Fringe: SC1:DEFAULT, A1:Non-linear: 100. % of Load, Nonlinear Strains, Plastic Strain, , (NON-LAYERED)

Deform: SC1:DEFAULT, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational.



**Abbildung 30: X-Richtung, plastische Dehnung**



MSC.Patran 2006 26-Sep-08 13:46:01

Fringe: Default, A1:Non-linear: 100. % of Load, Stress Tensor, , von Mises, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational.

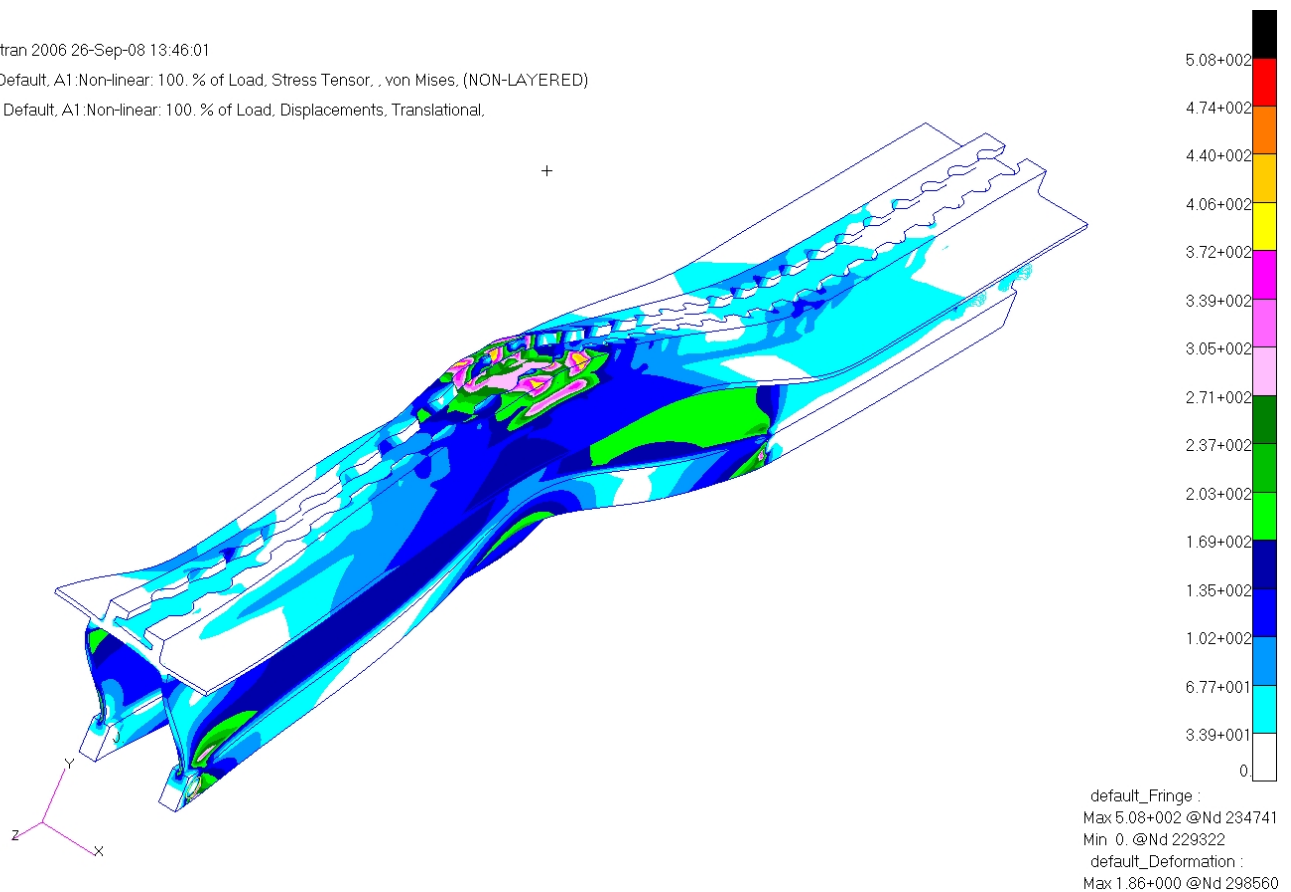


Abbildung 31: Verlauf der Schiene

## 10. Kontrolle der Konvergenz

Um ein gutes Ergebnis bei der nichtlinearen Analyse zu erzielen muss die Konvergenz ständig kontrolliert und überprüft werden. Das ist ein wichtiger Schritt bei solcher Analyse. Hierbei gibt es Methoden für die Bestimmung der Konvergenz einer bestimmten Iteration. Restwert Kraft bzw. Residual Energie. Man kann die Kriterien Restwert und Verschiebung jeweils einzeln für die Konvergenz wählen oder auch kombinieren. Die Kombination UND wird nur angenommen, wenn sowohl der Restwert als auch die Verschiebung erfüllt sind. Aber es reicht schon wenn nur eins der Konvergenzkriterien erfüllt ist. Für das Kriterium Restwert müssen die Kraft Residuen null sein. Ein Autoswitching Option ermöglicht es, für diesen Wechsel.

Darüber hinaus kann festgelegt werden, ob die Konvergenz der Maßnahmen in absoluten Zahlen, in relativen Zahlen, oder in den beiden dargestellt wird.

Die Standard-Maßnahme für die Konvergenz in MSC.Nastran bei Implizite Nichtlineare Analyse ist der Restwert, der sich auf die Größenordnung der maximalen Restlaufzeit Belastung im Vergleich zu den maximal Reaktionskraft. Diese Methode ist angemessen, da sich die Residuen Messung der Out-of-Gleichgewicht Kraft minimieren sollen. Diese

Technik ist auch geeignet für Newton-Methoden, bei denen wird die Null-Last der Restlaufzeit verringert.

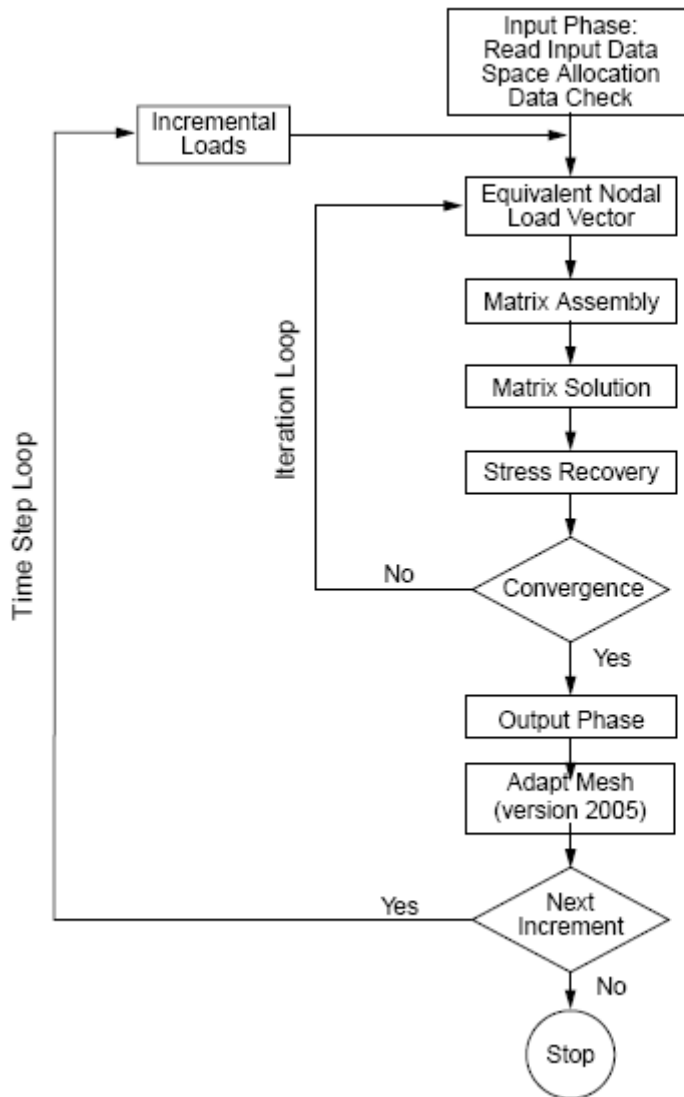


Abbildung 32: Diagram der Nichtlinearität

Dieser Diagramm beschreibt den Verlauf der Iteration der Nichtlinearität. Diese Methode hat zusätzlichen Vorteil, dass man ohne Iteration eine gute Konvergenz erhalten kann. Noch dazu hat man eine vollständige Kontrolle darüber. Die Konvergenz ist definiert durch die Iterationen Parameter in Form MSC.Patran oder über die Optionen auf der NLSTRAT-Karte.

Hier wird ein kurzer Blick auf die grundlegenden Verfahren erläutert:

### 10.1.1 Rückstände Kontrolle

$$\frac{\|F_{residual}\|_{\infty}}{\|F_{reaktion}\|_{\infty}} < TOL_1$$

$$\frac{\|F_{residual}\|_{\infty}}{\|F_{reaktion}\|_{\infty}} < TOL_1 \text{ and } \frac{\|M_{residual}\|_{\infty}}{\|M_{reaktion}\|_{\infty}} < TOL_2$$

$$\|F_{residual}\|_{\infty} < TOL_1$$

$$\|F_{residual}\|_{\infty} < TOL_1 \text{ and } \|M_{residual}\|_{\infty} < TOL_2$$

Die Rückstände sind der Kraft-Vektor und der Moment-Vektor. Man könnte die Toleranz kontrollieren und die zeigt die Komponente mit dem höchsten absoluten Wert. Restposten oder residual Kontrolle hat einen Nachteil. In einigen besonderen Problemen, wie zum Beispiel den Wärmeausdehnungskoeffizienten, werden keine Reaktion Kräfte angezeigt. In diesem Fall, wenn die AUTOSW von der NLSTRAT-Karte eingeschaltet ist, verwendet das Programm automatisch die Verschiebungskontrolle.

### 10.1.2 Verschiebung Kontrolle

$$\frac{\|\delta_u\|_{\infty}}{\|\Delta_u\|_{\infty}} < TOL_1$$

$$\frac{\|\delta_u\|_{\infty}}{\|\Delta_u\|_{\infty}} < TOL_1 \text{ and } \frac{\|\delta_{\phi}\|_{\infty}}{\|\Delta_{\phi}\|_{\infty}} < TOL_2$$

$$\|\delta_u\|_{\infty} < TOL_1$$

$$\|\delta_u\|_{\infty} < TOL_1 \text{ and } \|\delta_{\phi}\|_{\infty} < TOL_2$$

Der Verschiebungs-Inkrement Vektor ist die Korrektur für den inkrementellen Verschiebungs-Vektor. Die Korrektur des inkrementellen Rotations-Vektors ist die Rotations-Vektor-Iteration. Mit dieser Methode wird die Konvergenz erfüllt, nur wenn die maximale Verschiebung der letzten Iteration klein ist im Vergleich zu den tatsächlichen Änderungen der Inkremente. Ein Nachteil dieses Ansatzes besteht darin, dass das Ergebnisse in mindestens einer Iteration erfüllt sein muss und unabhängig von der Richtigkeit der Lösung.

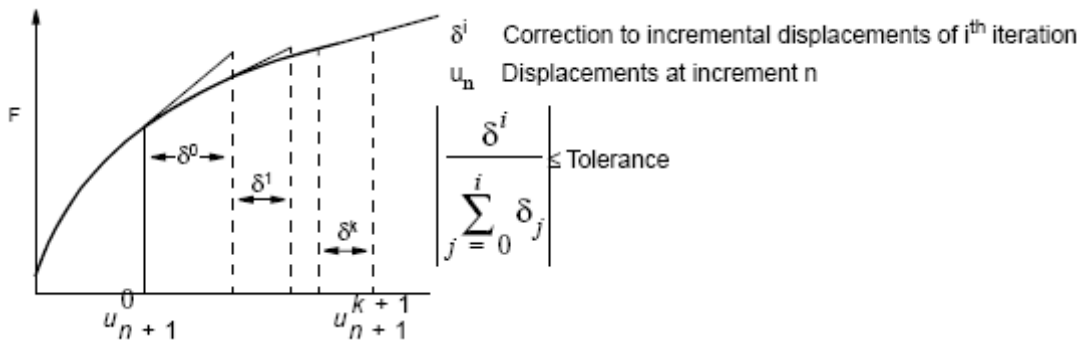


Abbildung 33: Verschiebungskontrolle

### 10.1.3 Kontrolle der Formänderungsarbeit bzw. Von Mises Hypothese

Dies ist vergleichbar mit der Vertreibung oder der Verschiebung Tests, für die ein Vergleich ist zwischen den Dehnungsenergie der letzten Iteration und die Dehnungsenergie des Inkrements. Mit dieser Methode, wird das ganze Modell geprüft

$$\frac{\delta E}{\Delta E} < TOL_1$$

Die Dehnungsenergie vom Inkrement und die Korrektur auf inkrementelle Dehnungsenergie der Iteration. Diese Energien sind die Gesamt Energien, die über die gesamte Volumen integriert werden. Ein Nachteil dieses Ansatzes besteht darin, dass die Ergebnisse nur bei der letzten Iteration erfolgt sind, unabhängig von der Richtigkeit der Lösung. Der Vorteil dieser Methode besteht darin, dass er die globale Genauigkeit im Gegensatz zu der lokalen Genauigkeit im Zusammenhang mit einem einzigen Knoten wertet.

Unterschiedliche Probleme erfordern unterschiedliche Systeme zur Erkennung der effizienten Konvergenz und die Genauigkeit. Um dies zu tun, die folgenden Kombinationen der Residual Kontrolle und die Verschiebung Kontrolle stehen ebenfalls zur Verfügung.

### 10.1.4 Restwert oder Verschiebungskontrolle

Dieses Verfahren bedeutet Konvergenzkontrolle auf beiden Residuen (Verfahren 1) und Verschiebungen (Verfahren 2). Konvergenz ist erreicht, wenn ein konvergiert.

### 10.1.5 Residual und Verschiebungskontrolle

Dieses Verfahren hat eine Konvergenzkontrolle auf beiden Residuen und Verschiebungen (Verfahren 4). Konvergenz ist erreicht, wenn beide Kriterien gleichzeitig konvergieren.

Bei Problemen, bei denen maximale Reaktionen oder Verschiebungen sehr klein sind (sogar in der Nähe des Fehlers abrunden von Computern), die Prüfung und der Kontrolle der Konvergenz ist basierend auf relative Werte, diese werte können bedeutungslos, wenn die Konvergenzkriterien auf dieser kleinen Werte basiert ist. Es ist notwendig, die Konvergenz mit absoluten Werten zu kontrollieren, sonst ist die Untersuchung vorzeitig beendet aufgrund eines nicht Konvergenz Lösung. Solche Situationen sind nicht vorhersehbar und in der Regel geschieht in bestimmten Phasen der Untersuchung ein.

Zum Beispiel, Probleme mit Spannung freie Bewegung (starre Körper Bewegung oder frei thermische Dehnung) und kleine Verschiebungen (Rückfederung oder Einschränkung der thermische Dehnung) ist notwendig zu prüfen den absoluten Wert in irgendeiner Phase des Analysis, wie in Tabelle 6. Es ist jedoch auch schwierig zu bestimmen, wann ist die Überprüfung der absolute Wert und wie klein soll der Kriterium der absolute Wert.

Im Hinblick auf die Verbesserung der Robustheit von FE-Analysen ein, MSC.Nastran Implizite Nichtlineare erlaubt die Option AUTOSW auf der NLSTRAT Karte, um die Konvergenz automatisch zu überprüfen und zu steuern, wenn die oben genannten Situation tritt während der Untersuchung oder der Analysis.

Mit dem AUTOSW Option ermöglicht es Implizit MSC.Nastran Nichtlineare, automatisch die Konvergenz zu überprüfen mit der Verfahren 4, wenn kleine Reaktionen oder Verschiebungen festgestellt werden. Diese Funktion kann deaktiviert werden, indem Sie ein absoluter Wert wird geprüft, wie zuvor.

**Tabelle 5: Kontrolle der Konvergenz und Festlegung der Konvergenzkriterien**

Analysis Type	Convergence Variable		
	Displacement/Rotation	Residual Force/Torque	Strain Energy
Stress-free motion	Yes	No	No
Springback	No	Yes	No
Free Thermal Expansion	Yes	No	No
Constraint Thermal Expansion	No	Yes	Yes
Yes – relative tolerance testing works. No – relative tolerance testing doesn't work.			

der Auswahl der Konvergenzkriterien in MSC.Nastran erfolgt durch die Konvergenz Parameter die in NLPARM und NLSTRAT Bulk Data eingetragen.

Durch diese Unterstützung wird bei Aktivierung die effektive Länge des Balkens geändert. Infolgedessen ändert sich die Balkensteifigkeit, und für das Problem wird eine nicht-lineare Analyse erforderlich.

## 11. Fazit

Bei allen Belastungen hat sich die Schiene verformt, und sie zeigt hohe Spannungskonzentration an der Krone oder an der Angriffsfläche, bei der Zugbelastung schnürt sich die Schiene im unteren Bereich ein. Die Spannungen sind auch an der unteren Stelle der Krone.

- Zugbelastung :

Die Spannungen überschreiten an der Angriffsfläche mit 462 MPa leicht die Streckgrenze (ungefähr 7% plastische Dehnung) (siehe Abbildung 23). Es kommt an dieser Stelle zu leichter plastischer Verformung, die aber nicht zum Bruch führt.

- Druckbelastung:

Die Spannungen erreichen in den Krafteinleitungsflächen Werte bis 494MPa und sind somit immer noch in dem plastischen Bereich (siehe Abbildung 25). Entsprechend hoch sind mit 7,4% die plastischen Dehnungen, diese können nach einer erheblichen Krafteinleitung lokal zum Versagen führen.

- X-Richtung:

Die maximalen Spannungen überschreiten an der Angriffsfläche mit 506 MPa die Dehnungsgrenze erheblich (siehe Abbildung 27). Hier wird die zulässige Bruchdehnung mit 8% noch nicht überschritten und könnte folglich lokal zum Bruch führen.

In der Abbildung 29 wird eine andere Variante bzw. eine längere Schiene simuliert die zusätzlich anderes gelagert wird (siehe Abbildung 21). Das Bild zeigt wie die Schiene sich verhält wenn sie am Bolzen und an der Halterung gelagert ist. Die Einschnürung wird verhindert und die Spannungsverteilung ist nicht nur in der Krone konzentriert sondern wird auch in die Bolzenlagerung verteilt. Da die Halterung unsymmetrisch seitlich versetzt ist, zeigt die Schiene eine unsymmetrische Verformung.

Tabelle 6: Vergleichswert

		HEXMESH			TETMESH			
LINEAR		ZUG	DRUCK	X-RICHTUNG	ZUG	DRUCK	X-RICHTUNG	
		STRESS	845 MPA	1460 MPA	1290 MPA	535 MPA	795 MPA	680MPA
	DISPLACEMENT	1,95 mm	1,85mm	0.16mm	1.67mm	1.52mm	0.14mm	
	constraint Force	1020N	880N	101N	1240MPA	1110N	148N	
N-LINEAR								
		STRESS	465 MPA	494MPA	506MPA	445MPA	474MPA	469MPA
		DISPLACEMENT	1.95mm	2.12mm	0.217mm	1.67mm	1.54mm	0.143mm
		Constraint force	1030N	862N	101N	1250N	1100N	148N
	Plastic strain	0.0701	0.0741	0.08163	0.0365	0.0614	0.0729	
	ELEMENT	56316			538118			
	NODES	91822			122593			

In dieser Tabelle sind die verschiedenen Berechnungen, die durchgeführt wurden, eingetragen. Bei der Berechnung wurden mehrere Modellvarianten berücksichtigt. Bei der Tetra Vernetzung werden 538118 Elemente mit 122593 Knoten, da die Elemente steifer sind bekommt man geringer Verschiebung als bei der Hexa Element. Bei der linearen Analyse kommt man auf hohe Spannung, da diese ist proportional zur Dehnung ist (Hook'sche Gesetz). In diesem Fall und bei hohen Belastungen sollte man nichtlinear berechnet werden um die verbleibende Verformung sichtbar zu machen.

In der Realität darf die Fußbodensitzschiene bis zu einer bestimmt Kraft belastet werden. Außerhalb dieser Belastung werden keine gibt es keine Garantie vom Flugzeugbauer. Bei der Zugbelastung wurde 30KN als garantierte Kraft eingesetzt. Kräfte darüber wurden nicht berücksichtigt. Diese Analyse geht bis zu einer Kraft von 47,77KN und die Spannung sind immer noch im elastischen Bereich. Hier ist ein Reservefaktor von 1,59 sichergestellt.

Bei der Druckbelastung wurde mit einer Kraft von 36.38KN aber die Garantie Kraft ist 27KN, ergibt sich ein Reservefaktor von 1,47. Die Analyse kann beweisen und sichern das die Fußbodensitzschiene können die Belastung die im Lastenheft aufnehmen ohne Problem, aber manchmal kommt die Sitzschiene mit Medien in Kontakt, wo der Flugzeugbauer nicht sehr viel Einfluss hat wie z. b. Cola, Urine usw. Diese führen zu starker Korrosion an der Schiene. Um dies zu vermeiden oder zu minimieren wurde die Al-Legierung 7075T76511 verwendet, die sehr Korrosionsbeständig ist.

## 12. Fatigue Betrachtung

Im Transportflugzeugbau ist eine schadenstolerante Auslegung (Fail-Safe- oder Damage-Tolerance-Philosophie) aller Primärstrukturen gefordert. Dies gilt ebenso in ganz besonderer Weise für die Fußbodensitzschienenauslegung. Die Fußbodensitzschiene gewährleistet nicht nur der Fixierung der Bestuhlung, sondern wird bei einem Totalversagen durch das enorme Gewicht ein Versagen der Struktur und damit letztendlich des gesamten Flugzeuges zur Folge haben. Die Fußbodensitzschiene trägt so gut wie alle Kräfte in Flugrichtung, da die Querträger in dieser Richtung nicht belastbar sind.

Ganz besonders zu berücksichtigen bei der Analyse der Belastungsarten sind im Bereich der Fußbodenschiene vor allem der Einfluss der Befestigung und die Belastung beim Abflug oder bei der Landung, da sie bei jedem Flugzyklus belastet werden. Im Versuch sollte Lebensdauertests gemacht werden um den Einfluss und die Auswirkungen der Belastungen zu analysieren. Dabei werden Lastpfade und Schadensfortschritt untersucht.

Für die Definition von Reparaturprozeduren ist auch die Auffindbarkeit von Schäden wesentlich. Hier spielt auch die Erreichbarkeit der Einzelbauteile eine Rolle. Das U förmige Sitzschienenprofil wird fast nicht mehr verwendet da es jetzt das T-förmige gibt und dieses weist bessere Eigenschaften, wie z.B. geringeres Gewicht auf.

Aus Sicherheitsgründen gibt es Schadenstoleranzen an den Sitzschienen, die strikt einzuhalten sind. Weiterhin sind Abstände zwischen Anschlusspunkten der einzelnen Sitze zu respektieren. Die Fußbodensitzschiene nimmt die Kräfte in Flugrichtung auf und sorgt somit enorm für die Sicherheit der Passagiere da sie mehr als 95% der Flugzeit im Sitz verbringen.



## 13. Zusammenfassung

In vorliegender Masterarbeit hat sich gezeigt, dass wenn plastische Verformungen erreicht werden, die nichtlineare Analyse besser geeignet ist als die Lineare. Bei einer linearen Berechnung verhalten sich Spannung und die Dehnung proportional zueinander. Dieses Verhalten ist aber nur im elastischen Bereich realistisch.

Um ein gutes Ergebnis bei der nichtlinearen Berechnung zu erhalten sind mehrere Schritte zu berücksichtigen. Das Modell hat vorerst keine nichtlinearen Eigenschaften und soll ohne solche Eigenschaften gerechnet werden. Tritt Großbeanspruchung auf, ist im Allgemeinen eine nichtlineare Berechnung erforderlich. In der Eingabe müssen über „Belastung \ Lastfälle \ Lastkombination \ Nichtlinear“ nun die Lastkombinationen vorab manuell definiert werden. Vorab wird, um die Berechnungszeit gering zu halten, mit linearen Elementen gerechnet, im Anschluss wird die Nichtlinearität der Elemente sowie des Materials berücksichtigt. Die Auswahl der Elemente spielt eine große Rolle um die Verschiebung und die Spannung zu berechnen. Hyperelastische Elemente sind ausschließlich für nichtlineare (Finite Verformung oder Deformation) Analysen einschließlich der Auswirkungen von großen Dehnungen, Verschiebungen und großer Rotation. Nichtlineare Geometrie ist eine Teilmenge dieser Art von Analysen. Weiterhin sind diese Elemente besonders geeignet um nichtlineare Materialien darzustellen. Es treten sehr viele Probleme in der Berechnung auf, wie zum Beispiel Shear Locking, deshalb werden Elemente zweiter Ordnung vermieden.

In dieser Analyse wurde gezeigt, dass die mindestens geforderten Kräfte ausgehalten werden können. Zusätzlich wurde ein Sicherheitsfaktor von ungefähr 1,59 (Z+) und 1.34 (Z-) in Lastrichtung nachgewiesen. Diese Nachweise beruhen auf nichtlinearen Berechnungen, da in den linearen Berechnungen die Spannungswerte verfälscht werden.

## 14. Literaturverzeichnis

- AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN SECOND EDITION PRACTICAL DESIGN INFORMATION AND DATA ON AIRCRAFT STRUCTURES MICHAEL C. Y. NIU
  
- AIRFRAME STRESS ANALYSIS AND SIZING SECOND EDITION MICHAEL CHUN\_YUNG NIU
  
- HANDBUCH STRUKTUR BERECHNUNG HSB YEAR 1999 2001 2006
  
- AIRBUS CONCEPT FOR TESTS ON REWORKED SEAT TRACKS TECHNICAL REPORT
  
- METTALIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES, MIL
  
- TECHNISCHE MECHANIK COMPUTER UNTERSTÜTZT, STATIK FESTIGKEITSLEHRE KINEMATIK/KINETIK; H.DANKERT /J.DANKERT
  
- WWW.GOOGLE.DE
- WWW.CADFORUM.DE
- WWW.HAW-HAMBURG.DE/MP
- WWW.MSCSOFTWARE.COM
- WWW.ABAQUS.COM
- GIECK TECHNISCHE FORMELSAMMLUNG, 30 AUFLAGE VERLAG 1999
- STRUCTURAL REPAIR MANUAL A320