

# BAT

Solar Butterfly

**Andre Gut**

Betreuender Dozent: Dejan Romancuk

HSLU

Departement: Maschinentechnik

18.12.6969

## Eigenständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig angefertigt und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe. Sämtliche verwendeten Textausschnitte, Zitate oder Inhalte anderer Verfasser wurden ausdrücklich als solche gekennzeichnet.

Luzern 17. Februar 2021

Ort, Datum



Unterschrift

## **Abstract**

Bla Bla

# Inhaltsverzeichnis

<b>I</b>	<b>Dokumentation</b>	<b>1</b>
<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1	Aufgabenstellung . . . . .	1
1.2	Vorgehen und Methodik . . . . .	2
1.3	Der Solar Butterfly . . . . .	2
1.4	Projektorganisation . . . . .	2
1.5	Zum vorliegenden Dokument . . . . .	3
<b>2</b>	<b>Anforderungen und Auslegungskriterien</b>	<b>4</b>
2.1	Anforderungen an den Solar Butterfly . . . . .	4
2.2	Dauerfestigkeit . . . . .	4
2.3	Design-Allowables und Materialkennwerte . . . . .	4
2.4	Auslegungskriterien . . . . .	5
2.4.1	Aluminiumstrukturen . . . . .	5
2.4.2	Sandwichstrukturen . . . . .	6
2.4.3	Nieten . . . . .	8
2.4.4	Klebeverbindungen . . . . .	8
<b>3</b>	<b>Lastenheft</b>	<b>9</b>
3.1	Missbrauchslastfälle und Dynamik . . . . .	10
3.2	Modus A: Fahren . . . . .	10
3.3	Modus B: Ausfahren . . . . .	14
3.4	Modus C: Ausgefahren . . . . .	15
<b>4</b>	<b>Handrechnungen</b>	<b>20</b>
4.1	Massenverteilung . . . . .	20
4.2	Vertikale Beschleunigung . . . . .	20
4.3	Longitudinale Beschleunigung . . . . .	22
4.4	Laterale Beschleunigung . . . . .	23
4.5	Rotatorische Beschleunigung . . . . .	26
<b>5</b>	<b>Dimensionierung</b>	<b>28</b>
5.1	Boden . . . . .	28
5.2	Dach - mittleres Raumelement . . . . .	30
5.3	Solarpanelen - Reihe D . . . . .	31
<b>6</b>	<b>Globales FEM</b>	<b>32</b>
6.1	Idealisierung und Modell . . . . .	32
6.2	Ergebnisse . . . . .	34
6.2.1	Vergleich mit Handrechnungen . . . . .	34
6.2.2	Beurteilung Dach . . . . .	34
6.2.3	Beurteilung Träger A und B . . . . .	35
6.2.4	Verbindung Boden zu Chassis . . . . .	36
6.2.5	Verbindung Träger A und B zu Chassis . . . . .	36
6.2.6	Deformationen . . . . .	37

<b>7 Fazit</b>	<b>39</b>
<b>II Anhang</b>	<b>39</b>
<b>A Quellenverzeichnis</b>	<b>39</b>
<b>B Abbildungsverzeichnis</b>	<b>40</b>
<b>C Tabellenverzeichnis</b>	<b>41</b>
<b>D Lastenheft</b>	<b>42</b>
D.1 Berechnung der Vertikalen Beschleunigung . . . . .	42
<b>E FEM</b>	<b>43</b>
E.1 FEM Ergebnisse . . . . .	43
E.1.1 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung . . . . .	43
E.1.2 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung negativ . . . . .	44
E.1.3 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung . . . . .	45
E.1.4 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung . . . . .	46
E.2 Deformationen . . . . .	47
E.2.1 Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung . . . . .	47
E.2.2 Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung . . . . .	48
E.2.3 Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung . . . . .	49
E.2.4 Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung . . . . .	50
<b>III Elektronischer Anhang</b>	<b>51</b>
<b>A Elektronischer Anhang</b>	<b>51</b>
A.1 Zeichnungen . . . . .	51
A.1.1 Zeichnung des Probenrohlings - Erste Serie . . . . .	51
A.1.2 Zeichnung des Probenrohlings - Zweite Serie . . . . .	51

## List of Symbols

$E_d$	E-Modul der Deckschicht	
$E_k$	E-Modul der Kernschicht	
$G_k$	Schub-Modul des Schaumkernes	
$h$	Abstand der neutralen Fasern der Deckschichten	
$m$	Moment pro Länge	$N$
$n$	Normalkraft pro Länge	$N/mm$
$p$	Streckenlast	$N/mm$
$p_k$	Kritische Knicklast	$N/mm$
$p_k B$	Euler-Knickstreckenlast des schubsteifen Balkens	$N/mm$
$p_k S$	Schubknicklast	$N/mm$
$q$	Schubkraft Pro Länge	$N/mm$
$t_d$	Höhe der Deckschicht	
$t_k$	Höhe des Schaumkernes	
$w_b$	Verformung durch Biegebelastung	$mm$
$w_s$	Verformung durch Schubbelastung	$mm$
$w_{Ges}$	Gesamtverformung	$mm$

## Teil I

# Dokumentation

## 1 Einleitung

[1] Der Klimawandel äussert sich in der Schweiz überdurchschnittlich. So ist die mittlere Jahrestemperatur in der Schweiz seit Messbeginn im Jahr 1864 um 2 °C gestiegen, was rund doppelt so stark ist, wie das globale Mittel. In der Schweiz wird rund ein Drittel aller Treibhausgasemissionen durch den Verkehr (ohne internationalen Flug- und Schiffsverkehr) verursacht [2]. Um das *Netto-Null-Ziel* der *Langfristigen Klimastrategie der Schweiz* zu erfüllen, müssen daher unter anderem im Verkehrssektor Veränderungen vorgenommen und Entwicklungen getätigt werden. Louis Palmer, ein Schweizer Umweltaktivist und “*Macher*”, umrundete im Jahr 2004 als erster mit einem Elektrofahrzeug - dem Solarfahrzeug *Solartaxi* - die Erde und gilt somit als ein Pionier im Bereich der Elektromobilität [3].

Sein neuestes Projekt ist der *Solar Butterfly* - ein autarker Wohnwagen, mit welchem er “eine Reise zu den Klimälösungen dieser Welt [...] im ersten solarbetriebenen «Mobile Home» der Welt” antreten will. Ein Ziel von Palmer ist es, mit dem Solar Butterfly weltweite Aufmerksamkeit zu erregen und so nachhaltige Lösungen im Bereich des Klimaschutzes und Elektromobilität zu ermutigen und voranzutreiben.

Die erneute Weltumrundung soll dieses Mal “mit etwas mehr Komfort” geschehen. Seine Vision ist es, ein Wohnwagen, mit zwei Ausziehbaren Wohnmodulen und rund 100 m<sup>2</sup> integrierte Photovoltaikfläche, zu realisieren. Der Wohnwagen soll sich selbst mit Solar-Energie versorgen und autonom operiert werden können. Im Rahmen dieser Bachelorarbeit soll, in Zusammenarbeit mit drei weiteren Studenten der HSLU T&A, seine Vision des Solar Butterflys in die Realität umgesetzt werden.

Das Projekt wurde neben dieser Arbeit in die weiteren Teilgebiete *Auslegung Klappmechanismen*, *Auslegung Antriebstechnik* und *Auslegung Solar Butterfly (Globales CAD)* aufgeteilt.

Das Auslegen der Klappmechanismen beinhaltet das Entwerfen und Dimensionieren aller beweglichen Teilen wie die klappbaren Panels und den Ausfahrmechanismus der Seitenmodulen. Die Arbeit *Auslegen der Antriebstechnik* befasst sich mit der Technik, mit welcher die beweglichen Bauteile in Bewegung gesetzt werden. Im Teilgebiet *Auslegung Solar Butterfly (Globales CAD)* werden die jeweiligen Teilgebiete zusammengeführt. Ebenfalls beinhaltet diese Aufgabenstellung das Erstellen eines globalen CAD-Modells, das Zusammentragen der allgemeinen Anforderungen sowie eine Risikobewertung des Projektes.

### 1.1 Aufgabenstellung

Der Fokus dieser Arbeit liegt in der Festlegung der Anforderungen und Auslegungskriterien, der Ausarbeitung eines detaillierten Lastenheftes, sowie in der Dimensionierung der Grundstruktur. Zur Bestimmung von Schnittgrössen, mit welchen Handrechnungen gemacht oder verifiziert werden können, soll dabei ein globales FEM-Modell zur Anwendung kommen. Ebenfalls sollen zulässige Festigkeitswerte abhängig von der gewählten Bauweise abgeschätzt werden (Design-Allowables).

Weiter beinhaltet die Aufgabenstellung eine enge Zusammenarbeit mit den drei weiteren Mitstudenten. Es soll sich aktiv an der Lösungsfindung und weiteren Ausarbeitung des Konzeptes beteiligt und dabei besonders die Aspekte und Position der strukturellen Integrität berücksichtigt

und vertreten werden.

## 1.2 Vorgehen und Methodik

In diesem Kapitel wird beschrieben, wie beim Lösen der Aufgabenstellung vorgegangen wird. Die Struktur des vorliegenden Dokumentes entspricht dabei dem nun vorgestellten Vorgehen.

In einem ersten Schritt wird definiert, welchen Anforderungen der Solar Butterfly als Ganzes, von einem Standpunkt der strukturellen Integrität aus betrachtet, gerecht werden muss. Weiter werden die Auslegungskriterien bestimmt. Sie beschreiben im Detail, nach welchen Kriterien die einzelnen Komponenten des Solar Butterflys ausgelegt werden. So wird zum Beispiel beschrieben, welche Kriterien die Sandwichplatten erfüllen müssen, dass diese unter Belastung nicht bäulen. Anschliessend wird ein Lastenheft erstellt, welches eine Zusammenstellung von verschiedenen Lastfällen darstellt, welchen der Solar Butterfly ausgesetzt werden kann. Ferner werden sogenannte *Modi* eingeführt, welche die Zustände und Positionen, in welchen sich der Solar Butterfly befinden kann, beschreiben. Für die Lastfälle des Lastenheftes - und Kombinationen davon - soll der Solar Butterfly in den verschiedenen Modi ausgelegt werden.

Als nächstes wird der Solar Butterfly grob als "Balken" idealisiert. Es werden für die kritischen Lastfälle Handrechnungen durchgeführt, um so Kräfte und Schubflüsse bestimmen zu können. Dies wird zum einen gemacht, um die Grössenordnung der Lasten besser abschätzen zu können. Andererseits kann dadurch eine erste grobe Dimensionierung der wichtigsten Komponenten erfolgen und die zu diesem Zeitpunkt bereits getroffenen Annahmen bezüglich den Lasten überprüft werden.

In einem letzten Schritt wird der Solar Butterfly in FEM-Berechnungen verschiedenen kritischen Lastfällen ausgesetzt, um so Lastpfade und Schnittkräfte zu bestimmen, anhand welchen eine Verifizierung der Handrechnungen und eine exaktere Dimensionierung der Komponenten und Verbindungen erfolgen kann. Weiter können in den FEM-Berechnungen für die Funktions-tauglichkeit kritische Verformungen festgestellt werden, welche in der weiteren Ausarbeitung des Konzeptes berücksichtigt werden sollen.

Im Kapitel 7 werden zum Schluss die erlangten Erkenntnisse zusammengetragen und Empfehlungen für das weitere Vorgehen abgegeben.

## 1.3 Der Solar Butterfly

Ziel dieses Unterkapitels ist es, einen Überblick des Solar Butterflys zu verschaffen. Die Funktionalität Ziel: Überblick vermitteln. Funktionalität veranschaulichen, Begriffe Definieren.

Chassis, Hauptkörper, Seitenteil, Küche, Bad, Stützen, Panele Gross, Panele Klein

Verbindung von Dach zu den Raumelementen ref Kap. Dach - mittleres Raumelement Europa  
Gewicht von 2200 kg Rest: Gewicht von 3000 kg

## 1.4 Projektorganisation

Vier Studenten, entsprechend viel Kommunikation. Alle zwei Wochen ein Meeting vor Ort. Sonst über Zoom. Besuch bei Geser-Fahrzeugbau. Wöchentliche Meetings mit Advisor

Risiko des Gewichtes, was immer wieder vorkommen wird. Nicht der Fokus, beeinflusst jedoch die Entscheidungen.



## **1.5 Zum vorliegenden Dokument**

Elektronischer Anhang what?

## 2 Anforderungen und Auslegungskriterien

In diesem Kapitel wird beschrieben, welchen Anforderungen der Solar Butterfly und dessen Komponenten gerecht werden müssen. In einem ersten Schritt wird auf die allgemeinen Anforderungen des Solar Butterflys und anschliessen auf die daraus resultierenden Auslegungskriterien der einzelnen Komponenten eingegangen. Es wird beschrieben, was die Anforderungen konkret für die einzelnen Komponenten bedeuten und wie gewährleistet werden kann, dass diese erfüllt werden. Weiter werden die Design-Allowables beschrieben und erläutert, wie gedenkt wird, die Problematik der Ermüdung an zu gehen.

### 2.1 Anforderungen an den Solar Butterfly

Im Rahmen dieser Arbeit wird lediglich auf diejenigen Anforderungen des Solar Butterflys eingegangen, welche für die Auslegung der Grundstruktur und den Festigkeitsberechnungen relevant sind. Die komplette Liste der Anforderungen an den Solar Butterfly ist in der Arbeit von Huber [AHNAHNG] oder im elektronischen Anhang [ANHANG] zu finden.

Was nun folgt, sind diejenigen Anforderungen, welche in dieser Arbeit von Relevanz sind und genauer betrachtet werden.

- Der Solar Butterfly muss strukturelle Integrität aufweisen. Dies bedeutet, dass die Struktur des Solar Butterflys den vorgesehenen Belastungen (vgl. Lastenheft Kapitel 3) standhalten muss, ohne dabei durch Bruch, Fließen, Verformung oder Ermüdung zu versagen.
- Weiter darf der Solar Butterfly sich nicht so stark deformieren, dass seine Funktionstauglichkeit eingeschränkt wird. Die konkreten Anforderungen an die Deformierbarkeit der einzelnen Komponenten des Solar Butterflys werden bei deren Abhandlung genauer betrachtet und beschrieben.
- Palmer will mit dem Solar Butterfly ein nachhaltiges und langlebiges Produkt entwickeln, was umgesetzt wird in dem eine *Safe-Life-Quality* in der Auslegung angestrebt wird, welche “die absolute Schadensfreiheit für das ganze Leben” verlangt [4].

### 2.2 Dauerfestigkeit

Die Anforderung an die Langlebigkeit des Solar Butterflys wird erfüllt, indem der Solar Butterfly Dauerfest ausgelegt wird. Für die Grobauslegung bedeutet dies konkret, dass die Ermüdung mit einer entsprechenden Wahl der Design-Allowables pauschal abgedeckt wird und dass Spannungserhöhungen mit gutem Design vermieden werden.

Als Dauerbelastung wird vereinfacht angenommen, dass die maximalen Lasten zu 50% (die Hälfte der Amplitude) dauerhaft auftreten. Dies bedeutet, anders formuliert, dass angenommen wird, dass die im Lastenheft definierten maximalen Lasten selten zu 50% erreicht werden und dass diese somit keine Gefahr für das Versagen der Bauteile durch Ermüdung darstellen.

Ob dies eine angemessene Annahme ist, muss zu einem späteren Zeitpunkt und bei einem weiter fortgeschrittenen Projektstand, durch Erbringung eines Nachweises der Dauerfestigkeit, überprüft werden.

### 2.3 Design-Allowables und Materialkennwerte

Um den Prozess der Grobauslegung zu vereinfachen, werden sogenannte Design-Allowables definiert. Dies sind Materialkennwerte welche für die überschlägige Auslegung von Bauteilen ver-

wendet werden können.

In der Tabelle 1 sind die Materialkennwerte und Design-Allowables der für die Deckschichten oder Profile verwendeten Materialien zusammengetragen. Da der Solar Butterfly für 50% der Belastungen dauerfest ausgelegt wird und für die Auslegung der Dauerfestigkeit ein Sicherheitsfaktor von 2 verwendet wird, entsprechen die zulässigen Dauerfestigkeitswerte direkt auch der Dauerfestigkeiten der Materialien.

Die Sicherheitsfaktoren wurden nach *Roloff Matek Maschinenelemente* gewählt [5].

*Tabelle 1: Design-Allowables für Materialien der Profile und Deckschichten*

Werkstoff	Grösse		Einheit	Wert	$S_f$	Zulässig
Aluminium[6]	Dichte	$\rho$	$\frac{kg}{m^3}$	2710		
	E-Modul		MPa	70'000		
	Zugfestigkeit	$\sigma$	MPa	240	1.5	160
	Wechselfestigkeit	$\sigma_{zdW}$	MPa	80	2	80
	Biegewechselfestigkeit	$\sigma_{bW}$	MPa	100	2	100
GFK[5]	Dichte	$\rho$	$\frac{kg}{m^3}$	1650		
	E-Modul		MPa	16'000		
	Zugfestigkeit	$\sigma$	MPa	250	1.5	167
	Biegewechselfestigkeit	$\sigma_{bW}$	MPa	50	2	50

Für die Verklebung der Strukturelemente wurde noch kein definitiver Klebstoff ausgewählt. Als anhaltspunkt wird der Klebstoff *Sikaflex-552 AT* verwendet, welcher im Automobilbau Anwendungen findet und vom Sponsor des Chassis *GESER Fahrzeugbau AG* häufig verwendet wird. Nach *Roloff Matek Maschinenelemente* wird für Klebeverbindung mit unbekannten (oder nicht genau bekannten) Abminderungsfaktoren der Sicherheitsfaktor von 2.5 gewählt. Als Abminderungsfaktor wird, gemäss der Faustregel für dynamisch Beanspruchte Bindefestigkeiten von *Habenicht* [7], ein Wert von 0.1 gewählt.

*Tabelle 2: Design-Allowables für Kleber*

Werkstoff	Grösse		Einheit	Wert	$S_f$	Abminderungsf.	Zulässig
Sikaflex-552 AT	Dichte	$\rho$	$\frac{kg}{m^3}$	1500			
	Schubfestigkeit	$\tau$	MPa	2	2.5	0.1	0.16
	Zugfestigkeit	$\sigma$	MPa	3	2.5	0.1	0.24

## 2.4 Auslegungskriterien

Nachdem die allgemeinen Anforderung an den Solar Butterfly abgehandelt wurden, wird in diesem Unterkapitel beschrieben, was diese Anforderungen für die einzelnen Komponenten und Strukturelementen bedeutet. Es wird erläutert mit welchen Methoden die Auslegung der Komponenten angegangen wird und welche Vereinfachungen getroffen werden.

### 2.4.1 Aluminiumstrukturen

Zu den Auslegungskriterien der Aluminiumstrukturen gehört das Festigkeitsproblem der plastischen Verformung (Fließen) und das Stabilitätsproblem der Knickung. Für die Grobauslegung

werden die Aluminiumstrukturen ausgelegt, dass diese ein Sicherheitsfaktor gegen Fließen von 1.5 aufweisen. Bei der Wahl dieses Sicherheitsfaktors wird sich an *Roloff Matek Maschinenelemente* orientiert [5]. Für das Stabilitätsproblem der Knickung wird sich an *Bärtsch* orientiert und ein Sicherheitsfaktor von 4 gewählt [8].

### Fließen

Um die Sicherheit eines Strukturelementes gegen Fließen zu gewährleisten, wird überprüft, ob die *Von Mises*-Vergleichsspannung kleiner als die zulässige Spannung ist. Die *Von Mises*-Vergleichsspannung kann gemäss der Formel 1 berechnet werden [8].

$$\sigma_v = \sqrt{\sigma_x^2 - \sigma_x \cdot \sigma_y + \sigma_y^2 + 3\tau^2} \quad (1)$$

Wobei die Annahmen getroffen werden, dass es sich um einen ebenen Spannungszustand handelt.

### Knicken

#### 2.4.2 Sandwichstrukturen

Versagenskriterien der Sandwichstrukturen können in die beiden Kategorien *Festigkeitsprobleme* und *Stabilitätsprobleme* eingeteilt werden [9]. In der Abbildung 1 sind die verschiedenen Versagensfälle dargestellt[10].

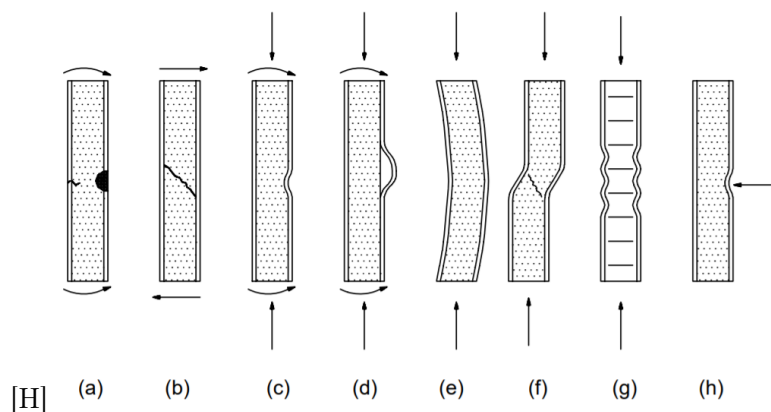


Abbildung 1: Versagensarten in Sandwichbalken. (a) Fließen/Bruch der Oberfläche, (b) Schubbruch, (c und d) Faltenbildung der Oberfläche, (e) allgemeines Knicken, (f) Scherfaltenbildung, (g) Beulen an der Oberfläche und (h) lokales Eindringen.

Zu den Festigkeitsproblemen gehören;

- Fließen der Deckschicht,
- Schubbruch der Kernschicht,
- Delamination und
- Ermüdung.

Zu den Stabilitätsproblemen gehören unter anderem;

- Knickung,

- Schubbeulung der Kernschicht (Shear Crimping) und
- Kurzwelliges Beulen der Deckschicht (Wrinkling).

Die auszulegenden Sandwichstrukturen werden gegenüber diesen Festigkeits und Stabilitätsproblemen abgesichert. Um den Rechenaufwand und die Komplexität der Berechnungen zu verringern werden Annahmen und Vereinfachungen getroffen.

Für die Auslegung von Sandwichstrukturen können folgende Annahmen getroffen werden [4][9];

- linear elastische und isentrope Materialverhalten,
- Eigenbiegesteifigkeiten der Deckschichten sind vernachlässigbar,
- Dehnsteifigkeit der Kernschicht ist vernachlässigbar und
- die Kernschicht lässt sich nicht zusammendrücken.

Aus den getroffenen Annahmen resultiert ein vereinfachter Spannungszustand welcher besagt, dass die Deckschichten jeweils die Normalkräfte und die Kernschichten die Schubkräfte aufnehmen. (Sandwichmembrantheorie)

### Festigkeitsprobleme

Aus den getroffenen Annahmen und Vereinfachungen lassen sich die Formeln 2 und 3 herleiten. Mit der Formel 2 lassen sich die Spannungen in den Deckschichten berechnen.

$$\sigma_d = \frac{1}{t_d} \cdot \left( \frac{n}{2} \pm \frac{m}{h} \right) \quad (2)$$

Mit der Formel 3 lassen sich die Schubspannungen in der Kernschicht berechnen und somit Aussagen über ihre Resistenz gegenüber dem Schubbruch machen.

$$\tau_k = \frac{q}{t_k} \quad (3)$$

Die Delamination der Deckschichten wird abgesichert, indem die Auswahl des Klebers, oder im Falle einer Laminierung die Wahl des Matrixwerkstoffes, so getroffen wird, dass dieser eine höhere Schubfestigkeit aufweist als das Material der jeweiligen Kernschicht.

### Stabilitätsprobleme

Die Stabilitätsprobleme der Sandwichstrukturen lassen sich in globale und lokale Instabilitäten einteilen. Zur globalen Instabilität gehört das Knicken, welches sich aus der Euler-Knickung des schubsteifen Balkens und dem Schubknicken zusammensetzt. Die kritische Belastung, bei welcher es zur Euler-Knickung kommt, lässt sich gemäss Klein [4] mit der Formel 4 berechnen.

$$F_{kB} = \frac{\pi^2 \cdot E_d \cdot I}{l_k^2} \quad (4)$$

Wobei sich das Widerstandsmoment  $I$  vereinfacht gemäss der Formel 5 berechnen lässt. Hier wurde die Annahme getroffen, dass die Eigenbiegesteifigkeiten der Deckschichten vernachlässigbar sind. Diese Annahme kann gemäss Klein ab einem Verhältnis von  $t_d$  zu  $t_k$  von 0.25, getroffen werden.

$$I = 2 \cdot b \cdot t_d \cdot \left( \frac{t_k}{2} + t_d \right)^2 \quad (5)$$

Die kritische Schubknicklast lässt sich gemäss Klein mit der Formel 6 berechnen.

$$F_{kS} = b \cdot t_k \cdot G_k \quad (6)$$

Die totale kritische Knicklast  $F_k$  ergibt sich aus der Formel 7:

$$F_{k,vorh.} \leq F_k = \frac{1}{\frac{1}{F_{kB}} + \frac{1}{F_{kS}}} \quad (7)$$

Zu den lokalen Instabilitäten zählen das Schubbeulen und das Knittern der Deckschicht. Die kritischen Spannungen, bei welcher Schubbeulung auftritt, lässt sich aus den Formel 8 berechnen. [9]

$$\sigma_k = G_k \cdot \frac{h}{2 \cdot t_d} \quad (8)$$

Die kritischen Spannungen, bei welcher das Knittern der Deckschicht auftritt, lässt sich mit der Formel 9 berechnen. [9]

$$\sigma_k = k_s \sqrt[3]{E_d \cdot E_k \cdot G_k} \quad (9)$$

Wobei für Auslegungen  $k_s = 0.5$  gilt.

### 2.4.3 Nieten

Für die Grobauslegung von Nietverbindungen wird angenommen, dass die angreifenden Schubkräfte gleichmässig auf die Anzahl Nieten in einer Verbindung verteilt werden. Anzahl und Typ der Nieten wird dabei so gewählt, dass die zulässige Scherkraft der Niete nicht überschritten wird. Laut Klein [4] gehört zum Tragfähigkeitsnachweis von Nietverbindungen für gewöhnlich ein Abscher- und Lochleibungsnachweis. Insofern sei für Nietverbindungen ein Nachweis auf Scherbruch (Formel 10) und Lochleibung (Formel 11) zu erbringen:

$$F \leq F_{SB} = \frac{d_N^2 \cdot \pi}{4} \cdot \tau_B \quad (10) \quad F \leq F_{LF} = d_N \cdot t \cdot \sigma_{FL} \quad (11)$$

Wobei  $d_N$  der Nietlochdurchmesser,  $\tau_B$  die Scherfestigkeit,  $t$  die Blechdicke und  $\sigma_{FL}$  die Lochleibungs-Dehngrenze ist. Für dynamische Wechselfestigkeitswerte sei die Scherfestigkeit  $\tau_B$  um den Faktor 2 bis 2.2 zu verringern.

### 2.4.4 Klebeverbindungen

Die Fähigkeit einer Klebeverbindungen Schubfluss zu übertragen wird gemäss der Formel 12 beurteilt.

$$\tau_K = \frac{q}{b} \leq \frac{\tau_{KB}}{S} \quad (12)$$

### 3 Lastenheft

In diesem Kapitel wird erklärt, wie das Lastenheft aufgebaut ist, wie die Lastfälle bestimmt wurden und welche Annahmen dabei getroffen werden. Da das Lastenheft auf der Seite 17 zu finden.

Damit die Erklärung des Lastenheftes und der gesamte folgende Auslegungsprozess an sich verständlicher wird, werden zuerst die verwendeten Begriffe definiert.

Als *Modus* wird ein “Zustand” oder eine “Position” des Solar Butterflys verstanden. Modus *A* beschreibt zum Beispiel den Solar Butterfly im “Fahr-Modus”. In diesem Fall würde dies bedeuten, dass alle Panels, Stützen und Seitenmodule eingefahren sind.

Als *Lastfall* wird eine Situation (z.B. Fahrt auf einer um 10° geneigten Strasse) oder eine Last (z.B. eine Personenlast) verstanden, welche in einem spezifischen Modus auftreten kann. Der Lastfall 1.1 im Modus *A* beschreibt zum Beispiel die vertikale Beschleunigung von 1.5 g welche durch das Überfahren einer Bremmschwelle auftreten kann. Der Lastfall 1.1 im Modus *C* beschreibt eine Personenlast. Ein Lastfall ist vollständig definiert, wenn klar ist, wie dieser im jeweiligen FEM-Modell des betreffenden Modus, einzugliedern ist.

Der Lastfall 1.1 im Modus *A* ist nicht notwendigerweise der Selbe, wie der Lastfall 1.1 im Modus *B* oder *C*! Die klare Zuweisung der Lastfälle zu einem spezifischen Modus wurde vorgenommen, um die Anzahl der Lastfälle in den verschiedenen Modi gering zu halten und die daraus resultierenden Lastkombinationen pro Modus übersichtlicher zu gestalten. Dies führt mit sich, dass gewisse Lastfälle in mehreren Modi vorkommen und dass dadurch einige Lastfälle doppelt aufgeführt werden. So wird zum Beispiel der Lastfall *Neigung Stehend* im Modus *B* und *C* aufgeführt, da die Situation des geneigten Bodens im parkierten Zustand in beiden Modi auftreten kann. Alle Lastfälle welche in diesen Modi nicht auftreten, können jedoch weggelassen werden, wodurch - wie bereits erwähnt - das Lastenheft übersichtlicher gestaltet werden kann.

Zur Beschreibung eines Lastfalles gehört eine Bewertung des dazugehörenden *Risikos*. Ein *Risiko* setzt sich zusammen aus der Ungenauigkeit der Voraussage der Belastung und einer Abschätzung der “ernsthaftigkeit” der potentiellen Auswirkungen. Eine *Ungenauigkeit* von 0.5 bedeutet, dass von einer potentiellen Abweichung der Belastung von  $\pm 50\%$  ausgegangen wird. Für die Werte der *Auswirkungen* wird kein klarer Massstab definiert. Sie nehmen einen Wert zwischen 0 und 100 an und beurteilen die Auswirkungen beim Eintreten der Ungenauigkeit. Das Produkt aus der Ungenauigkeit und der Auswirkung ergibt den Wert des Risikos.

Ein hoher Risikowert bedeutet nicht, dass die betreffende Last ein grosses Risiko für den Solar Butterfly darstellt, sondern, dass die Abschätzung der Last unsicher ist. Das soeben erläuterte Risiko ist also ein Mass für die Gefahr, sowie auch für das Potential, welches in der Abschätzung der Last steckt. Ein Risikowert von 0 bedeutet ausgeschrieben, dass die Last mit grosser Sicherheit so auftreten wird, wie diese im Lastenheft beschrieben ist oder, dass falls eine Abweichung der Last auftreten sollte, die Auswirkungen äusserst gering sind. Ein hoher Risikowert bedeutet wiederum, dass man sich nicht sicher ist, ob die Last wie beschrieben auftreten wird oder dass falls diese nicht wie Beschrieben auftreten würde, grosse Auswirkungen haben wird. Die Last kann zu tief (daher die Gefahr), oder aber auch zu hoch (daher das Potential) gewählt worden sein. Lasten mit hohen Risikowerten sollen bei einer Überarbeitung des Lastenheftes erhöhte Beachtung geschenkt werden.

Als *Lastkombination* wird eine Kombination von verschiedenen Lastfällen verstanden. Eine Lastkombination bezieht sich jeweils auf einen Modus. Die Lastkombination A.3.1.2 setzt sich zum

Beispiel zusammen aus dem Modus *A* und den Lastfällen *1.3 Longitudinale Beschleunigung - Negativ*, *2.1 Wind von links* und *3.2 Neigung längs negativ* aus dem Modus *A*. Die zweite Zahl im Namen der Lastfälle tritt jeweils im Namen der Lastkombination auf.

### 3.1 Missbrauchslastfälle und Dynamik

Als Missbrauchslastfälle werden die im Lastenheft nicht aufgeführte Situationen oder Ereignisse verstanden, an welchen der Solar Butterfly Schaden nehmen könnte. Beispiele von Missbrauchslastfällen sind kleinere Unfälle, stolpernde Personen und Der Solar Butterfly wird gegenüber den Lasten im Lastenheft ausgelegt, die Missbrauchslastfälle werden bei der Auslegung und Konstruktion der einzelnen Komponenten jedoch berücksichtigt.

Die Dynamik der Lastfälle wird in der Grobauslegung nicht im Detail betrachtet. Der Solar Butterfly wird jeweils für den Maximalwert (Amplitude) eines Lastfalles statisch ausgelegt. Die Dynamik der Lastfälle und die daraus resultierende potentielle Ermüdung der Materialien, wird in der Grobauslegung mit entsprechend gewählten Design-Allowables abgedeckt.

### 3.2 Modus A: Fahren

Der Modus *A* beschreibt den Solar Butterfly im “Fahr-Modus” und ist in der Abbildung 2 dargestellt. Konkret bedeutet dieser Modus, dass alle Panels und Seitenmodule eingefahren und über die Verschlüsse fest mit dem Rest des Aufbaus verbunden sind. Ebenfalls sind alle Stützen eingefahren. Im Fahr-Modus befinden sich keine Personen im Solar Butterfly und das Mobiliar ist an den dafür vorgesehenen Stellen verstaut. Weiter herrscht in allen Lastkombinationen die Erdbeschleunigung von 1 g. Der Lastfall von 1 g wird nicht spezifisch aufgeführt.

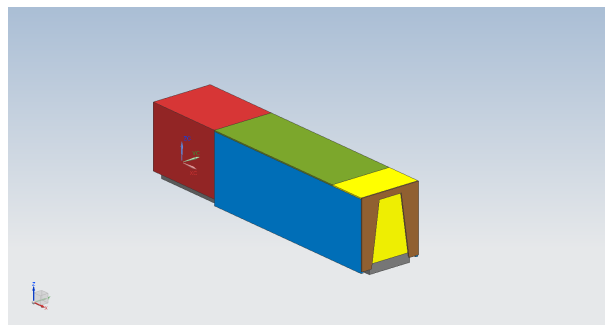


Abbildung 2: Modus A

## Beschleunigungen durch Fahren

### 1.1 Vertikale Beschleunigung

Zusätzlich zur vertikalen Beschleunigung durch die Erdbeschleunigung, können durch das Überfahren von Schlaglöchern und Bremsschwellen vertikale Beschleunigungen entstehen.

In einem ersten Ansatz, die erfahrene Beschleunigung beim Überfahren einer Bremsschwelle zu bestimmen, wird der Solar Butterfly als ein Einmassenschwinger-System modelliert und die Beschleunigung beim Überfahren einer sinusförmigen Bremsschwelle numerisch ermittelt.

Der Rechnungsweg wird im Anhang D.1 ausführlich erläutert und die Exceltabelle, mit welcher die Berechnung durchgeführt wurde, ist im elektronischen Anhang ANHANG zu finden.



Das *Ein-Massen-Schwinger*-Modell wurde mit einer Masse von 3000 kg, einer mittleren Federkonstante, gegeben aus den Datenblättern des Herstellers [ANHANG], von 353'000 N/m und mit einer Dämpfungskonstante von 10000 Ns/m (5000 Ns/m pro Achse) modelliert. Als Anhaltswert für die Wahl der Dämpfungskonstante wurde die Dämpfungskonstante von 5000 Ns/m pro Achse eines 2500 kg Schweren SUV's gewählt [11]. Beim Überfahren einer Bremsschwelle von 0.9 m Länge und 0.1 m Höhe, mit einer Geschwindigkeit von 40 km/h, resultiert eine maximale Beschleunigung von rund 1.7 g.

Zu diesem Ergebnis muss gesagt werden, dass davon ausgegangen werden kann, dass die erhaltene Beschleunigung zu hoch liegt. So wurde zum Beispiel die Effekte der Reifen und die rotatorische Trägheit des Solar Butterflies nicht berücksichtigt, was Abminderungen der berechneten Beschleunigung zur Folge hätten. Dennoch wird der erhaltene Wert als guten Anhaltspunkt für weitere Abklärungen erfasst.

Um die zu wählende Beschleunigung breiter abstützen zu können, wurden andere Arbeiten zum Thema herbeigezogen. *Janczur* [12] zeigt, dass beim Überfahren einer Bremsschwelle von 0.36 m Länge und einer Höhe von 0.05 m, mit einer Geschwindigkeit von 40 km/h, in der Fahrzeugmitte eines Personenwagens, Beschleunigungen von 0.71 g herrschen. Direkt über der Fahrzeugachse treten Beschleunigungen von bis zu 1.5 g auf.

*García-Pozuelo* et al. [11] massen in der Fahrzeugmitte eines Personenwagens Beschleunigungen von 0.73 g beim Überfahren einer Bremsschwelle von 0.9 m Länge und 0.1 m Höhe. Dies bei einer Geschwindigkeit von 50 km/h.

*Haniszewski* et al. [13] massen Beschleunigungen, welche eine Person auf der Rückfahrbank eines Personenwagens während dem Überfahren einer Bremsschwelle erfährt. Sie massen Beschleunigungen von bis zu 1 g. Direkt über der Fahrzeugachse wurden Beschleunigungen von 1.3 g gemessen. Dies bei einer Geschwindigkeit von 30 km/h und einer Bremsschwelle von 0.5 m Länge und 0.05 m Höhe.

*Pidl* [14] zeigt, dass Transportware in einem Sattelschlepper Beschleunigungen von  $\pm 1$  g erfahren. Ob diese maximal gemessene Beschleunigung beim Überfahren einer Bremsschwelle erreicht wurde, ist nicht ersichtlich.

Da der Achsenabstand des Solar Butterflies, im Vergleich zu den Personenwagen aus der Literatur, relativ klein ist, werden die in der Fahrzeugmitte gemessenen Beschleunigungen der Personenwagen nicht als repräsentative Näherungswerte für die Beschleunigung des Solar Butterflies verwendet. Es wird davon ausgegangen, dass die Beschleunigungen, welcher ein Personenwagen direkt über der Achse beim Überfahren einer Bremsschwelle erfährt, vergleichbar mit jenen sind, welche der Solar Butterfly erfahren wird. Diese Annahme wird getroffen, da die Achsen des Solar Butterflies nahe beisammen liegen und eher den letzteren Fall beschreiben.

Aufgrund den getroffenen Annahmen wird die Beschleunigung von 1.5 g als erste Abschätzung festgelegt. Hinsichtlich der grossen Unsicherheit der Annahmen wird die *Ungenauigkeit* auf 0.4 geschätzt. Die *Auswirkung* werden dabei mit einem Wert von 50 festgelegt was einen hohen Risikowert von 20 ergibt.

### 1.2 Longitudinale Beschleunigung - Positiv (Erhöhen der Geschwindigkeit)

Longitudinale positive Beschleunigungen in Fahrtrichtung entstehen durch eine Erhöhung der Fahrgeschwindigkeit durch das Zugfahrzeug. Das *Institut für Unfallanalysen Hamburg* [15] benützt die Beschleunigung von Personenwagen von maximal 0.3 g und von Lastkraftwagen von 0.1 g, als Anhaltswerte.

Für das Lastenheft wird die Beschleunigung von 0.2 g gewählt. Sie wird höher als der An-

haltswert des Institut für Unfallanalysen Hamburg für Lastkraftwagen von 0.1 g gewählt, da das geplante Zugfahrzeug ein elektrisches ist, und dadurch höhere mögliche Beschleunigungen erwartet werden können.

Die *Ungenauigkeit* wird mit 0.2 als gering eingestuft. Ebenfalls wird die *Auswirkung* mit 20 als niedrig bewertet.

### 1.3 Longitudinale Beschleunigung - Negativ (Bremsen)

Longitudinale Verzögerungen entstehen durch abminderung der Fahrgeschwindigkeit. Die extremste graduelle Verzögerung entsteht dabei durch eine Notbremsung.

*Kudarauskas* [16] zeigt bei seiner Analyse der Notbremsungen von Personenwagen, dass die maximalen Verzögerungen bei rund 0.9 g liegen. Das *Institut für Unfallanalysen Hamburg* [17] zieht bei Gutachten die Vollverzögerung von 0.8 g für Personenwagen und 0.7 g für Lastkraftwagen als Standardwerte herbei.

Für die longitudinale Beschleunigung durch Bremsungen wird sich am Institut für Unfallanalysen Hamburg orientiert und ein Wert von 0.7 g gewählt. Dies, da davon ausgegangen wird, dass die maximalen Verzögerungen von *Kudarauskas* von 0.9 g mit dem Solar Butterfly nicht erreicht werden können. Weiter wird angenommen, dass das Verhalten eines Lastkraftwagens während einer Vollverzögerung die Situation des Solar Butterflies ähnlicher beschreibt als jenes des Personenwagens. Die longitudinale Beschleunigung wird mit einer *Ungenauigkeit* von 0.2 und einer *Auswirkung* von 30 bewertet.

### 1.4 Laterale Beschleunigung

Laterale Beschleunigungen entstehen vorallem beim Kurvenfahren und sind abhängig von der Geschwindigkeit mit welcher die Kurve durchfahren wird und des Kurvenradius.

*Hugemann* et al. [18] massen in einem Personenwagen auf einer Landstrasse laterale Beschleunigungen von 0.6 g. *Xu* et al. [19] zeigten, dass die Mehrheit der gemessenen Beschleunigungen in einem Personenwagen durch Kurvenfahrten in bergigem Gebiet über 0.5 g und die maximalen über 0.8 g liegen.

Da davon ausgegangen wird, dass mit dem Solar Butterfly Kurven tendenziell vorsichtiger, und somit eher langsamer durchfahren werden als mit einem Personenwagen, wird die laterale Beschleunigung von 0.8 g als ein passenden Anhaltswert erachtet. Es wird erwartet, dass die nach *Xu* et al. höher als 0.8 g liegende Beschleunigungen nicht erreicht werden. Die *Ungenauigkeit* wird mit 0.1 als gering bewertet. Die *Auswirkung* wird auf 70 geschätzt.

### 1.5 Rotatorische Beschleunigung

Rotatorische Beschleunigungen können durch eine in querrichtung unebene Strassen verursacht werden. Beim Überfahren einer solchen Strasse neigt sich der Solar Butterfly abwechselungsweise nach links und rechts, wodurch rotatorische Beschleunigungen auftreten. Um diese Beschleunigungen abschätzen zu können wird die folgende Berechnung durchgeführt:

Die folgende Gleichung beschreibt den Neigungswinkel  $\varphi$  des Solar Butterflies in abhängigkeit der Zeit  $t$ :

$$\varphi(t) = \varphi \cdot \sin(\omega t) \quad (13)$$

wobei  $\varphi$  für die maximale Neigung steht und die Kreisfrequenz  $\omega$  sich wie folgt berechnen lässt:

$$\omega = \frac{2 \cdot \pi}{T} \quad (14)$$

Wobei  $T$  für die Dauer einer Schwingung (Neigung von rechts nach links und wieder zurück) steht.

Die Winkelbeschleunigung  $\alpha$  ergibt sich aus der zweiten Ableitung von  $\varphi(t)$  und lässt sich wie folgt berechnen:

$$\alpha(t) = \ddot{\varphi}(t) = -\Delta\varphi \omega^2 \cdot \sin(\omega t) \quad (15)$$

Mit einer Schwingdauer von einer Sekunde und einer maximalen Neigung  $\varphi$  von  $6.5^\circ$  (vgl. Abbildung 3), welche sich aus einem Höhenunterschied des Rades von 200 mm und dem Radstand des Solar Butterflys von 1770 mm ergibt, resultiert eine maximale Winkelbeschleunigung von  $4.4 \frac{\text{rad}}{\text{s}^2}$ .

Da die realen Bedingungen einer solchen Situation nur schwer abgeschätzt werden können, wird die *Ungenauigkeit* mit 0.3 hoch angesetzt. Ebenfalls können die Auswirkungen einer solchen Beschleunigung nur schwer beurteilt werden, weshalb die *Auswirkung* auf 60 gesetzt wird.

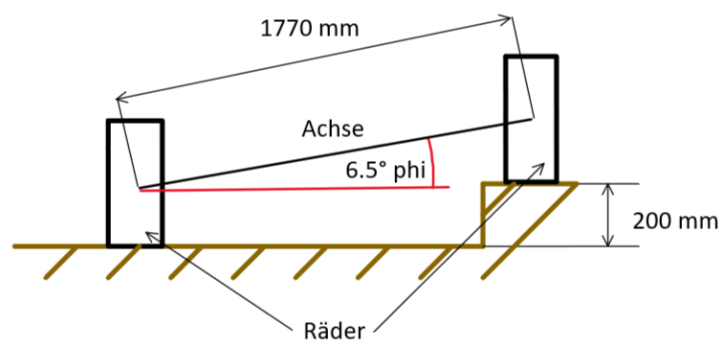


Abbildung 3: Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel  $\varphi$

### Windlasten

Sesar et. al [20] zeigen, dass laterale Windgeschwindigkeiten von  $108 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  für fahrende Fahrzeuge auf trockener Strasse kritische seien.

Die Blog-Seite *rvblogger.com* [21] empfiehlt bei Windgeschwindigkeiten von mehr als  $80 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  mit einem Wohnwagen nicht mehr zu Fahren. Windgeschwindigkeiten von  $95 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  seien laut *rvblogger.com* genug, um Wohnmobile umzustossen.

Bei Windgeschwindigkeiten von mehr als 155 km/h können laut *Beasley* [22] Lastwagen mit hohem Profil, Anhänger und Busse umkippen. Die berichteten minimale Überschlagswindgeschwindigkeiten sind  $105 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  für ein 9 Meter langen Wohnwagen und  $160 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  für ein 5 Meter langes Wohnmobil (Klasse B).

Für eine erste Abschätzung der zugelassenen Windgeschwindigkeit bei der Fahrt des Solar Butterfly wird sich an der Blog-Seite *rvblogger.com* orientiert und die Geschwindigkeit von  $80 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  als Limite festgelegt. Für die Berechnung der durch den Wind entstehenden Belastung, wird der Solar Butterfly vereinfacht als normal angeströmtes Rechteck betrachtet. Für die Berechnung des Winddruckes wird die erhöhte Geschwindigkeit von  $102.2 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  (Beaufort 10) verwendet um Böhen und eventuelle Ungenauigkeiten in der Messung oder Abschätzung der Windgeschwindigkeiten abzudecken. Der Winddruck wird gemäss Formel 16 berechnet.

$$P_W = c_p \frac{\rho}{2} v^2 \quad (16)$$

Wobei für die Dichte von Luft  $\rho$  ein Wert von  $1.2 \frac{kg}{m^3}$  und für den Strömungswiderstandskoeffizient eines Rechteckes  $c_{p,Rechteck}$  ein Wert von 1.1 gewählt wird. Bei einer Windgeschwindigkeit von  $102.2 \frac{km}{h}$  ergibt sich gemäss der Gleichung 16 ein Winddruck von 532 Pa.

Da es sich hierbei um eine grobe Idealisierung handelt und zum Beispiel lokale Geschwindigkeitserhöhungen oder Turbulenzen vernachlässigt werden, wird die *Ungenauigkeit* auf 0.4 gesetzt. Die *Auswirkung* wird jedoch eher tief, mit dem Wert 10 bewertet.

Im Lastenheft werden zwei Windlasten mit dem oben berechneten Winddruck aufgeführt. Die beiden Windlasten unterscheiden sich dabei in ihrer Anströmung. (Anströmung von Links und Rechts)

### Neigung

Mittels einer Absprache mit *Palmer* wurde eine zulässige Strassenneigung für den Solar Butterfly von  $10^\circ$  (17.5%) definiert (vgl. Pflichtenheft 10.0.3 Max. Neigung Fahrt). Die Strasse auf den Furkapass hat zum Vergleich eine maximale Neigung von  $6.3^\circ$  (11%). Die verschiedenen Lastfälle der Neigung treten nicht gleichzeitig ein. Implementiert werden die Fälle im FEM indem die Richtung, in welcher die Erdbeschleunigung wirkt, verändert wird. Im Lastenheft werden vier verschiedene Neigungslasten definiert welche sich jeweils in ihrer Richtung der Neigung unterscheiden.

Die *Ungenauigkeit* und die *Auswirkung* werden tief mit den Werten 0.1 und 10 bewertet.

### 3.3 Modus B: Ausfahren

Die Modi *B1*, *B2* und *B3* beschreiben den Solar Butterfly während dem Ausfahrvorgang der Seitenmodule. Im Modus *B1* sind die Stützen am Chassis unten und alle Seitenmodule und Panels sind eingefahren. Dieser Modus stellt den Solar Butterfly im “Abgestellten” Zustand dar. Bei extremen Umwelteinflüssen wie Schneefall oder starkem Wind, stellt der Modus *B1* den geschüttesten Zustand dar und muss somit diesen extremen Umwelteinflüssen stand halten können. Im Modus *B2* ist, zusätzlich zu den Stützen am Chassis, das grosse Seitenmodul (In der Abbildung 4b orange dargestellt) ausgefahren. Standardmässig werden beide Seitenmodule zur selben Zeit ausgefahren. Sollte dies aufgrund von technischen Problemen nicht möglich sein und die Seitenmodule müssen “von Hand” einzeln ein- oder ausgefahren werden, wird der Modus *B2* eingenommen. Im Modus *B3* ist zusätzlich das zweite Seitenmodul ausgefahren.

Auch in diesen drei Modi herrscht die Erdbeschleunigung von 1 g, welche wiederum nicht als Lastfall aufgeführt wird. Während dem Ausfahrvorgang befinden sich keine Personen im Fahrzeug und das Mobiliar befindet sich an der dafür vorgesehenen stellen, wie dies im Modus *A* zuvor bereits der fall war.

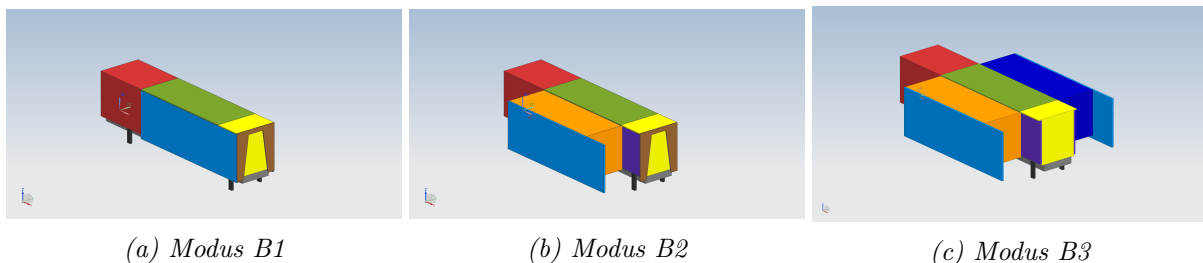


Abbildung 4: Modi beim Ausfahren

### Windlasten

Als Windlasten im Modus *B* werden vier Lastfälle definiert, wobei zwei davon “extreme” Windlasten darstellen. Den beiden extremen Windlasten, welche sich aus einer Windgeschwindigkeit von 125 km/h (Beaufort 12: Orkan) ergeben, müssen nur im Modus *B1* standgehalten werden. Die beiden gemässigten Windlasten entstehen aus Windgeschwindigkeiten von rund 70 km/h (Beaufort 8: Stürmischer Wind).

Die *Ungenauigkeit* der extremen Lastfälle wird auf 0.4 und die *Auswirkungen* auf 40 geschätzt. Für die beiden Anderen Windlasten werden die Werte 0.4 und 20 verwendet.

### Neigung

Mit Palmer wurde abgesprochen, dass der Boden, auf welchem der Solar Butterfly parkiert wird, die Neigung von 5° (8.8%) nicht überschreiten darf (vgl. Pflichtenheft 10.0.4/5 Max. Neigung im Stand). Die Implementierung und Risikobewertung der Lastfälle werden analog zu den Neigungsfällen im Modus *A* durchgeführt.

## 3.4 Modus C: Ausgefahren

Der Modus *C* beschreibt den Solar Butterfly im parkierten und voll ausgefahrenen Zustand. Alle Panels, Seitenmodule und Stützen sind ausgefahren. Personen und das Mobiliar können frei im Solar Butterfly verteilt sein.

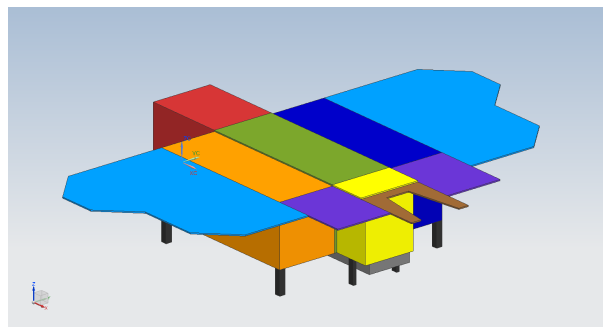


Abbildung 5: Modus *C*

### Personenlast

Als *Personenlast* werden Lasten verstanden, welche durch Personen im inneren des Solar Butteflys verursacht werden. Im Hauptkörper, sowie in den ausziehbaren Seitenmodulen sollen sich maximal 10 Personen befinden (vgl. Pflichtenheft Personen 4.2.2). Im Kopf, sowie im Heck des Solar Butterflys hat es platzbedingt nur Raum für maximal drei Personen. Das durchschnittliche Gewicht einer Person wird auf 80 kg geschätzt.

Die Personenlasten 1.1 bis 1.6 ergeben sich aus der Masse von 10 Personen à 80 kg. Es wird jeweils vereinfacht angenommen, dass sich alle Personen an einem Punkt befinden, wie dies in der Abbildung 5.1 dargestellt ist. Diese Lasten werden entsprechend als Vektorlasten im FEM-Modell eingeleitet. Die Personenlasten 1.7 und 1.8, welche sich aus den Belastungen von 3 Personen ergeben, werden als Streckenlasten eingeleitet.

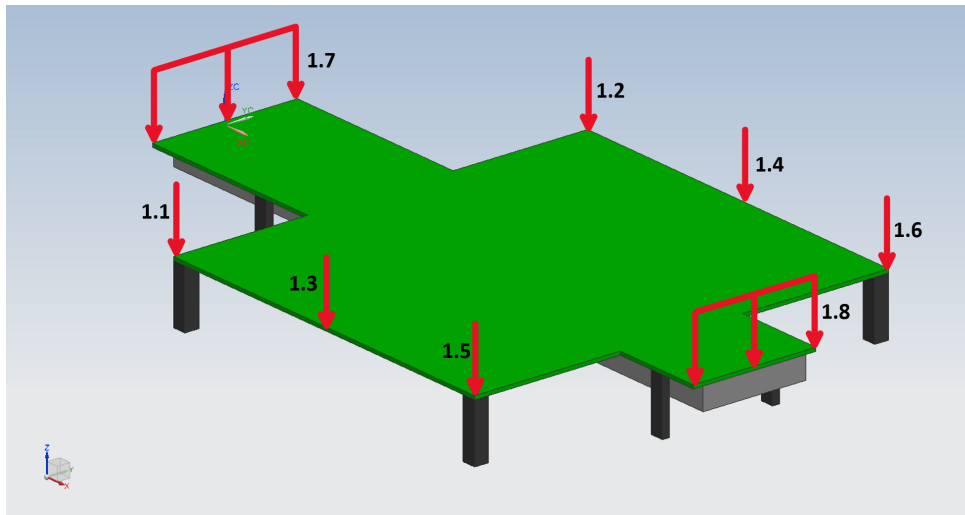


Abbildung 6: Visualisierung der Personenlasten

Der Fall, dass Personen in der Mitte eines Seitenteils stehen wird im Lastenheft nicht aufgeführt, da davon ausgegangen wird, dass dieser Fall für die globalen Lastpfade kein Extrem darstellt. Dieser Fall wird jedoch spezifisch in der Auslegung der Bodenplatten im Kapitel 5.1 berücksichtigt.

Die *Ungenauigkeit* sowie die *Auswirkungen* der Personenlasten wird mit den Werten 0.1 und 10 als gering eingeschätzt.

### Neigung

Die Lastfälle der Neigung im Modus *C* sind identisch mit jenen des Modus *B*.

### Mobiliar

Insgesamt werden drei Lastfälle für die Belastung durch Mobiliar definiert (Für jedes Raumelement einen). Die Belastungen, welche durch das Mobiliar mit einer Masse von 50 kg entstehen, werden jeweils als Flächenlast im FEM-Modell eingeleitet.

Die *Ungenauigkeit* sowie die *Auswirkungen* der Lastfälle des Mobiliars werden mit den Werten 0.1 und 10 als gering eingeschätzt.

### Windlasten

Panelen werden auf Beaufort 8 ausgelegt:

Ungenauigkeit: 0.2, Auswirkungen: 20

#### 4.1 Wind von links

Der Winddruck von 282 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.

#### 4.2 Wind von rechts

Der Winddruck von 282 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly.

Tabelle 3: Lastfälle Modus A

## Modus A: Fahren

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
<b>Beschleunigungen</b>						
1.1	Vertikale Beschleunigung	$\pm 1.5 \text{ g}$	Beschleunigung in vertikaler Richtung	0.4	50	20
1.2	Longitudinale Beschl. - Positiv	0.2 g	Beschleunigung in Fahrtrichtung	0.2	20	4
1.3	Longitudinale Beschl. - Negativ	0.7 g	Verzögerung in Fahrtrichtung	0.2	30	6
1.4	Laterale Beschleunigung	$\pm 0.8 \text{ g}$	Beschleunigung horizontal und normal zur Fahrtrichtung	0.1	70	7
1.5	Rotatorische Beschleunigung	$4.4 \frac{rad}{s^2}$	Rotatorische Beschleunigung um den Vektor der Fahrtrichtung auf Höhe des Bodens	0.3	60	18
<b>Windlasten</b>						
2.1	Wind von links	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.	0.4	10	4
2.2	Wind von rechts	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly.	0.4	10	4
<b>Belastung durch geneigte Strassen</b>						
3.1	Neigung längs positiv	+10°	10° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich vor dem Fahrzeug.	0.1	10	1
3.2	Neigung längs negativ	-10°	-10° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich hinter dem Fahrzeug.	0.1	10	1
3.3	Neigung quer positiv	+10°	10° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1	10	1
3.4	Neigung quer negativ	-10°	-10° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1	10	1

Tabelle 4: Lastfälle Modus B

## Modus B: Ausfahren

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
<b>Windlasten</b>						
1.1	Wind extrem links	898 Pa	Der Winddruck von 898 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.	0.4	20	8
1.2	Wind extrem rechts	898 Pa	Der Winddruck von 898 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly.	0.4	20	8
1.3	Wind von links	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.	0.4	10	4
1.4	Wind von rechts	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly.	0.4	10	4
<b>Belastung durch geneigten Boden</b>						
2.1	Neigung längs positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich vor dem Fahrzeug.	0.1	10	1
2.2	Neigung längs negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich hinter dem Fahrzeug.	0.1	10	1
2.3	Neigung quer positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1	10	1
2.4	Neigung quer negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1	10	1



Tabelle 5: Lastfälle Modus C

## Modus C: Stehend

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
<b>Belastung durch Personen</b>						
1.1	Personenlast vorne Li	10*80 kg	Vordere linke Ecke des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.2	Personenlast vorne Re	10*80 kg	Vordere rechte Ecke des rechten Seitenteils	0.2	20	4
1.3	Personenlast mitte Li	10*80 kg	In der Mitte der Äussere Kante des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.4	Personenlast mitte Re	10*80 kg	In der Mitte der Äussere Kante des rechten Seitenteils	0.2	20	4
1.5	Personenlast hinten Li	10*80 kg	Hintere linke Ecke des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.6	Personenlast hinten Re	10*80 kg	Hintere rechte Ecke des rechten Seitenteils	0.2	20	4
1.7	Personenlast Küche	3*80 kg	Steckenlast auf vorderste Kante	0.1	20	2
1.8	Personenlast Bad	3*80 kg	Steckenlast auf hinterste Kante	0.1	20	2
<b>Belastung durch geneigten Boden</b>						
2.1	Neigung längs positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich vor dem Fahrzeug.	0.1	10	1
2.2	Neigung längs negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich hinter dem Fahrzeug.	0.1	10	1
2.3	Neigung quer positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes noraml zur Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1	10	1
2.4	Neigung quer negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes noraml zur Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1	10	1
<b>Belastung durch Mobiliar</b>						
3.1	Mobiliar Hauptmodul	50 kg	Einleitung als Flächenlast im Hauptmodul	0.1	10	1
3.2	Mobiliar Seitenteil links	50 kg	Einleitung als Flächenlast im linken Seitenteil	0.1	10	1
3.3	Mobiliar Seitenteil rechts	50 kg	Einleitung als Flächenlast im rechten Seitenteil	0.1	10	1
<b>Windlasten</b>						
4.1	Wind von links	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly	0.4	10	4
4.2	Wind von rechts	532 Pa	Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly	0.4	10	4

## 4 Handrechnungen

In diesem Kapitel wird beschrieben, wie Kräfte und Spannungen in der Grundstruktur des Solar Butterflys, entstehend aus vier verschiedenen Lastfällen, vereinfacht berechnet werden. Der Fokus wurde dabei auf den Modus A und dessen Lastfälle der Beschleunigungen während dem Fahren gesetzt, da angenommen wird, dass diese die grössten Belastungen darstellen. Ferner wird erläutert welche Annahmen und Idealisierungen getroffen werden und wie bei den Berechnungen vorgegangen wird. Weiter werden die Berechnungen bezüglich den erlangten Resultaten und ihrer Aussagekraft beurteilt.

Die Berechnungen wurden mit einer Excel-Tabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang [ANHANG] einsehbar ist. In ihr sind die exakten Resultate sowie der detailliertere Lösungsweg zu finden.

### 4.1 Massenverteilung

Die grössten Belastungen, welchen der Solar Butterfly ausgesetzt wird, entstehen aufgrund der Trägheitskräfte welche durch Beschleunigungen entstehen. Aus diesem Grund wird die Massenverteilung des Solar Butterflys genauer betrachtet.

Für die Festlegung der Massenverteilung wird angenommen, dass die in der Anforderungsliste definierte Maximalmasse von 3000 kg erreicht wird. Die besagte Masse wird auf insgesamt sechs Bereiche aufgeteilt; Deichsel (Bereich 0-1), Küche (1-2), Hauptkörper (2-3), Bad (3-4) und die beiden Träger A (2) und B (3). Die Massenverteilung wurde mit der Hilfe des GEWICHTSEXCEL aus der Arbeit von Huber (Anhang [ANHANG]) abgeschätzt und ist in der Abbildung 7 grafisch dargestellt.

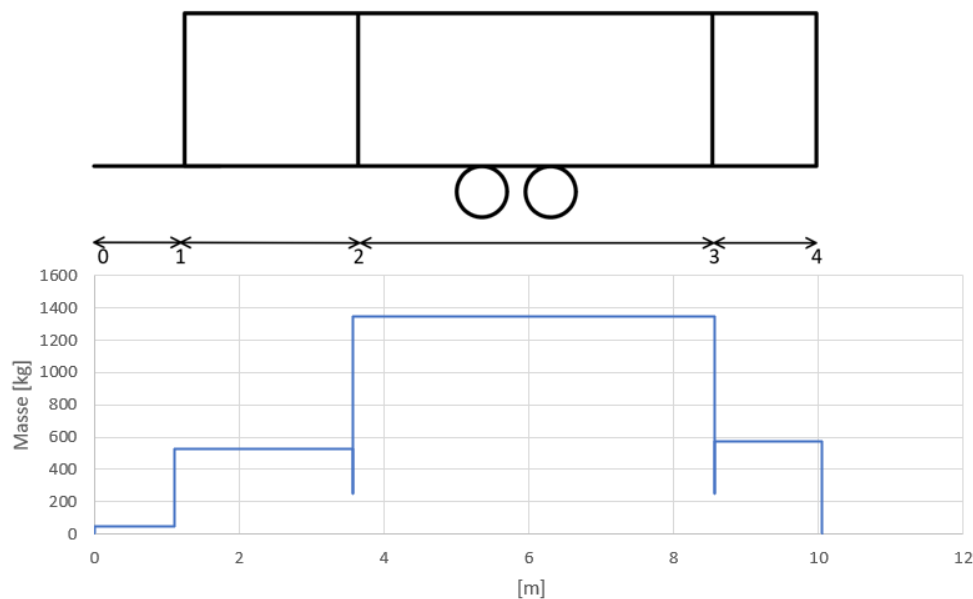


Abbildung 7: Massenverteilung über die Bereiche

### 4.2 Vertikale Beschleunigung

#### Idealisierung

Um die Kräfte und Spannungen in der Struktur, welche aufgrund der vertikalen Beschleunigung (Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung) entstehen, berechnen zu können, wird der Solar Butterfly

als Biegebalken mit dem in der Abbildung 8a dargestellten vollidealisierten Querschnitt idealisiert.  $A_{Dach}$  und  $A_{Chassis}$  stehen dabei für die Querschnittsflächen der Profile.  $z_{Dach}$  und  $z_{Chassis}$  stehen für den Abstand der Profile zum Flächenschwerpunkt. Das Profil des Chassis ist vom Hersteller vorgegeben und muss in der Grobauslegung nicht dimensioniert werden. Für die Längsträger des Daches wird für eine erste Iteration der Berechnungen ein 40x25-Rechteckprofil mit einer Wandstärke von 2 mm verwendet. Dieser Profilquerschnitt wurde aufgrund den Erkenntnissen, welche im Kapitel ?? erlangt wurden, gewählt. Die Lagerung des Biegebalkens ist in der Abbildung 8b dargestellt.

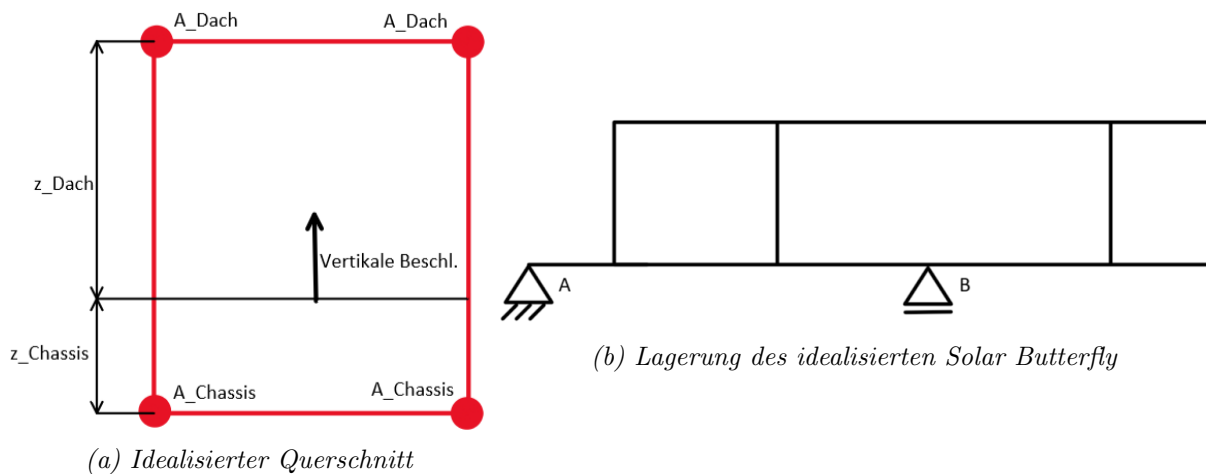


Abbildung 8: Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung

### Querkraft- und Biegemomentenverlauf

Aus der Massenverteilung und der vertikalen Beschleunigung können die Streckenlasten pro Abschnitt, die Gewichtskräfte der Träger A und B sowie die Lagerreaktionen berechnet werden. Aus ihnen können durch integration wiederum der Querkraft- und Biegemomentenverlauf berechnet werden, welche in der Abbildung 9 dargestellt sind.

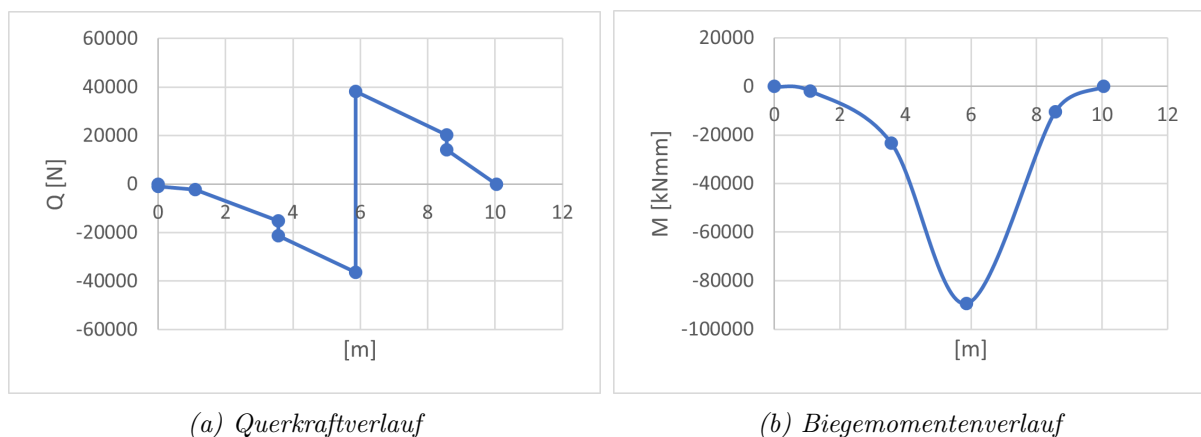


Abbildung 9: Querkraft- und Biegemomentenverlauf

### Kräfte und Spannungen

Da die Profile im Dach aus Aluminium sind, das Chassis jedoch aus Stahl, und daher unterschiedliche Steifigkeiten aufweisen, können die Spannungen nicht mit dem Widerstandsmoment,

sondern müssen über die Biegesteifigkeit berechnet werden. Die Biegesteifigkeit ergibt sich durch die Gewichtung der Widerstandsmomente mit der Steifigkeit des Materials jeweiligen Profils (Formel 17). Die Spannungen in den Profilen können wiederum mit der Formel 18 berechnet werden.

$$\overline{EI}_y = \sum A_i \cdot y_i^2 \cdot E_i \quad \overline{EI}_z = \sum A_i \cdot z_i^2 \cdot E_i \quad (17)$$

$$\sigma_i = \frac{M_{b,y}}{\overline{EI}_y} \cdot E_i \cdot y_i \quad \sigma_i = \frac{M_{b,z}}{\overline{EI}_z} \cdot E_i \cdot z_i \quad (18)$$

Bei einem maximalen Biegemoment von rund 90'000 kNmm ergeben sich Spannungen von 36 MPa im Chassis, sowie 64 MPa im Dachträger was Kräften von 47 kN, respektive 16 kN entspricht.

Für die Berechnung des Schubflusses infolge der Querkraft wird die Unterscheidung der unterschiedlichen Materialien nicht gemacht, da dies den Rechenaufwand stark erhöhen würde. In diesem Falle wird der Schubfluss vereinfacht mit den statischen Moment und der Querkraft berechnet. Bei einer maximalen Querkraft von rund 38 kN resultiert ein Schubfluss von  $8.9 \frac{N}{mm}$  in jeder Seitenwand.

### 4.3 Longitudinale Beschleunigung

Für die Berechnung der Belastungen durch longitudinale Beschleunigungen wird lediglich der Lastfall *1.2 Longitudinale Beschleunigung negativ* (Notbremsung) betrachtet, da die longitudinale Beschleunigung im Lastfall *1.3 Longitudinale Beschleunigung positiv* (Erhöhung der Geschwindigkeit) tiefer liegt als jene im Lastfall 1.2. Die Änderung des Vorzeichens der Beschleunigung hat keine Auswirkung auf den Betrag der Belastung, da die Lasteinleitungen die Selbe bleibt.

#### Idealisierung

Bei einer Verözerung des Solar Butterflys wird angenommen, dass die Trägheitskräfte des Aufbaus über die Seitenwände (Feld A und Feld B vgl. Abbildung 10) auf das Chassis abgetragen werden. Der Solar Butterfly wird als "offen" betrachtet, sodass die Seitenwände der ausfahrbaren Modulen keine Schubkräfte aufnehmen. (Wieso offen???) Das Chassis wiederum wird über Bremskräfte in der Deichsel und den Räder verzögert. Die Druckspannungen im Chassis liegen im schlimmsten Fall (Verzögerung nur durch Bremskraft in der Deichsel) tiefer als 10 MPa und werden nicht weiter untersucht.

Eine weitere Annahme welche getroffen wird ist, dass die Masse über die Höhe des Solar Butterflys gleichmässig verteilt ist. Weiter wird die Masse des Hauptteils und der Ausfahrmodule (Bereich 2-3) für die Berechnung gleichmässig auf die beiden Felder A und B verteilt. Die Trägheitskräfte des Hauptteils werden demnach über die Felder A und B abgetragen.

Die Felder A und B werden wiederrum als Schubfeldträger idealisiert. Diese Idealisierung besagt, dass das Schubfeld die Schubkräfte und die umrahmenden Profile die Normalkräfte aufnehmen.

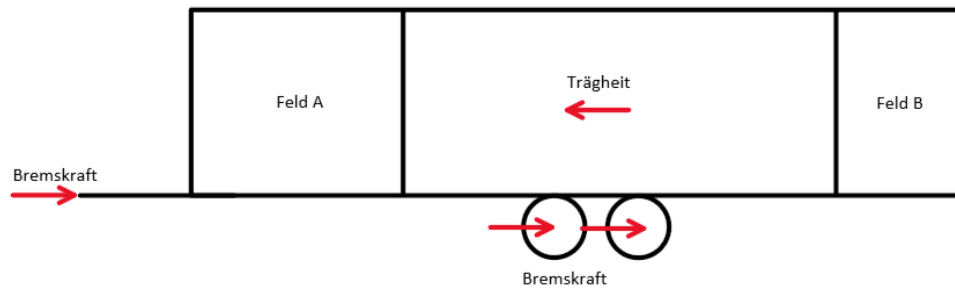


Abbildung 10: Schematische Darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung

### Kräfte und Spannungen

Die idealisierten Felder A und B und deren Lagerreaktionen und Schubkräfte sind in der Abbildung 11 dargestellt. Die Kräfte  $F_a$  und  $F_b$  ergeben sich aus der Masse des Aufbaus und der herrschenden Beschleunigung. Um die Berechnung zu vereinfachen werden die Lastenleitungen jeweils in eine obere Ecke des Feldes gesetzt und entsprechend dem Hebelgesetz skaliert.

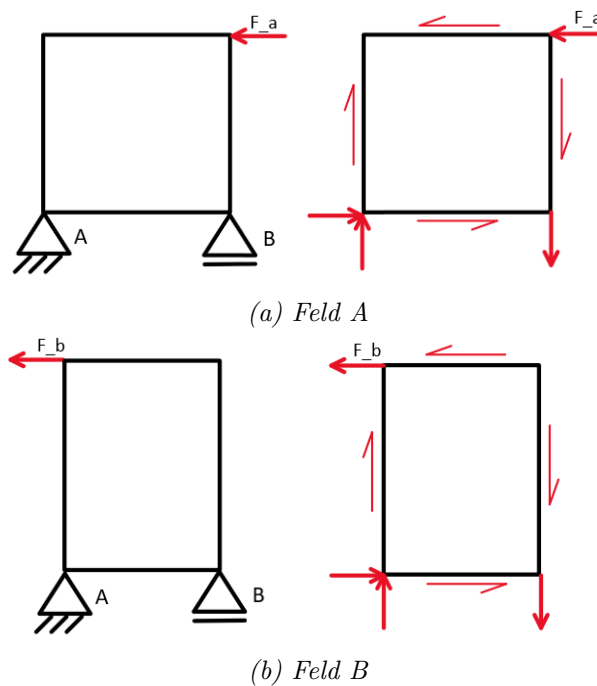


Abbildung 11: Idealisierte Seitenwände, angreifende Kräfte und Lagerreaktionen

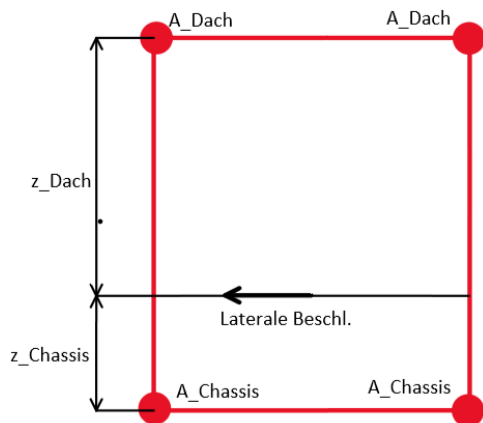
Bei einer Beschleunigung von  $0.7\text{ g}$  ergeben sich Schubspannungen von  $1.6 \frac{\text{N}}{\text{mm}}$  im Feld A, sowie  $2.8 \frac{\text{N}}{\text{mm}}$  im Feld B. Die Normalkräfte in den umrahmenden Profilen im Feld A belaufen sich auf maximal  $3.9\text{ kN}$  in den horizontalen, und auf  $3.1\text{ kN}$  in den vertikalen Profilen. Im Feld B belaufen sich die Normalkräfte auf maximal  $5.6\text{ kN}$  in den vertikalen, sowie  $4.2\text{ kN}$  in den horizontalen Profilen.

## 4.4 Laterale Beschleunigung

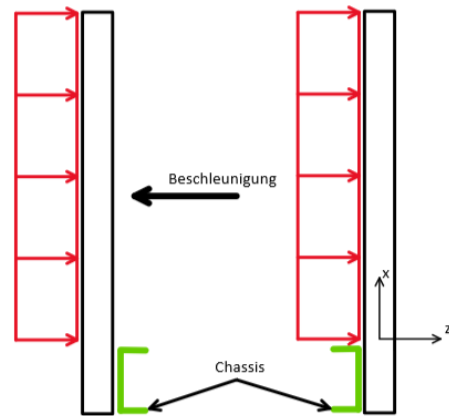
### Idealisierung

Für den Lastfall *1.4 lateralen Beschleunigung* wird der Solar Butterfly wie im Kapitel 4.2 als Biegebalken idealisiert. Da davon ausgegangen wird, dass sich der Schwerpunkt des Solar Butterflys

auf einer ähnlichen Höhe wie der Flächenschwerpunkt des idealisierten Querschnittes befindet, wird vereinfacht angenommen, dass die lateralen Trägheitskräfte im Flächenschwerpunkt angreifen. (Vgl. Abbildung 12a) Auf diese Weise kommt es zu keiner Verdrehung des Biegebalkens. Die Lagerung des idealisierten Solar Butterflys ist in der Abbildung 13 dargestellt. Sie stellt die Ansicht von oben auf den Solar Butterfly dar wobei der "Spitz" auf der linken Seite die Deichsel repräsentiert.



(a) Idealisierter Querschnitt



(b) Schematische Darstellung der Idealisierung eines Trägers

Abbildung 12: Idealisierungen des Solar Butterflys für den Lastfall der lateralen Beschleunigung

Weiter wird angenommen, dass die Trägheitskräfte des Aufbaus über die Träger A und B auf das Chassis abgetragen werden. Wird angenommen, dass die Masse über die Höhe des Aufbaus gleichmässig verteilt ist, können die Trägheitskräfte als Streckenlasten, welche auf die Träger A und B wirken, idealisiert werden. Die vier Profile der Träger A und B müssen demnach je ein Viertel der Kräfte auf das Chassis übertragen. Die Idealisierung eines Trägers ist schematisch in der Abbildung 12b dargestellt.

Hierbei muss angemerkt werden, dass es sich um eine eher konservative Idealisierung handelt und die erhaltenen Kräfte und Spannungen zu hoch liegen werden. In dieser Idealisierung werden die in der Realität mittragenden Wände zwischen den Trägern, sowie die abschliessenden Wände im Kopf und am Heck nicht berücksichtigt. Demzufolge ist auch die Annahme, dass ein Träger je ein Viertel der Trägheitskräfte auf das Chassis übertragen soll, eher unrealistisch. Die Berechnung wurde dennoch durchgeführt, um ein Gefühl für die Grössenordnung der herrschenden Belastung zu erlangen.

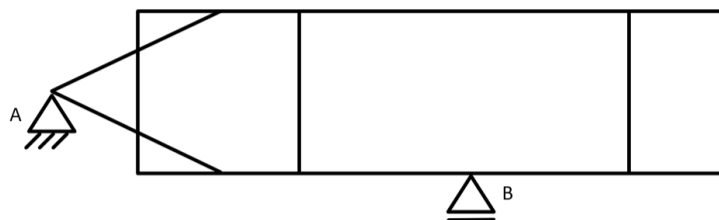


Abbildung 13: Lagerung des idealisierten Solar Butterfly

### Querkraft- und Biegemomentenverlauf - Biegebalken

Aus der Massenverteilung und der Beschleunigung können die Lagerreaktionen sowie die Trägheitskräfte berechnet werden. Der daraus resultierende Querkraft- und Biegemomentenverlauf

ist in der Abbildung 15 dargestellt.

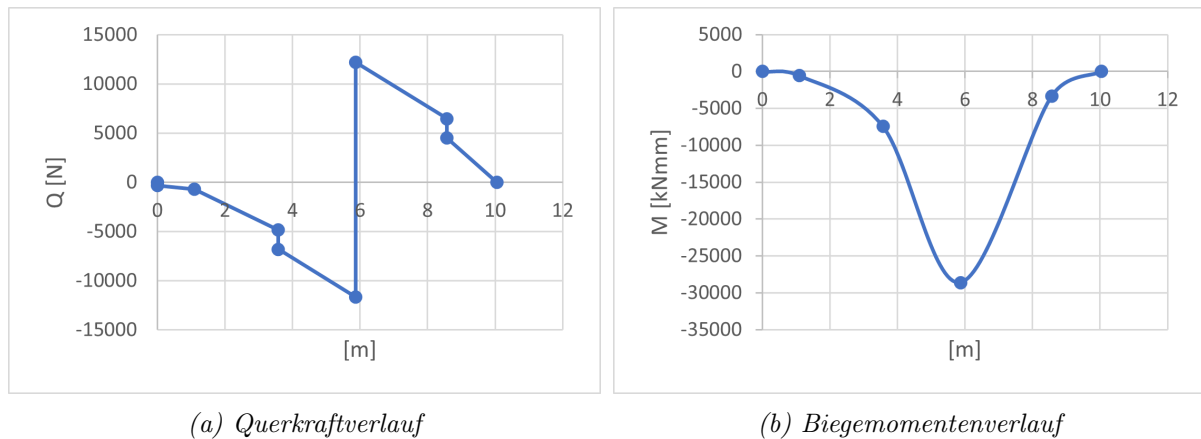


Abbildung 14: Querkraft- und Biegemomentenverlauf des als Biegebalken idealisierten Solar Butterfly im Lastfall der lateralen Beschleunigung

### Kräfte und Spannungen

Die Kräfte und Spannungen werden analog zum Kapitel 4.2 *Vertikale Beschleunigung* berechnet. Bei einem Maximalen Biegemoment von 29'000 kNm ergeben sich Spannungen von 9 MPa im Chassis, sowie 3 MPa in den Dachträgern. Sie entsprechen Kräften von 11.7 kN, respektive 0.7 kN. Der maximale Schubfluss infolge der Querkraft ergibt sich zu  $2.65 \frac{N}{mm}$

### Spannungen in den Trägern

Aus der Masse des Aufbaus, der wirkenden Beschleunigung und der Höhe des Profils kann die Streckenlast pro Träger ermittelt werden, woraus wiederum der Querkraft- und Biegemomentenverlauf bestimmt werden kann. Dieser ist in der Abbildung 15 dargestellt. Mit dem angenommenen Trägerprofil (vgl. Kapitel KAPITEL) ergeben sich maximale an Spannungen an der Einspannung von 15 MPa.

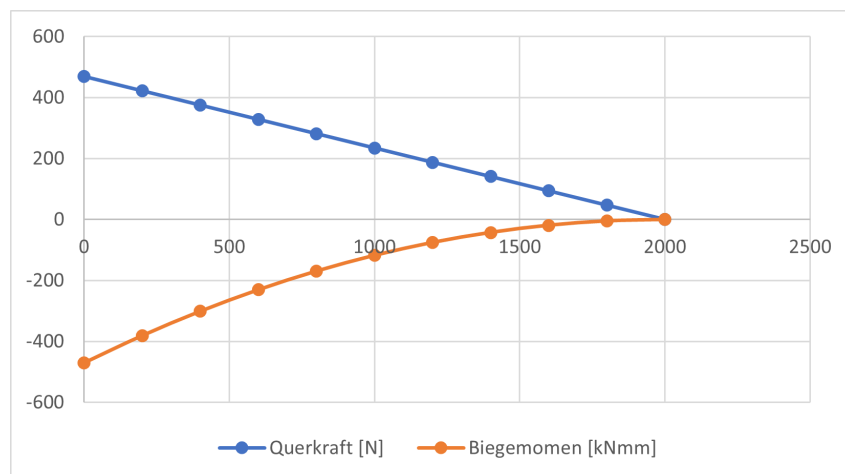


Abbildung 15: Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung

## 4.5 Rotatorische Beschleunigung

### Idealisierung

Um die Schubflüsse in den Wänden des Solar Butterflys, entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung, berechnen zu können, wird der Solar Butterfly idealisiert als Torsionsbalken betrachtet. Das Kräftegleichgewicht der Idealisierung ist der Abbildung 16 zu entnehmen. Um auf das Torsionsmoment, welches nötig ist um die rotatorische Beschleunigung aus dem Lastfall 1.5 *Rotatorische Beschleunigung* zu erreichen, schliessen zu können, wird das Massenträgheitsmoment berechnet. Dabei wird der Solar Butterfly in die beiden Bereiche *Chassis* und *Aufbau* aufgeteilt (Vgl. Abbildung 16). Es wird vereinfacht angenommen, dass die Masse des jeweiligen Bereiches auf dessen Querschnittsfläche homogen verteilt ist. Dank dieser Annahme lässt sich das Massenträgheitsmoment, unter berücksichtigung des Satzes von *Steiner*, wie folgt berechnen.

$$I_{rot} = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (Höhe^2 + Breite^2) + m \cdot r^2 \quad (19)$$

Das Torsionsmoment ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$M_t = I_{rot} \cdot \alpha \quad (20)$$

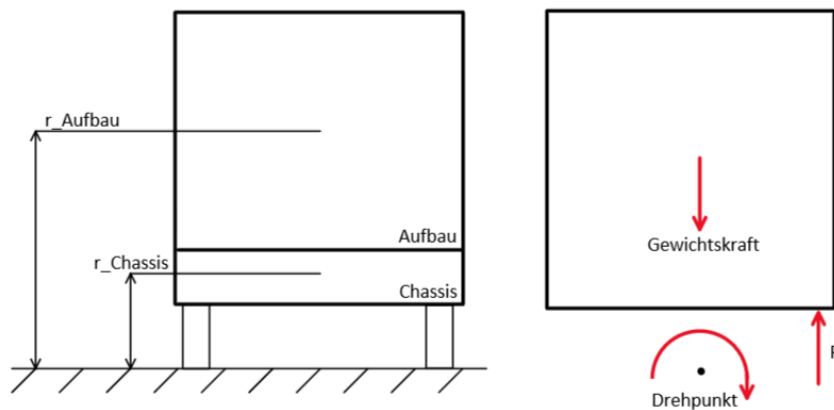


Abbildung 16: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

### Berechnung

Bei einem Massenträgheitsmoment von rund  $8700 \text{ kg m}^2$  resultiert ein Torsionsmoment von  $38'400 \text{ kNm}$ . Wird dies nun in die Kraft  $F$  (vgl. Abbildung 16) umgerechnet, ergibt sich eine Kraft von ca.  $43 \text{ kN}$ . Als Vergleich dazu steht die Kraft von  $37 \text{ kN}$ , welche aus der vertikalen Beschleunigung von  $2.5 \text{ g}$  (Lastfall 1.1 *Vertikale Beschleunigung* + Erdbeschleunigung) entsteht.

Um die aus dem Torsionsmoment resultierende Schubflüsse zu berechnen, wird der Solar Butterfly, gemäss Abbildung 17, in vier Abschnitte eingeteilt. Ebenfalls in dieser Abbildung dargestellt ist das schematisch dargestellte angreifende Torsionsmoment (schwarzer Pfeil) und die aus der Trägheit resultierenden Reaktionsmomente (rote Pfeile). Für jeden dieser vier Abschnitte wird, unter berücksichtigung der Massenverteilung, das Massenträgheitsmoment berechnet, um auf den Momentenverlauf schliessen zu können, welcher in der Abbildung 18 dargestellt ist.



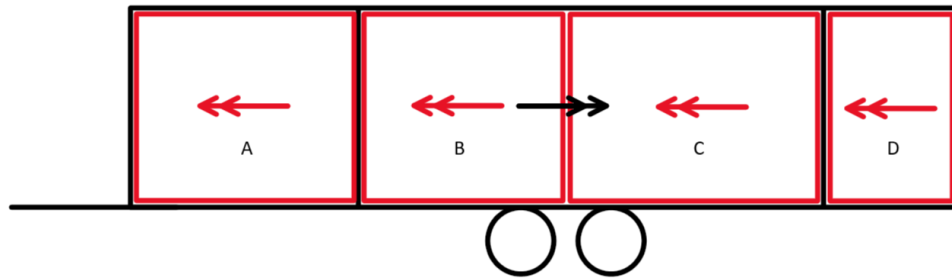


Abbildung 17: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

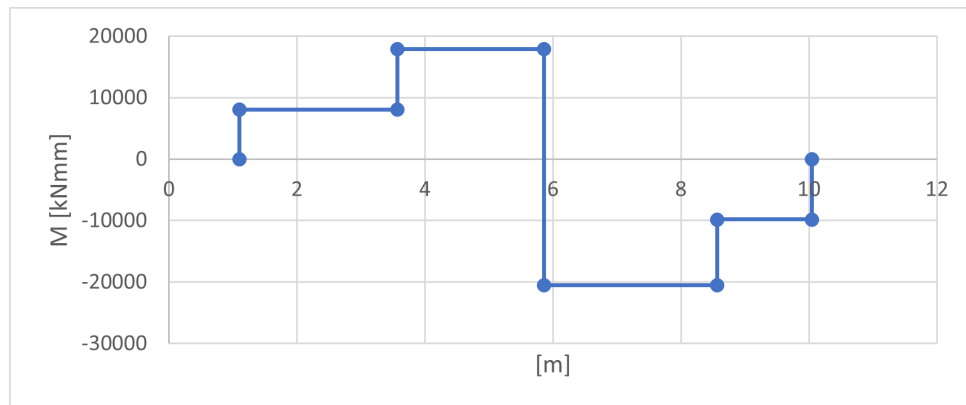


Abbildung 18: Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Ahnand der Torsionsmomente pro Abschnitt kann wiederum die Schubflüsse geschlossen werden, welche mit der Formel 21 berechnet werden können.

$$q = \frac{M_t}{2 \cdot A_m} \quad (21)$$

Wobei  $A_m$  für die Bred'sche Fläche steht. Die Schubflüsse und Momente je Abschnitt können aus der Tabelle 6 entnommen werden.

Tabelle 6: Torsionsmomente und Schubflüsse entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung

Feld	Torsionsmoment [kNmm]	Schubfluss [N/mm]
A	8047	0.81
B	9880	1.00
C	10706	1.08
D	9811	0.99

## 5 Dimensionierung

Dieses Kapitel stellt eine Zusammenstellung der ausgelegten Komponenten dar. Es wird beschrieben, wie die Komponenten ausgelegt, und welche Überlegungen bei der Auslegung gemacht wurden. Die Berechnungen wurden mit einer Excel-Tabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang ANHANG einsehbar ist.

Iterativer Prozess mit Excel.

### 5.1 Boden

Der Fussboden des Solar Butteflys soll als Sandwichstruktur realisiert werden, wobei als Deckschicht Aluminiumblech und als Kern geschäumtes Ocean-PET verwendet werden soll. Der Fussboden muss die Personenlasten aufnehmen und auf das Chassis übertragen. Weiter sieht das zum Zeitpunkt der Durchführung dieser Arbeit verfolgte Konzept vor, dass die Seitenmodule während der Fahrt über den Boden mit dem Rest der Struktur verbunden und befestigt werden. Im Rande des Bodens sollen abschnittsweise Aluminiumprofile oder Purenit-Schaum eingebettet werden, an welchen die Seitenmodule befestigt werden können.

Zu Beginn der Ausarbeitung des Konzeptes wurden umrahmende Aluminiumprofile aus dem Fahrzeugbau zur Konstruktion in Betracht gezogen, welche auf Platten mit einer Dicke von 25 mm passen. Eine erste Annahme der Dicke des Bodens wurde so getroffen, dass diese in die besagten Profile passen. Über eine Absprache mit einem Experten aus dem Wohnmobilmobilbau wurde in Erfahrung gebracht, dass in Wohnmobilen häufig Fussböden mit einer Dicke von 30 mm, mit einer Dicke der Deckschichten von 1 mm, verbaut werden. [QUELLE] Weiter wurde mitgeteilt, dass die erste Abschätzung der Dicke von 25 mm eine plausible sei und weiterverfolgt werden soll.

Um die getroffene Annahme zu überprüfen und die Dicke der Deckschichten zu bestimmen, wurden für zwei Belastungsfälle Berechnungen angestellt. Die unterschiedlichen Belastungsfälle sowie deren Idealisierungen der Lagerung und Krafteinleitung sind in der Abbildung 19 dargestellt. Die Beiden Lager A und B stellen dabei die beiden Längsträger des Chassis dar.

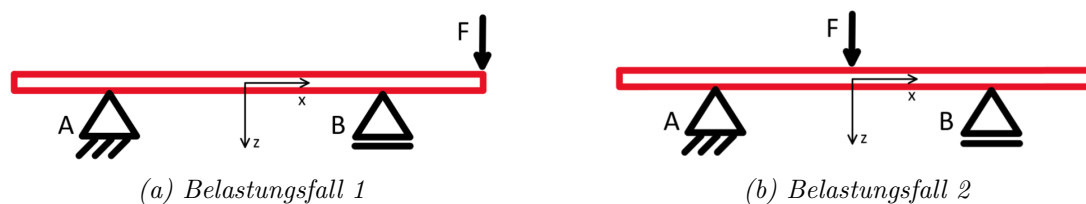
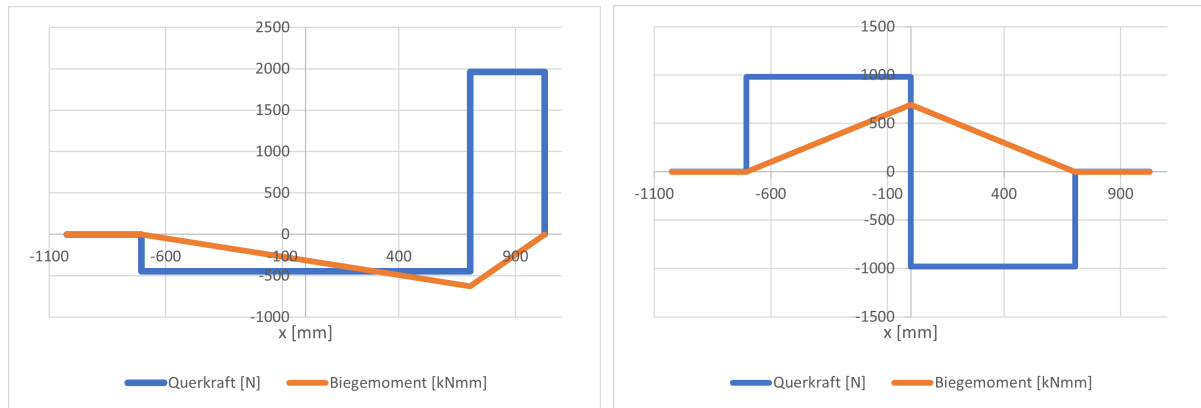


Abbildung 19: Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen

Als Belastung wird eine Masse von 200 kg gewählt, welche auf einen 1000 mm langen Bodenabschnitt eingeleitet wird. Der Boden hat eine Breite von 2050 mm und der Abstand zwischen den Lagern beträgt 1410 mm. Als Kernmaterial wird das leichteste dem Projekt zur Verfügung stehende Schaummaterial *Airex T92.60* verwendet. Das technische Datenblatt des Materials ist im elektronischen Anhang ANHANG zu finden. In der Abbildung 20 sind die Querkraft- und Biegemomentenverläufe der beiden Belastungsfälle dargestellt.

Mit einer Deckschicht von 0.36 mm Dicke wird im Belastungsfall 2, gemäss der Formel 2, eine Spannung von 80 MPa erreicht, was dem Design-Allowable von Aluminium entspricht. Die Druckspannungen, welche an den Auflageflächen der Bodenplatte auf den Chassis herrschen, liegen tiefer als 0.1 MPa und stellen keine kritischen Spannungen für das Kernmaterial dar. Weiter



(a) Belastungsfall 1

(b) Belastungsfall 2

Abbildung 20: Querlast- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten

stellen das Schubbeulen der Kernschicht sowie das Knittern der Deckschicht keine Gefahren dar. Sie treten bei Spannungen von 248, respektive 168 MPa auf (aus den Formeln 8 und 9).

Als Missbrauchslastfall wird das Betreten des Bodens einer Person welche “spitze Schuhe” trägt betrachtet. Steht eine 75 kg schwere Person auf einer Querschnittsfläche von  $1000 \text{ mm}^2$  (Kreisfläche mit einem Durchmesser von rund 35 mm), wird die minimal erreichbare Druckfestigkeit des Kernmaterials von 0.75 MPa überschritten. Durch die mittragenden Deckschichten ist die effektiv belastete Querschnittsfläche des Kernmaterials jedoch grösser und die Belastung entsprechend kleiner. Dennoch ist es wahrscheinlich, dass im Verlaufe der Lebensdauer des Solar Butterflies ungünstigere Umstände eintreffen und dadurch höhere Belastungen erreicht werden, wodurch der Boden Schaden nehmen könnte. Die Verwendung des nächst festeren Kernmaterials (Minimale Druckfestigkeit von 1.1 MPa) würde das Risiko eines Schadens reduzieren, hätte jedoch eine Erhöhung des Gewichtes von rund 20 kg zur Folge. (Berechnet mit  $40 \text{ m}^2$  Bodenfläche.)

Von der Firma 3A-Composites wird empfohlen, Deckschichten mit einer Dicke von 1 mm zu verwenden, da gute Erfahrungen mit dieser Dicke gemacht wurden. Weiter wurden Bedenken bezüglich der Verwendung dünneren Deckschichten geäußert. Da das Überschreiten des Gewichtslimits des Solar Butterflies ein Projektrisiko darstellt, wird, um das Gewicht zu reduzieren, von der Empfehlung abgewichen und dünnere Deckschichten verwendet. Auf der Unterseite des Bodens wird eine Dicke von 0.6 mm und auf der begehbaren Oberseite eine Dicke von 0.8 mm gewählt. Mit dieser Wahl der Dicken der Deckschichten kann das Gewicht des Bodens, im Vergleich zu beidseitig 1 mm dicken Deckschichten, um rund 65 kg reduziert werden.

Ein weiterer Aspekt des Bodens, welcher berücksichtigt wird, ist dessen Nachgiebigkeit unter Belastung. Der Boden soll sich beim Begehen nicht zu stark verformen.<sup>1</sup> Mit den gewählten Dicken der Deckschichten und der zuvor erwähnten Belastung von 200 kg, würde eine Kernschicht mit einer Dicke von rund 11.5 mm genügen, um die Design-Allowables der Deckschichten nicht zu überschreiten. Der Boden würde sich bei dieser Wahl jedoch um 22 mm Durchbiegen. Bei einer Dicke des Bodens von 25 mm (Dicke des Kernes von 23.6 mm) verformt sich der Boden maximal lediglich um rund 6 mm (Belastungsfall 2), was als zulässig beurteilt wird.

Bei der Wahl des leichten Kernmaterials und den dünnen Deckschichten wird, da viel Gewicht

<sup>1</sup>Für die Verformbarkeit des Bodens wurde keine klare Anforderung definiert. Die zulässige Verformbarkeit wird nach eigenem Ermessen abgeschätzt.

gespart werden kann, bewusst ein Risiko eingegangen. Es ist wahrscheinlich, dass der Boden im Verlauf der Lebensdauer des Solar Butterflys Schaden, in Form von eingedrückten Stellen, nehmen wird. Dabei wird sich auf die geäußerten Bedenken von *3A-Composites* gestützt. Die Auswirkungen eines solchen Schadens sind jedoch gering. So stellen zufällige Schäden, auf Grund der überdimensionierten Deckschichten (überdimensionierten im Vergleich zu 0.36 mm), keine Gefahr für die Integrität der Gesamtstruktur dar. Weiter können die eingedrückten Stellen mit geringem Aufwand mit einer Spachtelmasse oder Füller ausgebessert werden, sodass der Solar Butterfly weiterhin optisch ansprechend bleibt. Die soeben beschriebene Situation und gefasste Entscheidung wurde mit *Palmer* besprochen und gut geheissen.

## 5.2 Dach - mittleres Raumelement

Das Dach des mittleren Raumelementes besteht aus zwei Aluminium-Rechteckprofilen und vier Solarpanelen, welche auf die Längsträger geklebt werden. Die Solarpanelen ihrerseits sind 14.5 mm dicke Sandwichkonstruktionen bestehend aus PET-Schaum und Deckschichten aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK). Das Dach hat eine Breite von 2.1 Meter und eine Länge von rund 5.3 Meter. In der Abbildung 21 ist das mittlere Raumelement des Solar Butterflys dargestellt.

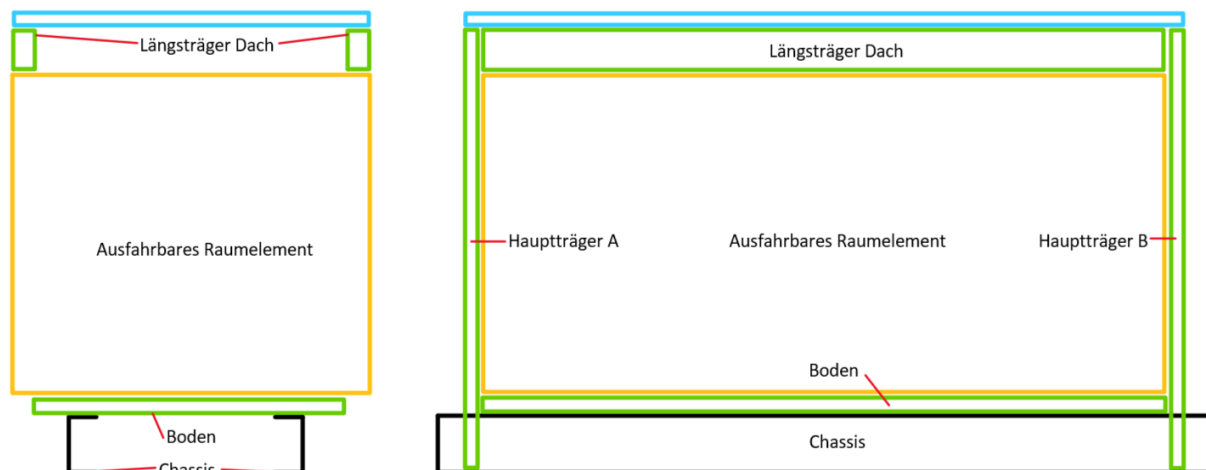


Abbildung 21: Darstellung des mittleren Raumelementes

Die Längsträger des Daches werden so ausgelegt, dass die Verformung des Daches durch dessen Eigengewicht die Funktion der Ausfahrmodule nicht einschränkt. Es wird von einer maximal zulässigen Verformung von 30 mm ausgegangen. Um die Verformung des Daches zu berechnen wird die Biegesteifigkeit des Daches gemäss der Formel 17, unter Berücksichtigung der unterschiedlichen Steifigkeiten der Materialien, berechnet. Dabei wird 50% der Breite der Panels als mittragend berücksichtigt. Als Belastung wird das Eigengewicht als Flächenlast eingeführt. Bei der Wahl des Profiles gilt es, dessen Höhe minimal zu halten, da die Höhe der Längsträger direkt die Höhe der ausziehbaren Raumelemente reduzieren.

Bei der Wahl eines Profiles mit 40 mm Höhe, 25 mm Breite und einer Wandstärke von 2 mm, hängt das Dach bei einer gelenkigen Lagerung (vgl. Abbildung 22) um 40 mm durch. Um die Spannungen in den Längsträgern und der oberen Deckschicht der Panels zu berechnen, wurden die Lagerkräfte sowie der Querkraft und Biegemomentenverlauf berechnet, welcher in der Abbildung 23 abgebildet ist. Gemäss der Formel 18 ergeben sich in den Längsträgern maximale Zugspannungen von 19 MPa und in den Deckschichten der Panels Druckspannungen von 2.2

MPa.

Bei einer zusätzlichen Belastung von rund 370 kg, gleichmässig verteilt auf die Fläche des Daches, wird in den Längsträgern die zulässige statische Spannung von 160 MPa erreicht. Die Spannungen in der oberen Deckschicht der Solarpanele ergibt sich zu 19 MPa. Die zusätzliche Belastung könnte z.B. aufgrund von Schneefall auftreten.

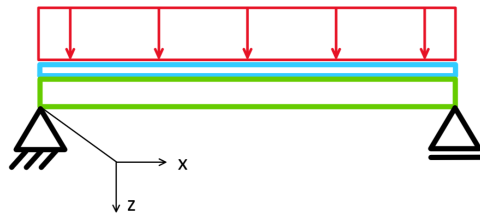


Abbildung 22: Idealisierung des Daches

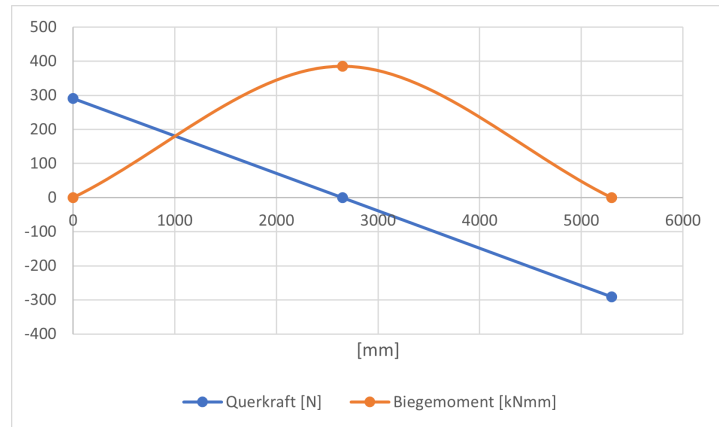


Abbildung 23: Querkraft- und Biegemomentenverlauf

### 5.3 Solarpanelen - Reihe D

Die Äusserste Reihe der Solarpanelen werden über Teleskopscharniere befestigt und mittels einem Pneumatikzylinder ausgeschoben. Um *Bacher* bei der Auswahl der Teleskopscharniere zu unterstützen wurden Handrechnungen und einige einfachere FEM-Analysen mit jeweils unterschiedlicher Lagerungen durchgeführt. Ausgelesen wurden die totalen Verformungen sowie die unterschiedlichen Lagerreaktionen. Die entsprechenden FEM-Dateien sind im elektronischen Anhang ANHANG angefügt.

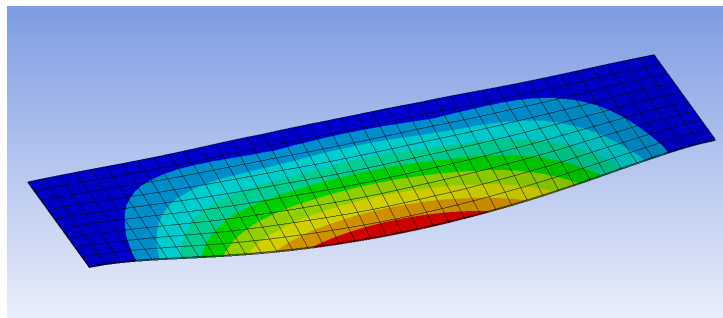


Abbildung 24: Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpanele Reihe D

## 6 Globales FEM

Wie in der Aufgabenstellung beschrieben, soll zur Überprüfung der Handrechnungen und zur Bestimmen des Lastpfades ein globales FEM-Modell zur Anwendung kommen. In diesem Kapitel wird nun beschrieben, wie dieses FEM-Modell aufgesetzt und welche vereinfachende Annahmen getroffen werden. Weiter werden die Ergebnisse der Simulationen aufgeführt und mit den Handrechnungen verglichen und beurteilt.

Analog zu den Handrechnungen werden vier verschiedene FEM-Berechnungen durchgeführt welche jeweils ein Lastfall der Beschleunigung des Modus A genauer untersuchen.

Mit dem globalen FEM-Modell sollen folgende Punkte bestimmt werden:

- Lagerreaktionen
- Maximale Axialkräfte, Querkräfte und Biegemomente in Chassis, Dach und den Trägern A und B
- Kontaktreaktion: Chassis zu Träger A und B
- Kontaktreaktion: Chassis zu Boden
- Deformation

### 6.1 Idealisierung und Modell

Das FEM-Modell des Solar Butterflies wird, wie in den Handrechnungen, mit Balken und Schalen idealisiert. Das Chassis, die Deichsel, die Träger A und B sowie die Dachträger werden als Balkenelementen (Beam) mit den entsprechenden Querschnitten modelliert. Die Wände, Dächer und der Boden werden als Schalenkörper (Shell) modelliert, wobei den Schalenkörper jeweils ein Lagenaufbau (Layered Section) zugewiesen wird, welcher ihre Sandwichbauweise nachstellt. In der Abbildung 25 ist das komplette Modell des Solar Butterflies dargestellt. In der Abbildung 26 wurden die Schalenkörper ausgeblendet, sodass nur die Balken sichtbar sind.

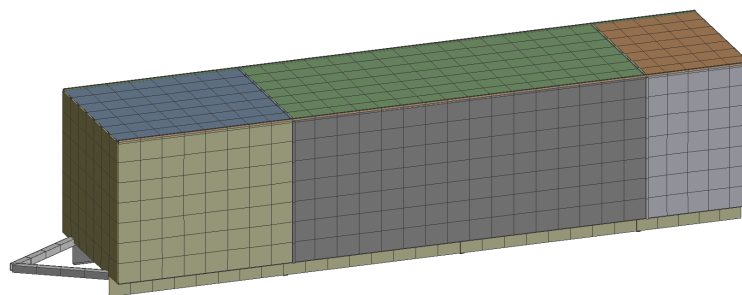


Abbildung 25: Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell

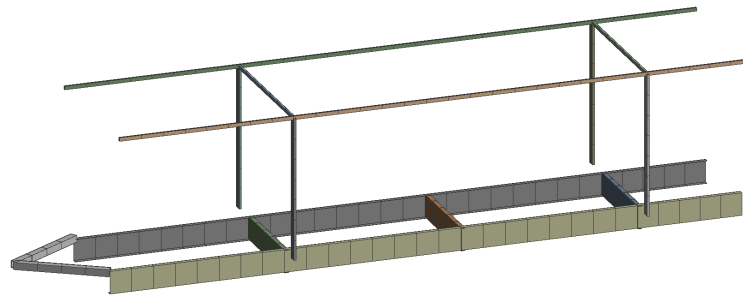


Abbildung 26: Darstellung der als Balken idealisierten Körper

Um die Masse des Solar Butterflys modellieren zu können, werden, zusätzlich zu den Massen der modellierten Bauteilen, Punktmassen (Point Mass) eingeführt. Es werden für die drei Raumelemente Küche, Mittelkörper und Bad je eine Punktmasse definiert, deren Masse und Trägheitsmomente mit der Hilfe der Massenverteilung aus dem Kapitel 4.1 bestimmt werden. In der Abbildung 27 sind die Verbindungen der Punktmassen mit dem Rest des Modelles dargestellt. Sie werden über das Chassis, die Träger A und B, sowie über die Verbindungsstellen zwischen den Wänden und dem Boden getragen.

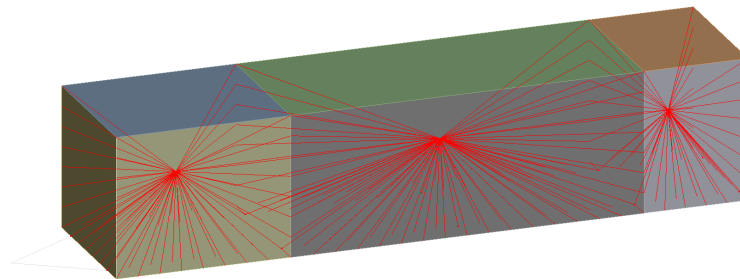


Abbildung 27: Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles

Die Deichsel, Längsträger und Querträger des Chassis werden durch das Zusammenführen der deckungsgleichen Knoten miteinander verbunden (Node Merge). Auf die selbe Art und Weise werden die Träger A und B, die Träger des Daches sowie der Boden, die Wände und das Dach des Aufbaus miteinander verbunden. Der verbundene Aufbau wiederum wird auf zwei Arten mit dem Chassis verbunden. Einerseits werden die Träger A und B über einen *Fix-Joint* (Body-Body Verbindung, alle Freiheitsgrade eingeschränkt) an ihrem untersten Knoten mit dem Chassis verbunden. Weiter wird der Boden über *General-Joint*-Verbindungen<sup>2</sup> (Body-Body Verbindung, die rotatorischen Freiheitsgrade sind frei, die translatorischen eingeschränkt.) mit den Längsträgern des Chassis verbunden. Insgesamt ist der Boden an jedem Längsträger über 30 Knotenverbindungen mit dem Chassis verbunden. Sie repräsentieren die Klebestellen zwischen Boden und Chassis. Mit dem Auslesen der Kraftreaktionen dieser beiden Verbindungen können Aussagen bezüglich der Verbindung zwischen den Trägern A und B und dem Chassis, sowie auch der Klebestelle zwischen dem Chassis und Boden gemacht werden.

<sup>2</sup>Die General-Joints wurden mit der Hilfe einer *Named Selections* und der *Object Generator* Funktion erstellt. Die Kraftreaktionen wurden durch die Parametrisierung der Ergebnisse ausgelesen.

In allen folgenden beschriebenen FEM-Simulationen ist der Solar Butterfly analog zu den Handrechnungen im Kapitel 4.3 (Lastfall 1.1 *Vertikale Beschleunigung*) gelagert. Am Spitz der Deichsel sind die rotatorischen Freiheitsgrade frei, die translatorischen jedoch eingeschränkt. An der Achse wird lediglich die Verschiebung in x-Richtung (Fahrtrichtung) zugelassen.

## 6.2 Ergebnisse

Im Anhang E.1 sind die Ergebnisse der FEM-Berechnungen tabellarisch festgehalten. Sofern für die ausgelesenen Größen Handrechnungen durchgeführt wurden, sind deren Ergebnisse ebenfalls in den besagten Tabellen zu finden, sodass diese direkt mit den Ergebnissen der FEM-Berechnungen verglichen werden können. Die Schnittkräfte und Kontaktreaktionen der Tabellen beziehen sich jeweils auf einen einzelnen Balken oder Verbindungsstelle. Die Kontaktreaktion zwischen Chassis und Boden bezieht sich auf eine einzelne Knotenverbindung. Die in den Tabellen aufgeführten Werte stellen jeweils den Maximalwert dar.

Im Anhang E.2 sind Bilder, welche die Deformation des Solar Butterflys dokumentieren, zu finden. Die FEM-Datei ist im elektronischen Anhang ANHANG angefügt. Die Auswertung der Ergebnisse wurde mit einer Exceltabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang AHNAHNG zu finden ist.

### 6.2.1 Vergleich mit Handrechnungen

Im Lastfall 1.1 *Vertikale Beschleunigung* sind die berechneten Axialkräfte (15.8 kN) im Dach rund acht mal so hoch, wie jene des FEM-Modelles (1.9 kN). Dies ist vermutlich darauf zurück zu führen, dass das mittragende Dach, welches ebenfalls Axialkräfte aufnimmt, in den Handrechnungen nicht mit berücksichtigt wurde.

Im Lastfall 1.4 *Laterale Beschleunigung* sind die mit der FEM-Berechnung erhaltenen Axialkräfte im Chassis und den Längsträger des Daches gut drei mal höher als jene der Handrechnungen. Dies, da sich der Solar Butterfly unter lateraler Beschleunigung, nicht wie angenommen verbiegt, sondern verdreht. Die Art der Deformation ist ähnlich wie jene im Lastfall 1.5 *Rotatorische Beschleunigung* (vgl. Abbildungen 30 und 31 im Anhang E.2). Da diese grundlegende Annahme der Auswirkungen der Belastung (und der Deformation) falsch getroffen wurde, sind die Ergebnisse auch dem entsprechend unterschiedlich. Die erhaltenen Kräfte sind in ihrer Art vergleichbar mit jenen des Lastfalles 1.5 *Rotatorische Beschleunigung*, im Betrag liegen sie jedoch tiefer. Abschliessend kann zum Vergleich gesagt werden, dass die FEM-Ergebnisse plausibel sind.

### 6.2.2 Beurteilung Dach

In der folgenden Tabelle sind die Schnittgrößen der Träger des Daches enthalten.

Tabelle 7: Schnittgrößen des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen

	Einheit	1.1	1.3	1.4	1.5	Max	Min
Axialkraft	N	1949	1551	-1731	-2450	1949	-2450
Querkraft	N	108	55	14	32	108	14
Biegemoment	kNmm	17	17	9	19	19	9

Wie im Kapitel 5.2 beschrieben, ist das dimensionierende Kriterium des Daches dessen Verformung aufgrund des Eigengewichtes. Dem entsprechend stellen die in der Tabelle 7 aufgeführten Schnittgrößen keine kritischen Lasten dar.



Das Potential der Gewichtsoptimierung wird als gering eingestuft. Auch wenn die Träger des Daches global gesehen überdimensioniert sind, werden über sie, im eingefahrenen Zustand, die ausfahrbaren Seitenmodule befestigt und gesichert. Würde ein anderes Konzept zur Versperrung der ausfahrbaren Seitenmodulen ausgearbeitet, könnte das Dach eventuell auf eine andere Weise versteift (z.B. mit aufgeklebten CFK-Hutprofilen) und die Dachträger weggelassen werden.

Wird vom jetzigen Konzept noch weiter abgewichen und das Konzept des unterbrochenen Daches (4 GFK-Sandwichpanelen à ca. 2 x 1.3 m im Mittelkörper) verworfen, gäbe es allenfalls die Möglichkeit, ein durchgehendes Dach in Sandwichbauweise zu verwenden. Dieses könnte, ähnlich wie der Boden, mit Ocean-PET und Aluminium Deckschichten in einem Stück gefertigt und mit Hartschaum-Einsätzen und Verstärkungen individuell angepasst und optimiert werden. Der Nachteil dieses Konzeptes ist jedoch, dass nicht die Standard-Solarmodule verwendet werden können, welche von Beginn an des Projektes als vorgegeben betrachtet wurden (Sponsoring). Es stellt sich entsprechend die Frage, *wer* und *wie* die Solarzellen auf das Dach laminiert werden, da diese nicht direkt im Herstellungsprozess der Sandwichkonstruktion mitlaminiert werden können. Dass die Solarzellen unter Umständen "von Hand" auf das Dach laminiert werden müssen, könnte sich aufgrund der Flexibilität bezüglich Dimensionen und Verkabelung, auch als Vorteil erweisen. Als weiterer Vorteil ist zu ergänzen, dass die Verbindungsstellen zwischen den Solarpanelen und Träger, sowie zwischen den einzelnen Solarpanelen, wegfallen würden.

Auch wenn die Gewichtsersparnisse vermutlich gering sind (oder wohl möglich auch nicht vorhanden sind), würde die Komplexität des Daches potenziell reduziert werden können.

### 6.2.3 Beurteilung Träger A und B

In der Tabelle 8 sind die maximalen Schnittgrößen der Träger A und B zusammengestellt.

*Tabelle 8: Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen*

	Einheit	1.1	1.3	1.4	1.5	Max	Min
Axialkraft	N	-10846	1551	2654	-4066	2654	-10846
Querkraft	N	93	55	1071	1311	1311	55
Biegemoment	kNmm	326	17	639	788	788	17

Die maximale Axialkraft von -10.8 kN hat, bei einer Querschnittsfläche eines Trägers von rund  $1180 \text{ mm}^2$ , Druckspannungen von 9.2 MPa zur Folge. Die Gefahr des Knickens ist nicht vorhanden, da die Träger auf mindestens zwei Seiten über die Wände gestützt werden und die Druckbelastung im Verhältnis zum Flächenträgheitsmoment des Trägers eher tief ist (Knickung nach Euler). Das Maximale Biegemoment von 772 kNmm führt, bei einem minimalen Widerstandsmoment von  $11900 \text{ mm}^3$ , zu Spannungen in der Höhe von 65 MPa.

Ob die Dimensionen der Träger A und B optimal gewählt wurden lässt sich anhand der FEM-Ergebnissen nicht beurteilen, da angenommen wird, dass die dimensionierenden Belastungen während dem Ausfahren der Seitenmodule (Modus B3) auftreten. Wie im Kapitel KAPITEL vorgeschlagen, wird unter anderem empfohlen in einem weiteren Schritt ein globales FEM-Modell für den Modus B3 zu erstellen und dieses zu analysieren. Es kann jedoch gesagt werden, dass die überprüften Lastfälle keine kritischen Belastungen für die Träger A und B darstellen, diese jedoch auch nicht überdimensioniert sind. Dem entsprechend kann das Potential zur Gewichteinsparung nur bedingt abgeschätzt werden.

### 6.2.4 Verbindung Boden zu Chassis

In der folgenden Tabelle sind die maximalen Kontaktreaktion der Verbindung zwischen Chassis und Boden zu finden.

*Tabelle 9: Schnittgrößen und Spannungen der Verbindung zwischen Chassis und Boden in den unterschiedlichen Lastfällen*

	Einheit	1.1	1.3	1.4	1.5	Max
Normalkraft (Zug)	N	883	288	1942	3118	3118
Schubkraft (xz-Ebene)	N	9933	1731	10972	10761	10972
Normalspannungen	MPa	0.05	0.02	0.11	0.17	0.17
Schubspannungen	MPa	0.56	0.10	0.61	0.60	0.61

Wird die Klebefläche des Chassis auf die 60 Knotenverbindungen verteilt ergibt sich eine Fläche von  $17880 \text{ mm}^2$  pro Verbindung. Mit den in der Tabelle 9 angegebenen Kontaktreaktionen ergeben sich somit maximale Normalspannungen von 0.17 MPa und maximale Schubspannungen von 0.61 MPa pro Verbindungsabschnitt. Die Normalspannungen liegen unterhalb den Design-Allowables und die Schubspannungen deutlich darüber. Hierbei muss jedoch angemerkt werden, dass aufgrund der mangelnden Auflösung (30 Knoten pro Längsträger des Chassis verteilt auf ca. 9 m) lokal die Spannungen deutlich höher liegen könnten und dass das verwendete Modell nicht geeignet ist um diese Spannungskonzentrationen zu erkennen.

Würde die FEM-Berechnung erneut durchgeführt werden, wird empfohlen, das Chassis mittels Schalenkörper zu modellieren, wodurch eine Kontakt-Verbindung (an Stelle einer Joint-Verbindung) verwendet werden könnte. Eine weitere Möglichkeit wäre, die Klebeverbindung mittels MPC-Kontakten (MPC184 Element) mit definierbarer Steifigkeit zu modellieren, was als eine exaktere Modellierung beurteilt wird.

Um die erhaltenen Spannungen in der Klebeverbindung besser beurteilen zu können, müssten unterschiedliche Klebstoffe in betracht gezogen und deren Design-Allowables bestimmt werden. Auch wenn bessere Klebstoffe gefunden werden könnten, ist die Klebeverbindung, aufgrund der vielen unbekannten Größen und mangelnder Erfahrung, als Risiko zu betrachten. Für das weitere Vorgehen wird empfohlen auf eine alternative Verbindungsmethode zu wechseln oder Personen und Firmen mit Erfahrungen auf diesem Gebiet bei zu ziehen.

### 6.2.5 Verbindung Träger A und B zu Chassis

Max. Normalkräfte nach äussenünd nach vorne Max. Biegemoment nach äussenünd nach vorne  
Keine klaren aussagen, das die Verbingung nicht gerade der Realität entsprechen.

Detaillierteres FEM-Modell. Evtl. direkt mit der Modellierung des Lastfalles 3B wie bei den Träger.

*Tabelle 10: Maximale Axialkräfte und Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen*

Lastfall / Träger	Axialkräfte [N]				Biegemomente [N]			
	x	y	z	total	x	y	z	total
1.1 A	56	2086	323	2111	735	19	2	735
1.1 B	96	664	79	674	234	33	14	237
1.2 A	56	2086	323	2111	735	19	2	735
1.2 B	96	664	79	674	234	33	14	237
1.4 A	237	3527	1748	3935	1919	71	101	1923
1.4 B	720	4180	1711	4565	2092	246	94	2109
1.5 A	372	5442	2372	5937	2754	112	162	2761
1.5 B	1289	6335	2265	6840	2983	444	156	3020
Max	1289	6335	2372	6840	2983	444	162	3020

*Tabelle 11: Maximale Axialkräfte in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen*

Lastfall / Träger	Einheit	x	y	z	total
1.1 A	N	56	2086	323	2111
1.1 B		96	664	79	674
1.2 A		56	2086	323	2111
1.2 B		96	664	79	674
1.4 A		237	3527	1748	3935
1.4 B		720	4180	1711	4565
1.5 A		372	5442	2372	5937
1.5 B		1289	6335	2265	6840
Max		1289	6335	2372	6840

*Tabelle 12: Maximale Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen*

Lastfall / Träger	Einheit	x	y	z	total
1.1 A	kNmm	735	19	2	735
1.1 B		234	33	14	237
1.2 A		735	19	2	735
1.2 B		234	33	14	237
1.4 A		1919	71	101	1923
1.4 B		2092	246	94	2109
1.5 A		2754	112	162	2761
1.5 B		2983	444	156	3020
Max		2983	444	162	3020

## 6.2.6 Deformationen

Die FEM-Berechnungen zeigen, dass das Chassis, im Bezug auf das Übernehmen von Lasten, eine wichtigere Funktion übernimmt, als zuvor angenommen. Die Funktion des Aufbaus wurde wiederum überschätzt. Diese Feststellung lässt sich unter anderem an den Abbildungen ?? und

?? anhand den Deformationen erkennen. Das Chassis verformt sich reaktiv stark, während der Aufbau seine rechteckige Form nahezu bei behält. Besonders in den Lastfällen der lateralen und rotatorischen Beschleunigung ist zu erkennen, dass sich lediglich das Chassis stark verdreht, und nicht wie angenommen der komplette Körper. Dies zeigt, dass die Eigenschaft des Chassis bezüglich Steifigkeit, im Vergleich zum Aufbau, eine entscheidende Rolle spielt.

Es ist jedoch nicht klar, ob dieses Ergebniss zum Teil auch auf die Art der Einbindung der Punktmassen zurück zu führen ist. Oder anderst ausgedrückt: es ist nicht klar, ob das selbe Ergebnis erzielt werden könnte, wenn die Massen realitätsgetreuer modelliert und ins Modell eingebunden worden wären. So befindet sich in der Realität ein grösserer Teil der Masse, in Form der ausfahrbaren Solarmodulen und den dazugehörigen Antriebselementen, an den Wänden des Solar Butterflys und nicht, wie modelliert, in den Zentren der Raumelemente. Die Masse der ausfahrbaren Solarmodulen muss über die Wände und Träger A und B, zu einem gewissen Ausmass auch über das Dach, getragen und dessen Trägheitskräfte auf das Chassis übertragen werden. Die Punktmassen sind jedoch fast ausschliesslich direkt über das Chassis und die Träger A und B befestigt worden. Durch eine exaktere Verteilung und Einbindung der Massen ins Modell, würde sich der Lastpfad entsprechend verändern, was andere FEM-Ergebnisse hervor bringen würde. Es ist wahrscheinlich, dass der Aufbau in der Realität eine tragendere Funktion übernimmt, als dies durch die FEM-Berechnungen gezeigt wird und dass dessen Deformation stärker ausfallen würde.

Auch wenn mit einer exakteren Modellierung gezeigt werden könnte, dass der Aufbau eine wichtigere Rolle übernimmt als dies durch die vorliegenden FEM-Berechnungen nahe gelegt wird, steht fest, dass die Eigenschaften des Chassis das Verhalten des Solar Butterflys dominieren.

Das Gewicht des Chassis beansprucht mit 650 kg ??? rund ein Viertel der Gewichtslimite für Europa von 2200 kg. Weiter handelt es sich beim Chassis um ein "Standard-Chassis", welches nicht spezifisch für die Anwendung in diesem Projekt ausgelegt und optimiert wurde. Ferner wird der Boden zur Zeit nicht optimal ausgenützt. So entspringt die dimensionierende Grösse des Bodens aus einem Missbrauchslastfall ("Spitzer Schuh") und nicht aus dessen Funktion als tragendes Strukturelement. In der Ausarbeitung des Konzeptes wurde der Boden als einzelnes Bauteil, und nicht, in Verbindung mit dem Chassis, als integraler Bestandteil der tragenden Struktur betrachtet. Folglich wird das grösste Potential zur Gewichtsreduktion im Bereich der Grundstruktur, in der Optimierung des Chassis in Kombination mit dem Boden gesehen.

Es ist zu vermuten, dass durch die Optimierung die Klebeverbindung zwischen Chassis und Boden noch stärker beansprucht werden würde, als dies bereits der Fall ist. Ob eine Klebeverbindung noch immer eine angemessene Wahl ist, müsste in der Optimierung genauer beurteilt werden.

## 7 Fazit

Vorgehen: Steifigkeiten von Chassis ermitteln: Research oder Auswertung bereits verwendeter Chassis von Geser. Steifigkeitskriterien bestimmen. Was ist überhaupt möglich? zum einen Verbindungsarten und Chassis. Wandstärken, aussparungen usw. Problematik: Wärmeausdehnung Verbindungsmethoden zwischen Boden und Chassis. Befragung von Leuten mit erfahrungen. Kleben, nieten usw???

Lastenheft eventuell durch Feder-Dämpfer modell überprüfen.

ermüdung nochmals abchecken. Nachweis erbringen usw.

Klar definieren was erlaubt ist und was nicht. Bei welchen Windgeschwindigkeiten muss zusammengeräumt werden? Wie müssen die Module ausgefahren werden? Wie handeln falls etwas nicht funktioniert? Potentiell gefährliche Situationen (durch Defekte) beschreiben. Wie müssen diese Situationen gehandhabt werden? z.B. was wenn ein Verschluss nicht schliessen kann?

Konzept zu wenig weit ausgearbeitet, dass diese Szenarien hätten bestimmt oder beschrieben werden können.

Für die Modellierung: Würde die FEM-Berechnung erneut durchgeführt werden, wird empfohlen, das Chassis mittels Schalenkörper zu modellieren, wodurch eine Kontakt-Verbindung (an Stelle einer Joint-Verbindung) verwendet werden könnte. Eine weitere möglichkeit wäre, die Klebeverbindung mittels MPC-Kontakten (MPC184 Element) mit definierbarer Steifigkeit zu modellieren, was als eine exaktere Modellierung beurteilt wird. (Aus Kap. Globales FEM)

## Teil II

# Anhang

## A Quellenverzeichnis

- [1] M. Huber, "Auslegung solar butterfly (globales cad)," *Bachelorarbeit, Hochschule Luzern*, 2021.
- [2] BAFU, "Klima: Das wichtigste in kürze," 2020.
- [3] L. Palmer, "Story "solartaxi"."
- [4] B. Klein, "Leichtbau-konstruktion dimensionierung, strukturen, werkstoffe und gestaltung,"
- [5] H. Wittel, D. Jannasch, J. Vokiek, and C. Spura, *Roloff/Matek Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung*. Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 23 ed., 2017.
- [6] V. Lüpplé, *Einführung in die Festigkeitslehre : Lehr- und Übungsbuch*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2016.
- [7] M. Niedermeier, "Vorlesung der eth zürich: Krafteinleitung und verbindungstechnik," Nov 2015.
- [8] R. Bärtsch, *Mechanik & Festigkeit - Festigkeitslehre*. 2 2019.
- [9] B. Harry, "Eth-skript,"

- [10] D. Zenkert, *An Introduction to Sandwich Construction*. EMAS Publishing, 1995.
- [11] D. García-Pozuelo, A. Gauchia, E. Olmeda, and V. Diaz, “Bump modeling and vehicle vertical dynamics prediction,” *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 6, 08 2015.
- [12] R. Janczur, “Vertical accelerations of the body of a motor vehicle when crossing a speed bump,” *The Archives of Automotive Engineering – Archiwum Motoryzacji*, vol. 67, no. 1, pp. 47–60, 2015.
- [13] T. Haniszewski and A. MICHTA, “Preliminary studies of vertical acceleration of a passenger car passing through the speed bump for various driving speeds,” *Transport Problems*, vol. 14, pp. 23–34, 03 2019.
- [14] R. Pidl, “Analytical approach to determine vertical dynamics of a semi-trailer truck from the point of view of goods protection,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 1922, no. 1, 2018.
- [15] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Beschleunigungstabelle.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [16] N. Kudarauskas, “Analysis of emergency braking of a vehicle,” *Transport*, vol. 22, no. 3, pp. 154–159, 2007.
- [17] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Bremstabelle A.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [18] W. Hugemann and M. Nickel, “Longitudinal and lateral accelerations in normal day driving,” in *6th International Conference of The Institute of Traffic Accident Investigators*, pp. 1–8, 2003.
- [19] J. Xu, K. Yang, Y. Shao, and G. Lu, “An experimental study on lateral acceleration of cars in different environments in sichuan, southwest china,” *Discrete Dynamics in Nature and Society*, vol. 2015, Mar 2015.
- [20] P. Sesar and A. Krecak, “Impact of wind bora on croatian highways and bridges,” *IABSE Symposium Report*, vol. 90, pp. 23–29, 01 2005.
- [21] M. Scarpignato, “When is it too windy to drive an rv?,” Nov 2020.
- [22] K. Beasley, “Can high winds flip over your rv?,” Apr 2017.

## B Abbildungsverzeichnis

1	Versagensarten in Sandwichbalken. (a) Fliessen/Bruch der Oberfläche, (b) Schubbruch, (c und d) Faltenbildung der Oberfläche, (e) allgemeines Knicken, (f) Scherfaltenbildung, (g) Beulen an der Oberfläche und (h) lokales Eindrücken. . . . .	6
2	Modus A . . . . .	10
3	Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel $\varphi$ . . . . .	13
4	Modi beim Ausfahren . . . . .	14
5	Modus C . . . . .	15
6	Visualisierung der Personenlasten . . . . .	16
7	Massenverteilung über die Bereiche . . . . .	20
8	Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung .	21
9	Querkraft- und Biegemomentenverlauf . . . . .	21
10	Schematische darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung .	23

11	Idealisierte Seitenwände, angreifende Käfte und Lagerreaktionen . . . . .	23
12	Idealisierungen des Solar Butterflies für den Lastfall der lateralen Beschleunigung	24
13	Lagerung des idealisierten Solar Butterfly . . . . .	24
14	Querkraft- und Biegemomentenverlauf des als Biegebalken idealisierten Solar Butterfly im Lastfall der lateralen Beschleunigung . . . . .	25
15	Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung . . . . .	25
16	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . . . . .	26
17	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . . . . .	27
18	Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . . .	27
19	Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen . . . . .	28
20	Querkraft- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten . . . . .	29
21	Darstellung des mittleren Raumelementes . . . . .	30
22	Idealisierung des Daches . . . . .	31
23	Querkraft- und Biegemomentenverlauf . . . . .	31
24	Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpanele Reihe D . . . . .	31
25	Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell . . . . .	32
26	Darstellung der als Balken idealisierten Körper . . . . .	33
27	Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles . . . . .	33
28	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der vertikalen Beschleunigung . . . .	47
29	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der lateralen Beschleunigung . . . .	48
30	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung .	49
31	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . .	50

## C Tabellenverzeichnis

1	Design-Allowables für Materialien der Profile und Deckschichten . . . . .	5
2	Design-Allowables für Kleber . . . . .	5
3	Lastfälle Modus A . . . . .	17
4	Lastfälle Modus B . . . . .	18
5	Lastfälle Modus C . . . . .	19
6	Torsionsmomente und Schubflüsse entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung	27
7	Schnittgrößen des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen . . . . .	34
8	Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen . . . . .	35
9	Schnittgrößen und Spannungen der Verbindung zwischen Chassis und Boden in den unterschiedlichen Lastfällen . . . . .	36
10	Maximale Axialkräfte und Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen . . . . .	37
11	Maximale Axialkräfte in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen	37
12	Maximale Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen	37
13	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung . . .	43
14	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der longitudinalen Beschleunigung	44
15	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der lateralen Beschleunigung . . .	45
16	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der rotatorischen Beschleunigung .	46

## D Lastenheft

### D.1 Berechnung der Vertikalen Beschleunigung

Die Position des Rades während dem Überfahren der Bremsschwelle ist gegeben durch folgenden Zusammenhang:

$$x_r^n = h \cdot \sin \left( \pi \cdot \frac{n \cdot \Delta t \cdot v}{l} \right) \quad (22)$$

$l$  steht dabei für die Länge, und  $h$  für die Höhe der Bremsschwelle.  $v$  für die Geschwindigkeit des Solar Butterflys beim Überfahren,  $n$  für den Zeitschritt und  $\Delta t$  für die Zeitinkrementierung pro Berechnungsschritt.

Um die Beschleunigung des Solar Butterflys zu berechnen, wird in einem ersten Schritt dessen Position zum Zeitpunkt  $n$   $x_{SB}^n$  aus der vorangehenden Situation berechnet.

$$x_{SB}^n = x_{SB}^{(n-1)} + v^{(n-1)} \cdot \Delta t \quad (23)$$

Als nächstes wird der Federweg  $s^n$ , sowie die Änderungsrate des Federwegs  $v_s^n$  zum Zeitpunkt  $n$  aus den Positionen des Rades  $x_r^n$  und des Solar Butterflys  $x_{SB}^n$  berechnet.

$$s^n = x_r^n - x_{SB}^n \quad (24)$$

$$v_s^n = \frac{s^n - s^{(n-1)}}{\Delta t} \quad (25)$$

Die Beschleunigung des Solar Butterfly ergibt sich dann zu:

$$a_{SB}^n = \frac{k \cdot s^n + d \cdot v_s^n}{m} \quad (26)$$

Wobei  $k$  für die Federkonstante und  $d$  für die Dämpfungskonstante stehen. Die aus der Beschleunigung des Solar Butterfly resultierende neue Geschwindigkeit, kann wie folgt berechnet werden.

$$v^n = v^{(n-1)} + a_{SB}^n \cdot \Delta t \quad (27)$$



## E FEM

### E.1 FEM Ergebnisse

#### E.1.1 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

Tabelle 13: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
<b>Lagerreaktionen</b>						
Deichsel	N	0	3177	0	3177	-1028 (y)
Chassis Links	N	0	35073	6705	35708	37300 (y)
Chassis Rechts	N	0	35073	-6705	35708	37300 (y)
<b>Chassis</b>						
Axialkraft	N				-50809	-47425
Querkraft	N				16968	18222 <sup>3</sup>
Biegemoment	kNmm				16961	
<b>Dach</b>						
Axialkraft	N				1951	15808
Querkraft	N				93	
Biegemoment	kNmm				38	
<b>Träger A und B</b>						
Axialkraft	N				-10857	
Querkraft	N				1290	
Biegemoment	kNmm				326	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B</b>						
Axialkraft A	N	619	12961	276	12978	
Biegemoment A	kNmm	4606	179	340	4622	
Axialkraft B	N	2449	15846	707	16036	
Biegemoment B	kNmm	5626	845	345	5695	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Boden</b>						
Normalkraft (Zug)	N				883	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				9933	

### E.1.2 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung negativ

Tabelle 14: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der longitudinalen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
<b>Lagerreaktionen</b>						
Deichsel	N	20551	3031	0	20773	20600 (x)
Chassis Links	N	0	-1515	-512	1600	
Chassis Rechts	N	0	-1515	512	1600	
<b>Chassis</b>						
Axialkraft	N				-6065	
Querkraft	N				1308	
Biegemoment	kNmm				2588	
<b>Dach</b>						
Axialkraft	N				-379	
Querkraft	N				4	
Biegemoment	kNmm				1	
<b>Träger A und B</b>						
Axialkraft	N				1551	
Querkraft	N				55	
Biegemoment	kNmm				17	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B</b>						
Axialkraft A	N	56	2086	323	2111	
Biegemoment A	kNmm	735	19	2	735	
Axialkraft B	N	96	664	79	674	
Biegemoment B	kNmm	234	33	14	237	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Boden</b>						
Normalkraft (Zug)	N				288	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				1731	

<sup>2</sup>Unter der Annahme, dass nur das Chassis Querkräfte aufnimmt. Die Kraft von 19 kN ergibt sich aus der Halbierung der globalen Querkraft aus der Berechnung im Kapitel 4.2.

### E.1.3 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung

Tabelle 15: Resultate der FEM-Simulation des Lastfalles der lateralen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
<b>Lagerreaktionen</b>						
Deichsel	N	0	0	1018	1018	-330 (z)
Chassis Links	N	0	-14911	11258	18684	11900 (z)
Chassis Rechts	N	0	14911	11211	18655	11900 (z)
<b>Chassis</b>						
Axialkraft	N				-31744	11711
Querkraft	N				7123	6100 <sup>4</sup>
Biegemoment	kNmm				6628	
<b>Dach</b>						
Axialkraft	N				-1731	-732
Querkraft	N				14	
Biegemoment	kNmm				9	
<b>Träger A und B</b>						
Axialkraft	N				2654	
Querkraft	N				1071	470
Biegemoment	kNmm				639	470
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B</b>						
Axialkraft A	N	237	3527	1748	3935	
Biegemoment A	kNmm	1919	71	101	1923	
Axialkraft B	N	720	4180	1711	4565	
Biegemoment B	kNmm	2092	246	94	2109	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Boden</b>						
Normalkraft (Zug)	N				1942	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				10972	

### E.1.4 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

Tabelle 16: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der rotatorischen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
<b>Lagerreaktionen</b>						
Deichsel	N	0	0	795	795	
Chassis Links	N	0	-22915	10864	25359	-27000 (y) <sup>5</sup>
Chassis Rechts	N	0	22915	10795	25330	27000 (y)
<b>Chassis</b>						
Axialkraft	N				-44172	
Querkraft	N				10927	
Biegemoment	kNmm				10154	
<b>Dach</b>						
Axialkraft	N				-2450	
Querkraft	N				32	
Biegemoment	kNmm				19	
<b>Träger A und B</b>						
Axialkraft	N				-4066	
Querkraft	N				1311	
Biegemoment	kNmm				788	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B</b>						
Axialkraft A	N	372	5442	2372	5937	
Biegemoment A	kNmm	2754	112	162	2761	
Axialkraft B	N	1289	6335	2265	6840	
Biegemoment B	kNmm	2983	444	156	3020	
<b>Kontaktreaktion: Chassis - Boden</b>						
Normalkraft (Zug)	N				3118	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				10761	

<sup>3</sup>Unter der Annahme, dass nur das Chassis Querkräfte aufnimmt. Die Kraft von 6.1 kN ergibt sich aus der Halbierung der globalen Querkraft aus der Berechnung im Kapitel 4.4.

<sup>4</sup>Die Kräfte von  $\pm 27$  kN ergeben sich aus der Halbierung der Kraft F aus der Berechnung im Kapitel 4.5.

## E.2 Deformationen

### E.2.1 Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

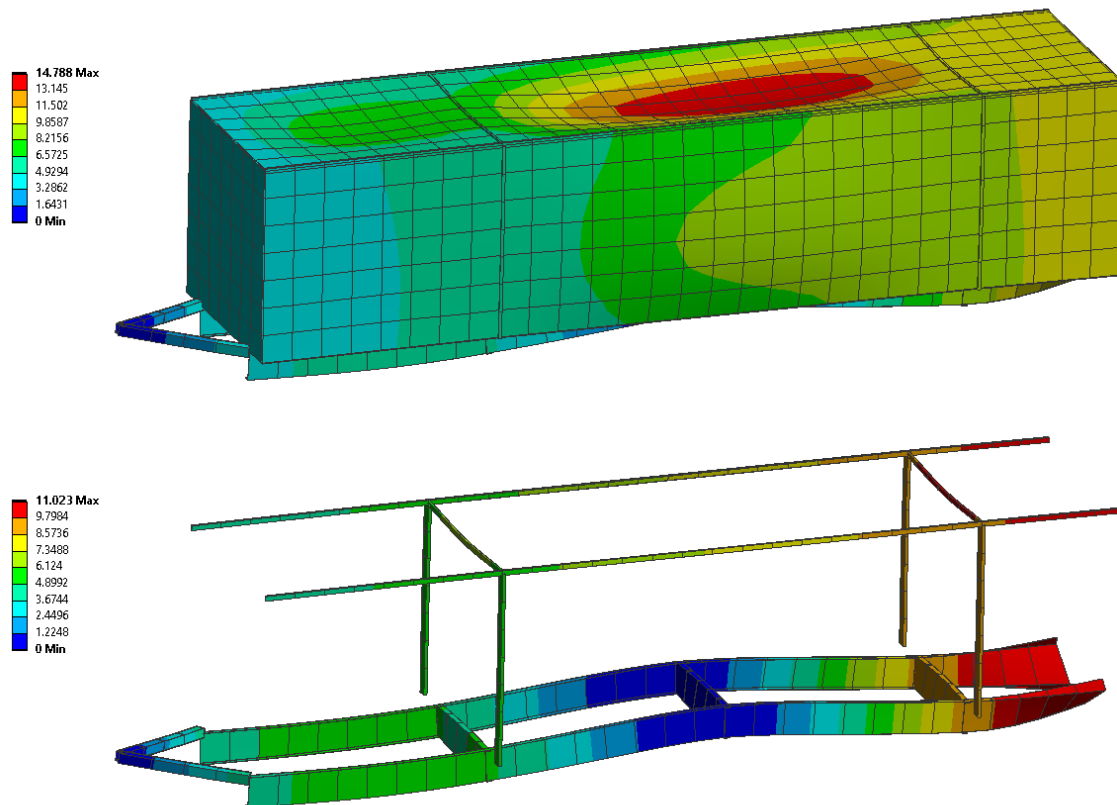


Abbildung 28: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der vertikalen Beschleunigung

### E.2.2 Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung

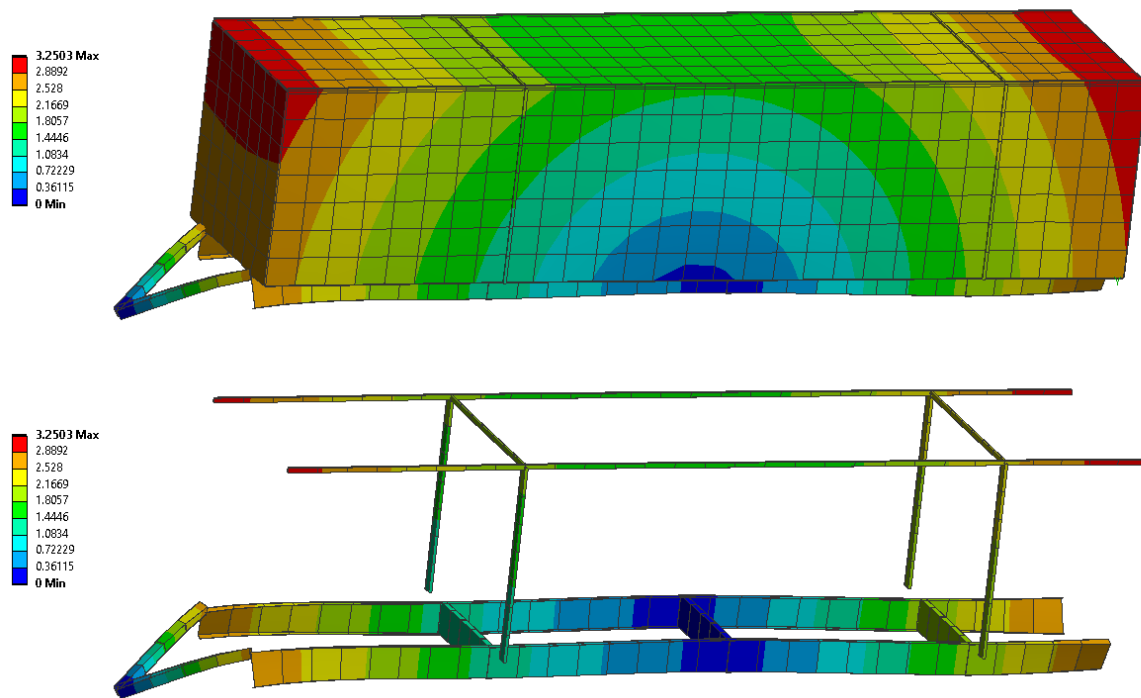


Abbildung 29: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der lateralen Beschleunigung

### E.2.3 Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung

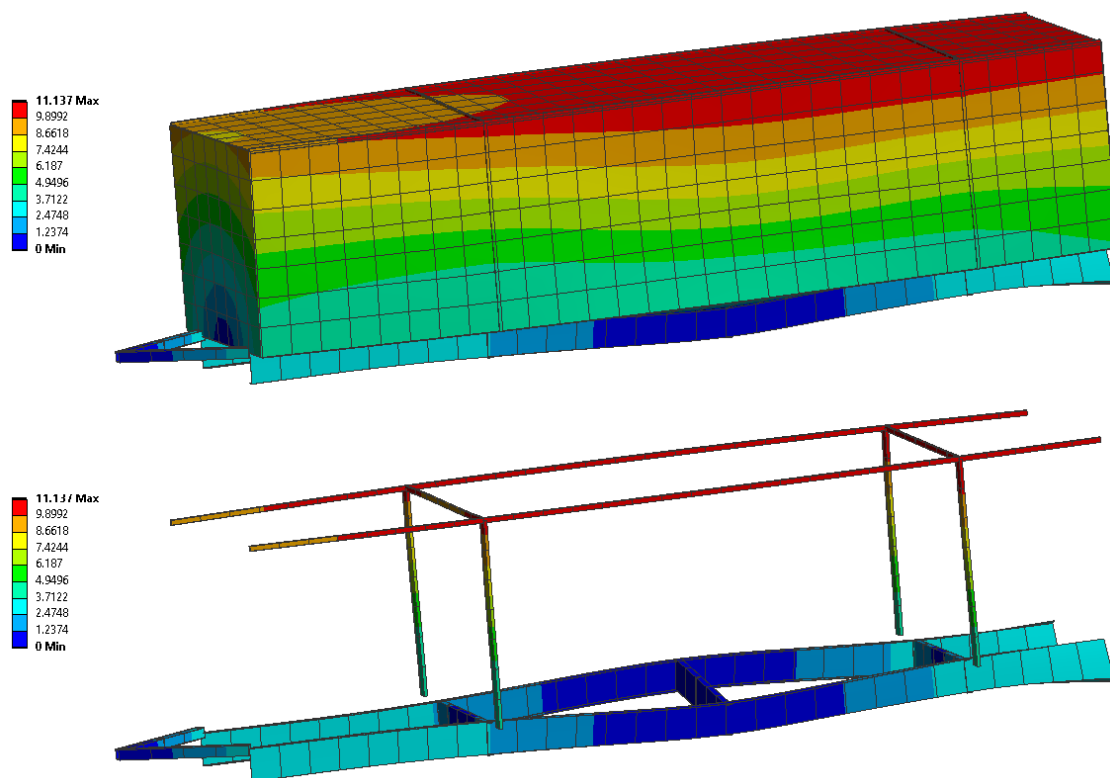


Abbildung 30: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung

### E.2.4 Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

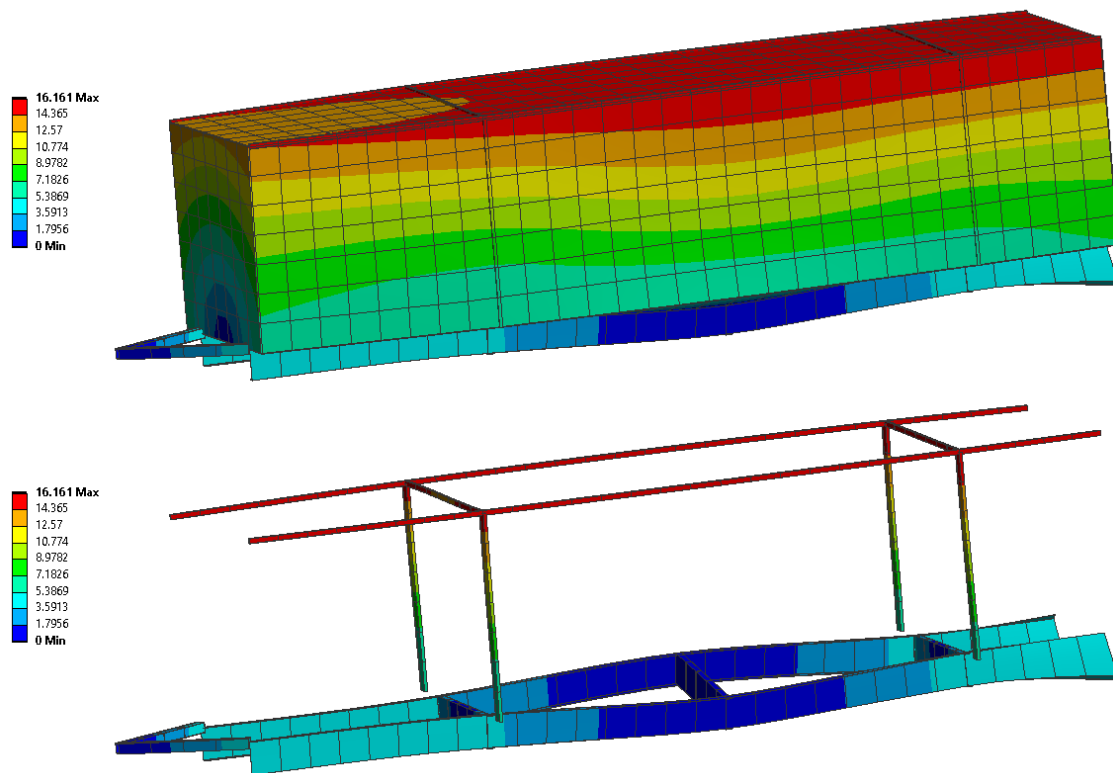


Abbildung 31: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung



## Teil III

# Elektronischer Anhang

## A Elektronischer Anhang

### A.1 Zeichnungen

#### A.1.1 Zeichnung des Probenrohrlings - Erste Serie

#### A.1.2 Zeichnung des Probenrohrlings - Zweite Serie