

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

I	Dokumentation	1
1	Einleitung	1
1.1	Aufgabenstellung	1
1.2	Vorgehen und Methodik	2
1.3	Theorie	2
1.4	Der Solar Butterfly	3
1.5	Zum vorliegenden Dokument	4
2	Anforderungen und Auslegungskriterien	5
2.1	Anforderungen an den Solar Butterfly	5
2.2	Auslegungskriterien	5
2.2.1	Aluminiumstrukturen	6
2.2.2	Sandwichstrukturen	6
2.2.3	Nieten	8
2.2.4	Klebeverbindungen	9
3	Lastenheft	10
3.1	Modus A: Fahren	11
3.2	Modus B: Ausfahren	16
3.3	Modus C: Ausgefahren	17
3.4	Failuremodes	20
4	Analyse der Struktur	25
4.1	Massenverteilung	25
4.2	Vertikale Beschleunigung	25
4.3	Longitudinale Beschleunigung	27
4.4	Laterale Beschleunigung	28
4.5	Rotatorische Beschleunigung	31
5	Dimensionierung	33
5.1	Boden	33
5.2	Dach - mittleres Raumelement	35
5.3	Solarpanelen - Reihe D	36
6	Globales FEM	37
6.1	Idealisierung und Modell	37
6.2	Ergebnisse	39
6.2.1	Vergleich mit Handrechnungen	39
6.2.2	Beurteilung Dach	39
6.2.3	Beurteilung Träger A und B	40
6.2.4	Verbindung Boden zu Chassis	40
6.2.5	Verbindung Träger A und B zu Chassis	41
6.2.6	Deformationen	41
II	Anhang	43

A	Quellenverzeichnis	43
B	Abbildungsverzeichnis	44
C	Tabellenverzeichnis	44
D	FEM	46
D.1	FEM Ergebnisse	46
D.1.1	FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung	46
D.1.2	FEM-Ergebnis - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung negativ	47
D.1.3	FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung	48
D.1.4	FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung	49
D.2	Deformationen	50
D.2.1	Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung	50
D.2.2	Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung	51
D.2.3	Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung	52
D.2.4	Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung	53
III	Elektronischer Anhang	54
A	Elektronischer Anhang	54
A.1	Zeichnungen	54
A.1.1	Zeichnung des Probenrohlings - Erste Serie	54
A.1.2	Zeichnung des Probenrohlings - Zweite Serie	54

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

Der Klimawandel äussert sich in der Schweiz überdurchschnittlich. So ist die mittlere Jahrestemperatur in der Schweiz seit Messbeginn im Jahre 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 [1]. 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 Jahre 2004 als erster mit einem Elektrofahrzeug - dem Solarfahrzeug *Solartaxi* - die Erde und gilt somit als ein Pionier im Bereich der Elektromobilität [2].

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 mit rund 100 m² 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 im Festlegen der Auslegungskriterien, dem Ausarbeitung eines detaillierten Lastenheftes, sowie mit der Dimensionierung der Grundstruktur. Zur Bestimmung von Schnittgrössen, mit welchen Handrechnungen getätigt 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 Mitstudenten. Es soll sich aktiv an der Lösungsfindung beteiligt und dabei besonders die Aspekte 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, 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 Butterflies ausgelegt werden. So wird zum Beispiel beschrieben, welche Kriterien die Sandwichplatten erfüllen müssen, dass diese unter Belastung nicht baulen.

Anschliessend wird ein Lastenheft erstellt, welches eine Zusammenstellung von verschiedenen Lastfällen darstellt, welchen der Solar Butterfly ausgesetzt werden kann. Für diese Lastfälle - und Kombinationen davon - wird der Solar Butterfly ausgelegt.

Als nächster Schritt wird der Solar Butterfly grob idealisiert und für die kritischen Lastfälle Handrechnungen durchgeführt, um so Kräfte und Spannungen bestimmen zu können. Dies wird zum einen gemacht, um die Grössenordnung der Kräfte besser abschätzen zu können. Andererseits kann dadurch eine erste grobe Dimensionierung der wichtigsten Komponenten erfolgen.

Weiter werden die festigkeitstechnischen Funktionen der einzelnen Komponenten analysiert. Es wird zum Beispiel analysiert, welche Funktionen das Dach des Solar Butterfly übernehmen muss und wie dieses idealisiert betrachtet werden kann. Das Ergebnis dieser Analyse ist das erlangte Verständnis für Belastungsarten und idealisierte Kraftverläufe durch die Komponenten und Struktur des Solar Butterflies für verschiedene Lastfälle. Mit der Hilfe dieser Analyse können die verschiedenen Komponenten grob ausgelegt und Verbindungen zwischen den Komponenten optimal konstruiert werden.

In einem letzten Schritt wird der Solar Butterfly in FEM-Analysen verschiedenen Lastkombinationen ausgesetzt, um so Lastpfade und Schnittkräfte zu bestimmen, anhand welchen eine Verifizierung der Handrechnungen und eine genauere Dimensionierung der Komponenten erfolgen kann. Weiter können in den FEM-Analysen für die Funktionstauglichkeit kritische Verformungen festgestellt werden, welche in der Konstruktion berücksichtigt werden müssen.

Hierbei handelt es sich um ein stark iteratives Vorgehen. Erkenntnisse in einem Bereich des Projektes haben Auswirkungen

1.3 Theorie

Leichtbau:

Als Einschränkung ist dabei zu berücksichtigen, dass hierdurch weder die Funktion noch die Sicherheit und Langlebigkeit /s. DIN EN 1993/ beeinträchtigt werden dürfen. Massnahmen, mit denen man dies heute zu erreichen versucht, sind: - Umsetzung des Integrationsprinzips, - Wahl leichter und hochfester Werkstoffe, - neue Herstelltechnologien - analytische Beherrschung der Beanspruchungs- bzw. Instabilitätsfälle durch hochwertige Analysemethoden (FEM, BEM).

Im Zuge der Umsetzung dieser Prinzipien kommen bestimmte Entwurfsstrategien /BLE 74/ zum Tragen, deren Merkmale sich verkürzt klassifizieren lassen in einen Form- oder Funktionsleichtbau, bei dem integrative Konstruktionslösungen, dünnwandige Querschnittsgeometrien und eindeutige Kraftleitungspfade umgesetzt werden; einen Stoffleichtbau, bei dem spezifisch schwere Werkstoffe durch leichtere Werkstoffe mit möglichst hohen Gütekennzahlen substituiert werden; einen Fertigungsleichtbau, in dem alle technologischen Möglichkeiten ausgeschöpft wer-

den, um das Ziel der Funktionsintegration (Einstückigkeit) bei geringstem Materialeinsatz und minimalem Fügeaufwand zu realisieren und einen Sparleichtbau, mit dem Ziel hohe Kosten zu vermeiden durch eine gerade noch ausreichende Werkstoffqualität, minimalem Werkstoffeinsatz und vereinfachte Herstellung. (S16)

Da ein typisches Einsatzgebiet von Leichtbaukonstruktionen die Verkehrstechnik (Automobilbau, Schienen- und Luftfahrzeuge) ist, dürfen Leichtbaukonstruktionen nicht „unsicherer“ als vergleichbare Massivkonstruktionen sein. Dies bedingt eine sorgfältige Auslegung auf Steifigkeit (Instabilitäten), Bruchfestigkeit sowie Zuverlässigkeit und Nutzungsdauer. (S20)

Die Philosophie des „safe-life-quality“, die absolute Schadensfreiheit für das ganze Leben verlangt, und die Philosophie des „fail-safe-quality“, die Schadenstoleranz und hinreichende Resttragfähigkeit voraussetzt. Dem Ziel nach sollten alle erforderlichen Leichtbaumaßnahmen begründbar sein. (S21) Auslegungsphilosophie: Safe-Life-Quality: Absolute Schadensfreiheit für die angestrebte Lebensdauer Statistische Ausfallwahrscheinlichkeit Fail-Safe-Quality: Schadenstolerant Hinreichende Resttragfähigkeit

aufeinander aufbauende Arbeitsschritte mit etwa folgenden Inhalten: - Klären der Aufgabenstellung: Informationsbeschaffung über die Anforderungen einer Aufgabe und Erstellung einer Anforderungsliste; Eingrenzung bestehender Bedingungen und ihre Bewertung für die Lösungserfüllung; Festlegung einer Lösungsrichtung; technisch-wirtschaftliche Konsequenzen. - Konzipieren (Findung einer prinzipiellen Lösung): Hinterfragung der Aufgabe und Sichten des Kernproblems; Zerlegung des Kernproblems in untergeordnete Teilprobleme; Suche nach Lösungswegen zur Erfüllung der Teilprobleme; Kombination der Teilproblemlösungen zu Lösungsansätzen für das Kernproblem; Bewertung der Lösungen; Erstellung von Konzeptskizzen. Voraussetzungen einer sinnvollen Konzepterstellung sind Kenntnisse über die Größe und Richtung der wirkenden Kräfte, die Möglichkeiten des gewählten Werkstoffs, die Bauweiseigenschaften und eine angepasste Vordimensionierung. Ein gutes Konzept ist letztlich auch der Garant für eine innovative Problemlösung. Der Konzeptentwicklung sollte daher große Bedeutung beigemessen werden. - Entwerfen (gestalterische Konkretisierung einer Lösung): maßstäbliche Ausarbeitung der Konzeptskizzen zu Bauvarianten; Bewertung, Vereinfachung und Auswahl einer Variante; Überarbeitung zu einem Gesamtentwurf und - Ausarbeiten (fertigstellungs- und montagegerechte Festlegung einer Lösung): endgültige Bestimmung der Geometrie, Dimensionen, Werkstoffe und Herstellung, um die notwendigen Fertigungsunterlagen erstellen zu können.

Hieran schließen sich eine oder mehrere Schleifen an, die der Optimierung der Lösung dienen. Dem zuzuordnende Phasen sind: - Prototypen-Herstellung (Kontrolle der Funktionen, Montage etc.), - Testprozeduren (Überprüfung der Tragfähigkeit, Zuverlässigkeit, Lebensdauer).

FEM Die FEM ist eine rechnerorientierte Methode, die softwaretechnisch über einen Vorrat an mechanischen Grundelementen (Balken, Scheibe, Platte, Schale, Volumina), einen Zusammenbau und einen Lösungsalgorithmus verfügt.

S206 Abb.

1.4 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

1.5 Zum vorliegenden Dokument

2 Anforderungen und Auslegungskriterien

In diesem Kapitel wird beschrieben, welchen Anforderungen der Solar Butterfly und dessen Komponenten gerecht werden müssen. In einem ersten Schritt werden 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.

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 sowie der 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.

- 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, Verformung oder Ermüdung zu versagen.
- Weiter darf der Solar Butterfly sich nicht so stark verformen, dass seine Funktionstauglichkeit eingeschränkt wird. Die konkreten Anforderungen an die Verformbarkeit 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 [3]. Diese Anforderung an die Langlebigkeit wird erreicht, indem der Solar Butterfly für die Dauerfestigkeit 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.

2.2 Auslegungskriterien

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

Design-Allowables Design-Allowables: Materialkennwerte mit welchen die Auslegung gemacht wird.

In diesen Materialkennwerten sind die Sicherheitsfaktoren drinnen und die Absicherung gegen Ermüdung.

GFK: $R_m = 250\text{MPa}$, $\sigma_{bW} = 50\text{MPa}$, $E - \text{Modul} = 16'000\text{MPa}$, Dichte 1.65
 5052: $R_{p0.2} = 240\text{MPa}$, $\sigma_{zdw} = 80\text{MPa}$, $E - \text{Modul} = 70'000\text{MPa}$

Tabelle 1: Design-Allowables Sandwichplatten

Bezeichnung		Einheit		Sicherh. Fakt.	Zul. Festigkeit
Deckschicht					
Aluminium	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$	2710		
	E-Modul	MPa	70'000		
	Zugfestigkeit	MPa	240	1.5	$\sigma_{zul} = 100$
	Dauerfestigkeit	MPa	80	1.5	$\sigma_{D,zul} = 75$
GFK	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$	1650		
	E-Modul	MPa	16'000		
	Zugfestigkeit	MPa	250	1.5	$\sigma_{zul} = 66$
	Dauerfestigkeit	MPa	50	1.5	$\sigma_{D,zul} = 33$
Kern					
Airex T92.60	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$	65		
	E-Modul (Druck)	MPa	55		
	Schubmodul	MPa	15		
	Schubfestigkeit	MPa	0.55	1.5	$\tau_{zul} = 0.5$
Airex T92.80	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$	85		
	E-Modul (Druck)	MPa	75		
	Schubmodul	MPa	22		
	Schubfestigkeit	MPa	0.72	1.5	$\tau_{zul} = 0.6$

Design-Allowables und Materialkennwerte

2.2.1 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. Dabei wird sich an *Roloff Matek Maschinenelemente* orientiert [4]. Für das Stabilitätsproblem der Knickung wird sich an *Bärtsch* orientiert und ein Sicherheitsfaktor von 4 gewählt [5].

Sicherheit gegen 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 [5].

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

Wobei die Annahmen getroffen werden, dass es sich um einen ebenen Spannungszustand handelt und die angreifenden Lasten dem selben Lastfall angehören.

2.2.2 Sandwichstrukturen

Versagenskriterien der Sandwichstrukturen können in die beiden Kategorien *Festigkeitsprobleme* und *Stabilitätsprobleme* eingeteilt werden [6]. 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 [3][6];

- 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. Die Dicke der Deckschicht wird so gewählt, dass die zulässige Spannung höher liegt als jene, welche in der Deckschicht herrscht.

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

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 [3] 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 [3] 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 [3] mit der Formel 6 berechnen.

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

Die totale kritische Knicklast F_k ergibt sich dann 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. [6]

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

Die kritischen Spannungen, bei welcher das Knittern der Deckschicht auftritt, lässt sich mit der Formel 9 berechnen. [6]

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

Wobei für Auslegungen $k_s = 0.5$ gilt.

2.2.3 Nieten

Für die Grobauslegung von Nietverbindungen wird angenommen, dass die herrschenden 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 [3] 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:

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

$$F \leq F_{LF} = d_N \cdot t \cdot \sigma_{FL} \quad (11)$$

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

2.2.4 Klebeverbindungen

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

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

Für dynamische Verbindungen werden folgende Abminderungsfaktoren verwendet. [3]

$$\begin{aligned} \textit{wechselnd} : \tau_{KW} &\approx (0.2...0.4) \cdot \tau_{KB} \\ \textit{schwellend} : \tau_{KSch} &\approx 0.8 \cdot \tau_{KB} \end{aligned} \quad (13)$$

3 Lastenheft

In diesem Kapitel wird auf das Lastenheft eingegangen. Es wird beschrieben wie die Lastfälle bestimmt und definiert wurden.

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. Es wird für jeden der vier definierten Modi ein FEM-Modell erstellt.

Als *Lastfall* wird eine Situation (z.B. Fahrt auf einer um 10° geneigten Strasse) oder eine Last (z.B. 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 Bresmmschwelle 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 Risiko-Wert 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 Risiko-Wert von 0 bedeutet ausgeschrieben, dass die Last mit grosser Sicherheit so auftreten wird, wie diese im Lastenheft beschrieben ist. Ein hoher Risiko-Wert bedeutet wiederum, dass man sich nicht sicher ist, ob die Last wie beschrieben auftreten wird. Die Last kann zu tief (daher die Gefahr), oder aber auch zu hoch (daher das Potential) gewählt worden sein. Lasten mit hohen Risiko-Werten sollen bei einer Überarbeitung des Lastenheftes erhöhte Beachtung geschenkt werden. Weiter sollen die Risiko-Werte bei der Dimensionierung berücksichtigt 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 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*.

Ein Blick in das Lastenheft im Anhang [ANHANG] wird das soeben beschriebene verständlicher

machen.

Missbrauchslastfälle und Dynamik Als Missbrauchslastfälle werden im Lastenheft nicht aufgeführte Situationen oder Vorfälle verstanden, an welchen der Solar Butterfly Schaden nehmen könnte. Der Solar Butterfly wird gegenüber den Lasten im Lastenheft ausgelegt, die Missbrauchslastfälle werden dabei jedoch berücksichtigt. Ein Beispiel eines Missbrauchslastfalles ist zum Beispiel

Die Dynamik der Lastfälle wird in der Grobauslegung nicht ausführlich 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, werden mit entsprechend gewählten Design-Allowables abgedeckt.

Folgend werden die drei Modi mit den dazugehörigen Lastfällen vorgestellt. Es wird jeweils beschrieben, wie die Lasten zustande kommen und wie diese in den FEM-Modellen eingebunden werden.

3.1 Modus A: Fahren

Der Modus A beschreibt den Solar Butterfly im “Fahr-Modus” und ist in der Abbildung 1 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 die 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.

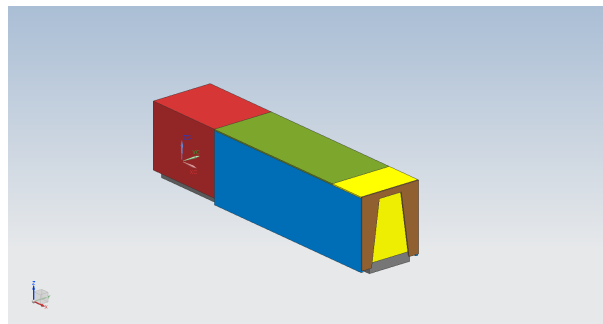


Abbildung 1: Modus A

Beschleunigungen durch Fahren

1.1 Vertikale Beschleunigung

Zusätzlich zur vertikalen Beschleunigung durch die Erdanziehung, entstehen durch das Überfahren von Schlaglöcher und Bremsschwellen vertikale Beschleunigungen.

In einem ersten Ansatz die Beschleunigung beim Überfahren einer Bremmschwelle zu bestimmen, wurde der Solar Butterfly als ein *Ein-Massen-Schwinger*-System modelliert und die Beschleunigung beim Überfahren einer Sinusförmigen Bremsschwelle numerisch ermittelt.

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

folgenden Zusammenhang:

$$x_r^n = h \cdot \sin\left(\pi \cdot \frac{n\Delta t \cdot v}{l}\right) \quad (14)$$

l steht dabei für die Länge, und h für die Höhe der Bremsschwelle.

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.

$$x_{SB}^n = x_{SB}^{(n-1)} + v^{(n-1)} \cdot \Delta t \quad (15)$$

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

$$s^n = x_r^n - x_{SB}^n \quad (16)$$

$$v_s^n = \frac{s^n - s^{(n-1)}}{\Delta t} \quad (17)$$

Die Beschleunigung des Solar Butterfly ergibt sich dann zu:

$$a_{SB}^n = \frac{k \cdot s^n + d \cdot v_s^n}{m} \quad (18)$$

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.

$$v^n = v^{(n-1)} + a_{SB}^n \cdot \Delta t \quad (19)$$

Das *Ein-Massen-Schwinger*-Modell wurde mit einer Masse von 2200 kg, einer mittleren Federkonstante, gegeben aus den Datenblättern des Herstellers [ANHANG], von 353'000 N/m und einer Dämpfungskonstante von 3500 Ns/m modelliert. 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 1.6 g. Die Berechnung ist im elektronischen Anhang [Elektronischen Anhang] einsehbar.

Zu der Berechnung muss gesagt werden, dass davon ausgegangen werden kann, dass die erhaltene Beschleunigung zu hoch liegt. So wurde zum Beispiel die Federung durch die Reifen nicht berücksichtigt. Weiter befindet sich der Massenschwerpunkt nicht in der Federachse, was eine weitere Abminderung der Beschleunigung zur Folge hat.

Um die zu wählende Beschleunigung breiter abstützen zu können, wurden andere Arbeiten zum Thema herbeigezogen. *Janczur* [7] 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. [8] 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. [9] 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 [10] zeigt, dass Transportware in einem Sattelschlepper Beschleunigungen von ± 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* [11] 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 Anhaltswert 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* von 20 als niedrig bewertet.

1.3 Longitudinale Beschleunigung - Negativ (Bremsen)

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

Kudarauskas [12] zeigt bei seiner Analyse der Notbremsungen von Personenwagen, dass die maximalen Verzögerungen bei rund 0.9 g liegen. Das *Institut für Unfallanalysen Hamburg* [13] 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. [14] massen in einem Personenwagen auf einer Landstrasse laterale Beschleunigungen von 0.6 g. Xu et al. [15] zeigten, dass die Mehrheit der gemessenen Beschleunigung in einem Personenwagen durch Kurvenfahrten in bergigem Gebiet über 0.5 g und maximale über 0.8 g liegen.

Da davon ausgegangen wird, dass mit dem Solar Butterfly die Kurven vorsichtiger, und somit tendenziell 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 φ des Solar Butterflys in abhängigkeit der Zeit t :

$$\varphi(t) = \varphi \cdot \sin(\omega t) \quad (20)$$

wobei φ für die maximale Neigung steht und ω sich wie folgt berechnen lässt:

$$\omega = \frac{2 \cdot \pi}{T} \quad (21)$$

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

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

$$\alpha(t) = \ddot{\varphi}(t) = -\Delta\varphi \omega^2 \cdot \sin(\omega t) \quad (22)$$

Mit einer Schwingdauer von einer Sekunde und einer maximalen Neigung φ von 6.5° (vgl. Abbildung 2), 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.

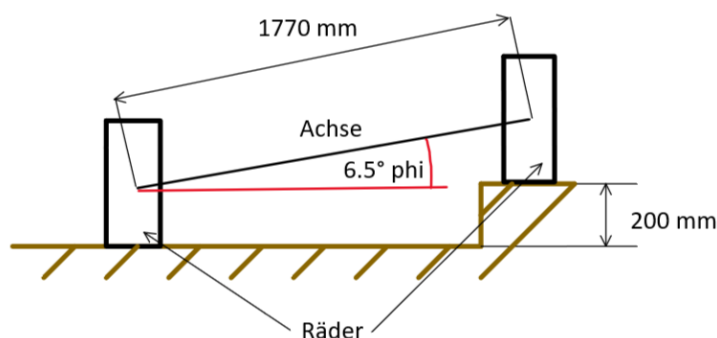


Abbildung 2: Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel φ **Windlasten**

Sesar et. al [16] zeigen, dass laterale Windgeschwindigkeiten von $108 \frac{km}{h}$ für Fahrzeuge auf trockener Strasse kritische seien.

Die Blog-Seite *rvblogger.com* [17] empfiehlt bei Windgeschwindigkeiten von mehr als $80 \frac{km}{h}$ mit einem Wohnwagen nicht mehr zu Fahren. Windgeschwindigkeiten von $95 \frac{km}{h}$ seien laut *rvblogger.com* genug, um Wohnmobile umzustossen.

Bei Windgeschwindigkeiten von mehr als 155 km/h können laut *Beasley* [18] Lastwagen mit hohem Profil, Anhänger und Busse umkippen. Die berichteten minimale Überschlagswindgeschwindigkeiten sind $105 \frac{km}{h}$ für ein 9 Meter langen Wohnwagen und $160 \frac{km}{h}$ 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 $80 \frac{km}{h}$ als Limitte festgelegt. Für die Berechnung der durch den Wind entstehenden Belastung, wird der Solar Butterfly vereinfacht als noraml angeströmttes Rechteck betrachtet. Für die Berechnung des Winddruckes wird die erhöhte Geschwindigkeit von $102.2 \frac{km}{h}$ (Beaufort 10) verwendet um Böhen und eventuelle Ungenauigkeiten in der Messung oder Abschätzung der Windgeschwindigkeiten abzudecken. Der Winddruck wird gemäss Formel 23 berechnet.

$$P_W = c_p \frac{\rho}{2} v^2 \quad (23)$$

Wobei für die Dichte von Luft ρ 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 23 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 *Ungeauigkeit* auf 0.4 gesetzt. Die *Auswirkung* wird jedoch eher tief, mit dem Wert 10 bewertet.

2.1 Wind von links

Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.

2.2 Wind von rechts

Der Winddruck von 532 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly.

Neigung

Mittels einer Absprache mit *Palmer* wurde eine zulässige Strassenneigung für den Solar Butterfly von 10° (17.5%) definiert. Die Strasse auf den Furkapass hat zum Vergleich eine maximale Neigung von 6.3° (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. Die *Ungeauigkeit* und die *Auswirkung* werden tief mit den Werten 0.1 und 10 bewertet.

3.1 Neigung längs positiv $+10^\circ$ Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

3.2 Neigung längs negativ -10° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

3.3 Neigung quer positiv $+10^\circ$ Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.

3.4 Neigung quer negativ -10° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.

3.2 Modus B: Ausfahren

Die Modi *B1*, *B2* und *B3* beschreiben den Solar Butterfly während dem Ausfahrenvorgang der Seitenmodule. Im Modus *B1* sind die Stützen am Chassis unten, alle Seitenmodule und Panels sind eingefahren. Dieser Modus stellt den Solar Butterfly im “Parkierten” Zustand dar. Bei extremen Umwelteinflüssen wie Schneefall oder starkem Wind, stellt der Modus *B1* den geschütztesten 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 3b 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* sind beide Seitenmodule ausgefahren. Auch in diesen drei Modi herrscht die Erdbeschleunigung von 1 g , welche wiederum nicht als Lastfall aufgeführt wird. Während dem Ausfahrenvorgang 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.

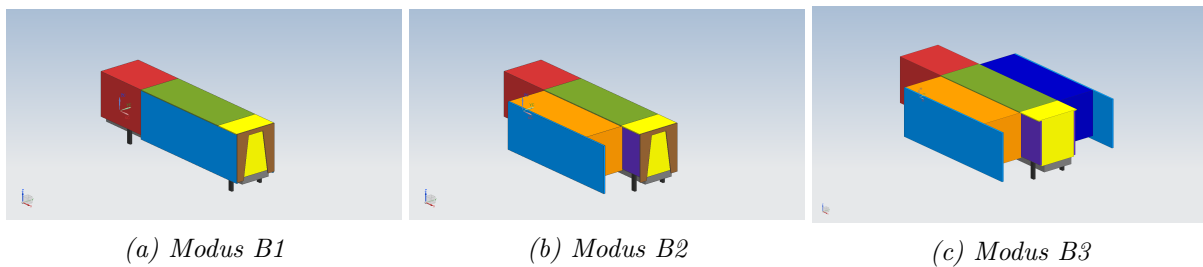


Abbildung 3: Modi beim Ausfahren

Windlasten

Windlast von Panels übernommen

1.1 Wind extrem links

1.2 Wind extrem rechts

Winddruck bei 120 km/h (Orkan, Beaufort 12)?

Eher unsicher, kann viel höher liegen. daher nur erste annahme

Ungenauigkeit 0.4 , Auswirkungen 40

1.3 Wind von links

Der Winddruck von 486 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly.

1.4 Wind von rechts

Der Winddruck von 486 Pa wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly. Winddruck bei 120 km/h (Orkan, Beaufort 10)?

Eher unsicher, kann viel höher liegen. daher nur erste annahme
 Ungenauigkeit 0.4, Auswirkungen 20

Neigung

Mit Palmer wurde abgesprochen, dass der Boden, auf welchem der Solar Butterfly parkiert wird, die Neigung von 5° (8.8%) nicht überschreiten darf. Die Implementierung dieser Fälle wird analog zu den Neigungsfällen 3.1 bis 3.4 im Modus *A* durchgeführt. Das Risiko wird ebenfalls analog zu den Neigungsfällen im Modus *A* bewertet.

2.1 Neigung längs positiv $+5^\circ$ Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

2.2 Neigung längs negativ -5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

2.3 Neigung quer positiv $+5^\circ$ Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.

2.4 Neigung quer negativ -5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.

3.3 Modus C: Ausgefahren

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

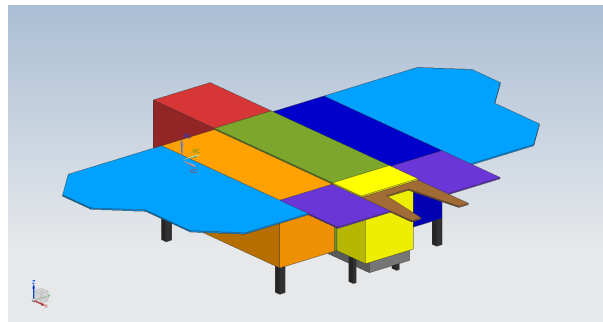


Abbildung 4: Modus *C*

Personenlast

Als *Personenlast* werden Lasten verstanden, welche durch Personen, welche sich im inneren des Solar Buttefflys befinden, verursacht werden. Aus der Anforderungsliste ist zu entnehmen, dass sich bis zu sechs Personen im Solar Butterfly befinden können sollen. Im Kopf, sowie im Heck des Solar Butterfly, hat es jedoch platzbedingt nur Raum für maximal drei Personen. Das durchschnittliche Gewicht einer Person wird auf 80 kg geschätzt. Die Lastfälle 1.1 bis 1.6 werden als Vektorlasten, die Fälle 1.7 und 1.8 als Flächenlasten im FEM-Modell eingeleitet.

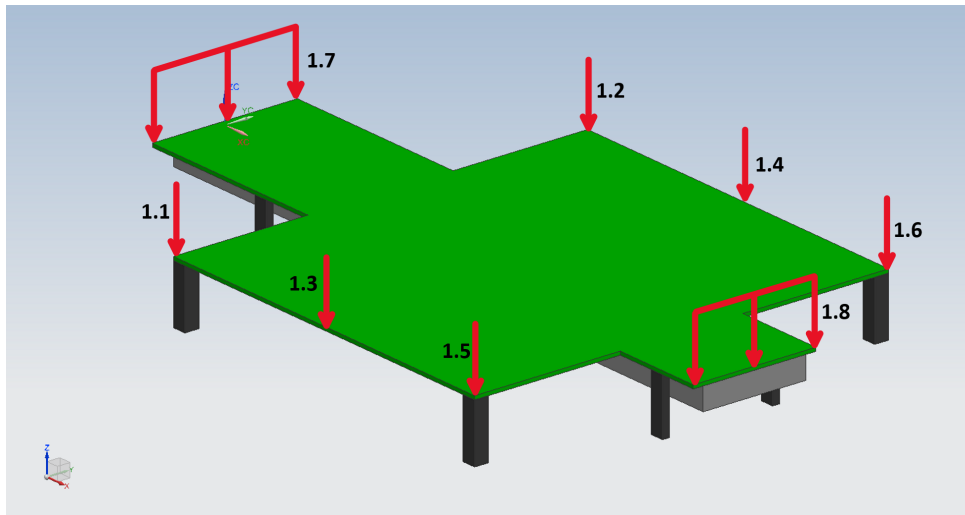


Abbildung 5: Visualisierung der Personenlasten

1.1 Personenlast vorne links

6 Personen à 80 kg befinden sich in der vorderen linken Ecke des linken Seitenteils.

1.2 Personenlast vorne rechts

6 Personen à 80 kg befinden sich in der vorderen rechten Ecke des rechten Seitenteils.

1.3 Personenlast mitte links

6 Personen à 80 kg befinden sich in der Mitte der äusseren Kante des linken Seitenteils.

1.4 Personenlast mitte rechts

6 Personen à 80 kg befinden sich in der Mitte der äusseren Kante des rechten Seitenteils.

1.5 Personenlast hinten links

6 Personen à 80 kg befinden sich in der hinteren linken Ecke des linken Seitenteils.

1.6 Personenlast hinten rechts

6 Personen à 80 kg befinden sich in der hinteren rechten Ecke des rechten Seitenteils.

1.7 Personenlast Kopf

Die aus dem Gewicht von 3 Personen à 80 kg resultierende Kraft wird als Flächenlast auf den Boden im Kopf eingeleitet.

1.8 Personenlast Heck

Die aus dem Gewicht von 3 Personen à 80 kg resultierende Kraft wird als Flächenlast auf den Boden im Heck eingeleitet.

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 Kraftverläufe kein Extrem darstellt. Dieser Fall wird jedoch spezifisch in der Auslegung der Bodenplatten im Kapitel [KAPITEL] berücksichtigt.

Neigung

Die Lastfälle der Neigung sind analog zum den Lastfällen der Neigung im Modus *B*.

2.1 Neigung längs positiv

+5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

2.2 Neigung längs negativ

-5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung.

2.3 Neigung quer positiv

+5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.

2.4 Neigung quer negativ

-5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.

Mobiliar

Die Belastungen durch das Mobiliar werden jeweils als Flächenlast im FEM-Modell eingeleitet. Die *Ungenauigkeit* sowie die *Auswirkungen* der folgenden Lastfälle wird mit den Werten 0.1 und 10 als gering eingeschätzt.

3.1 Mobiliar Hauptmodul

Die Flächenlast, welche sich aus den 50 kg Mobiliar ergibt, wird im Boden des Hauptmoduls eingeleitet.

3.2 Mobiliar Seitenteil links

Die Flächenlast, welche sich aus den 50 kg Mobiliar ergibt, wird im Boden des linken Seitenmoduls eingeleitet.

3.2 Mobiliar Seitenteil rechts

Die Flächenlast, welche sich aus den 50 kg Mobiliar ergibt, wird im Boden des rechten Seitenmoduls eingeleitet.

Windlasten

Panelen werden auf Beaufort 8 ausgelegt:

Ungenauigkeit: 0.2, Auswirkungen: 20; Risiko: 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.

Panelen Klein**5.1****5.2****Panelen Gross**

6.1

6.2

3.4 Failuremodes

Temperatur

Punktlast auf Boden

Tabelle 2: Lastfälle Modus A

Modus A: Fahren

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
Beschleunigungen						
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	$6.9 \frac{rad}{s^2}$	Rotatorische Beschleunigung um den Vektor der Fahrtrichtung	0.3	60	18
Windlasten						
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
Belastung durch geneigte Strassen						
3.1	Neigung längs positiv	$+10^\circ$	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	$+10^\circ$	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 3: Lastfälle Modus B

Modus B: Ausfahren

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
Windlasten						
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

Belastung durch geneigten Boden

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 4: Lastfälle Modus C

Modus C: Stehend

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
Belastung durch Personen						
1.1	Personenlast vorne Li	6*80 kg	Vordere linke Ecke des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.2	Personenlast vorne Re	6*80 kg	Vordere rechte Ecke des rechten Seitenteils	0.2	20	4
1.3	Personenlast mitte Li	6*80 kg	In der Mitte der Äußere Kante des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.4	Personenlast mitte Re	6*80 kg	In der Mitte der Äußere Kante des rechten Seitenteils	0.2	20	4
1.5	Personenlast hinten Li	6*80 kg	Hintere linke Ecke des linken Seitenteils	0.2	20	4
1.6	Personenlast hinten Re	6*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	Streckenlast auf hinterste Kante	0.1	20	2
Belastung durch unebener Boden						
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 noraml zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1	10	1
2.4	Neigung quer negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes noraml zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1	10	1
Belastung durch Mobiliar						
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
Windlasten						
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

Panelen klein

5.1	Panelen Last 1 (Beispiel)	$F_{oben} = 1000\ N$ $F_{unten} = 200\ N$	Externe Kraft
5.2			Externe Kraft
5.3			Externe Kraft

Panelen gross

6.1	Panelen Last 1 (Beispiel)	$F_{oben} = 1000\ N$ $F_{unten} = 200\ N$	Externe Kraft
6.2			Externe Kraft
6.3			Externe Kraft

4 Analyse der Struktur

In diesem Kapitel wird beschrieben, wie Kräfte und Spannungen im Solar Butterfly, entstehend durch verschiedene Lastfälle, vereinfacht berechnet werden. Es wird erläutert welche Annahmen und Idealisierungen getroffen werden und wie bei den Berechnungen vorgegangen wird. Weiter werden die Berechnungen bezüglich den erlangeten Resultaten und ihrer Aussagekraft Beurteilt. Die Berechnungen wurden mit einer Excel-Tabelle gemacht, 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 6 grafisch dargestellt.

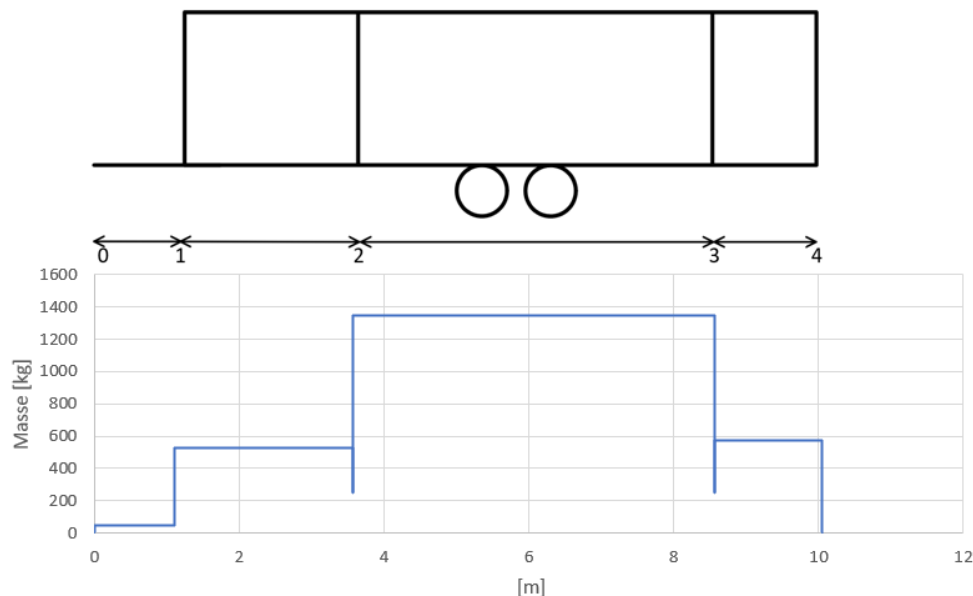


Abbildung 6: Massenverteilung über die Bereiche

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 7a dargestelltem vollidealisiertem 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 50x25-Rechteckprofil

mit einer Wandstärke von 3 mm verwendet. Dieser Profilquerschnitt wurde aufgrund den Erkenntnissen, welche im Kapitel REF erlangt wurden, gewählt. Die Lagerung des Biegebalkens ist in der Abbildung 7b dargestellt.

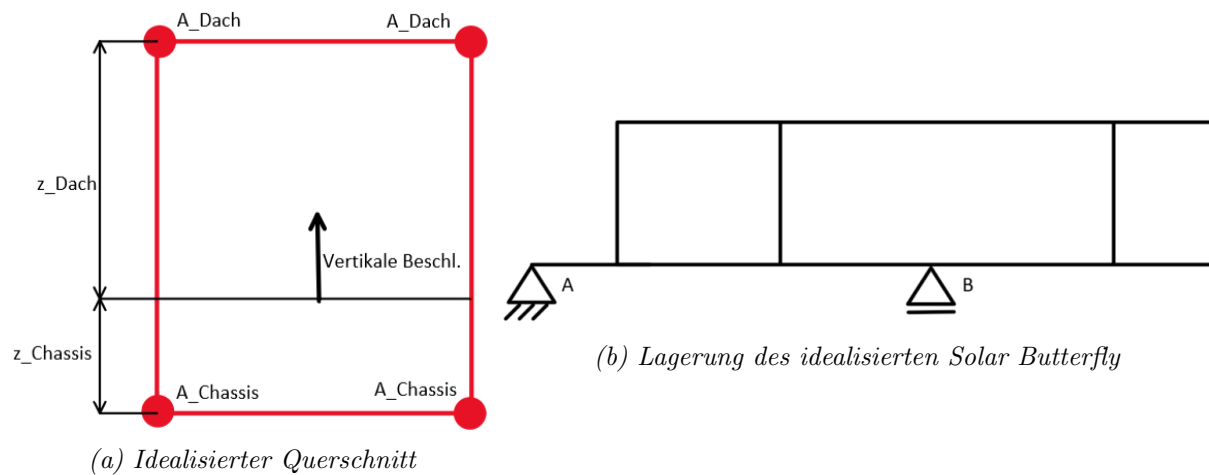


Abbildung 7: Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung

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 8 dargestellt sind.

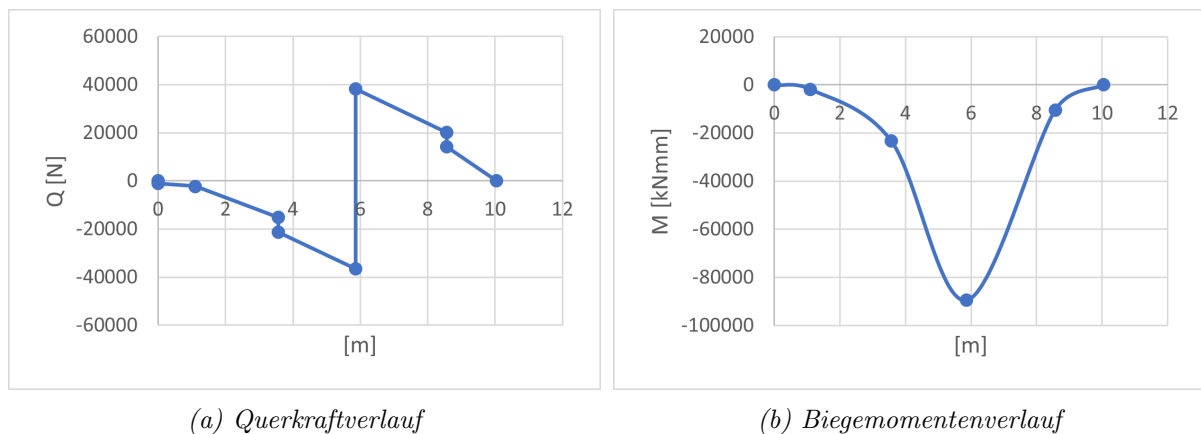


Abbildung 8: Querkraft- und Biegemomentenverlauf

Spannungen und Kräfte

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 jeweiligen Profils (Formel 24). Die Spannungen in den Profilen können wiederum mit der Formel 25 berechnet werden.

$$\overline{EI}_y = \sum A_i \cdot y_i^2 \cdot E_i \quad \overline{EI}_z = \sum A_i \cdot z_i^2 \cdot E_i \quad (24)$$

Spannungen:

$$\sigma_i = \frac{M_{b,y}}{\overline{EI}_y} \cdot E_i \cdot y_i \quad \sigma_i = \frac{M_{b,z}}{\overline{EI}_z} \cdot E_i \cdot z_i \quad (25)$$

Bei einem maximalen Biegemoment von rund 90'000 kNmm ergeben sich Spannungen von 27 MPa im Chassis, sowie 36 MPa im Dachträger was Kräften von 45 kN, respektive 15 kN entspricht.

Für die Berechnung des Schubflusses infolge der Querkraft wird die Unterscheidung der unterschiedlichen Materialien in den Gurten 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.

Beurteilung

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 Butterflies wird angenommen, dass die Trägheitskräfte des Aufbaus über die Seitenwände (Feld A und Feld B vgl. Abbildung 9) auf das Chassis abgetragen werden. Der Solar Butterfly wird als "offen" betrachtet, sodass die Seitenwände der ausfahrbaren Modulen keine Schubkräfte aufnehmen. 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 Butterflies 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 wiederum als Schubfeldträger idealisiert. Diese Idealisierung besagt, dass das Schubfeld die Schubkräfte und die umrahmenden Profile die Normalkräfte aufnehmen.

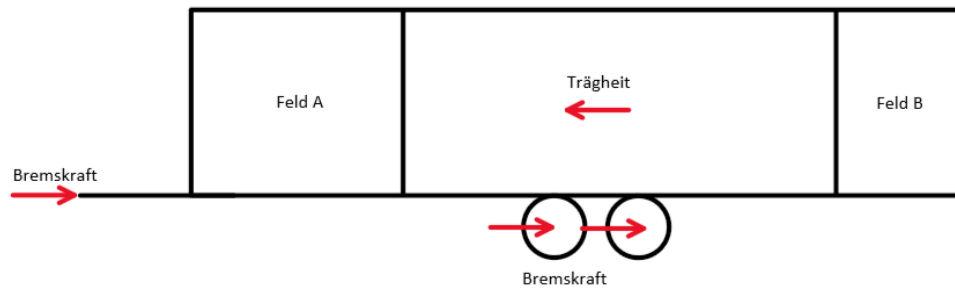


Abbildung 9: Schematische Darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung

Kräfte und Spannungen

Die idealisierten Felder A und B und deren Lagerreaktionen und Schubkräfte sind in der Abbildung 10 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.

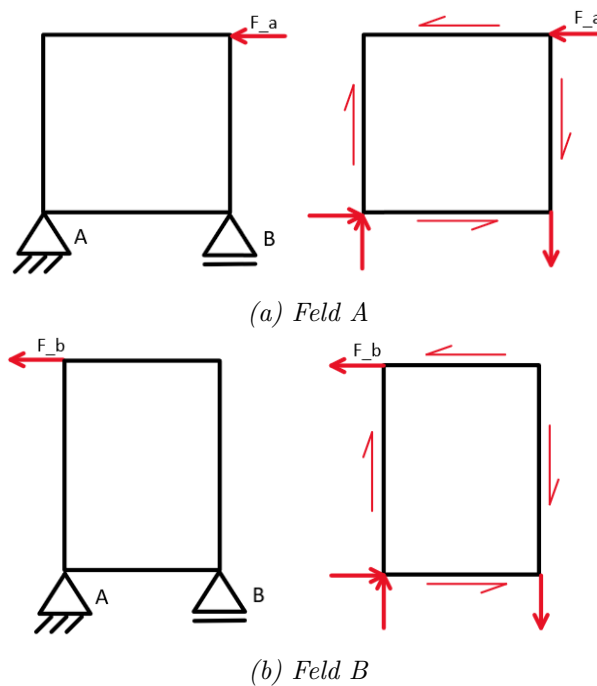


Abbildung 10: Idealisierte Seitenwände, angreifende Kräfte und Lagerreaktionen

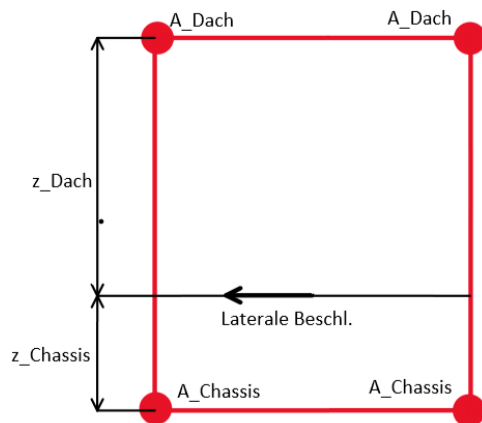
Bei einer Beschleunigung von 0.7 g ergeben sich Schubspannungen von $1.6 \frac{\text{N}}{\text{mm}}$ im Feld A, sowie $2.8 \frac{\text{N}}{\text{mm}}$ im Feld B. Die Normalkräfte in den umrahmenden Profilen im Feld A belaufen sich auf maximal 3.9 kN in den horizontalen, und auf 3.1 kN in den vertikalen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

4.4 Laterale Beschleunigung

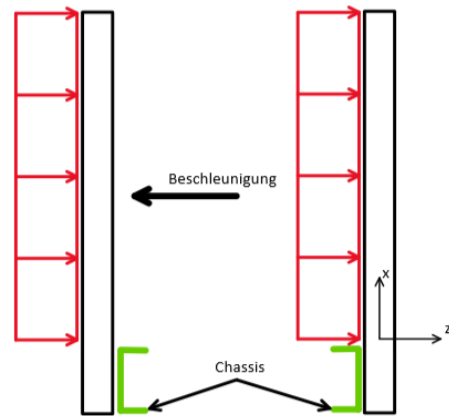
Idealisierung

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 11a) Auf diese Weise kommt es zu keiner Verdrehung des Biegebalkens. Die Lagerung des idealisierten Solar Butterflys ist in der Abbildung 12 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 11: 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 11b 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.

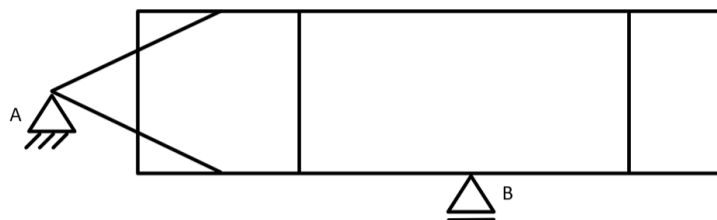


Abbildung 12: Lagerung des idealisierten Solar Butterfly

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 14 dargestellt.

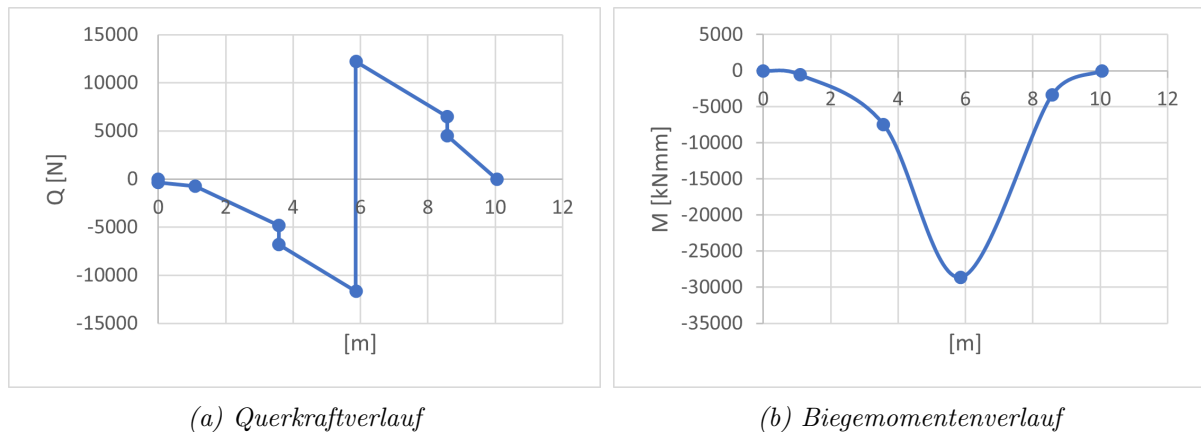


Abbildung 13: Querkraft- und Biegemomentenverlauf des als Biegebalken idealisierten Solar Butterfly im Lastfall der lateralen Beschleunigung

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 7 MPa im Chassis, sowie 2.3 MPa in den Dachträgern. Sie entsprechen Kräften von 11.4 kN, respektive 0.9 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 14 dargestellt. Mit dem angenommenen Trägerprofil (vgl. Kapitel KAPITEL) ergeben sich maximale an Spannungen an der Einspannung von 15 MPa.

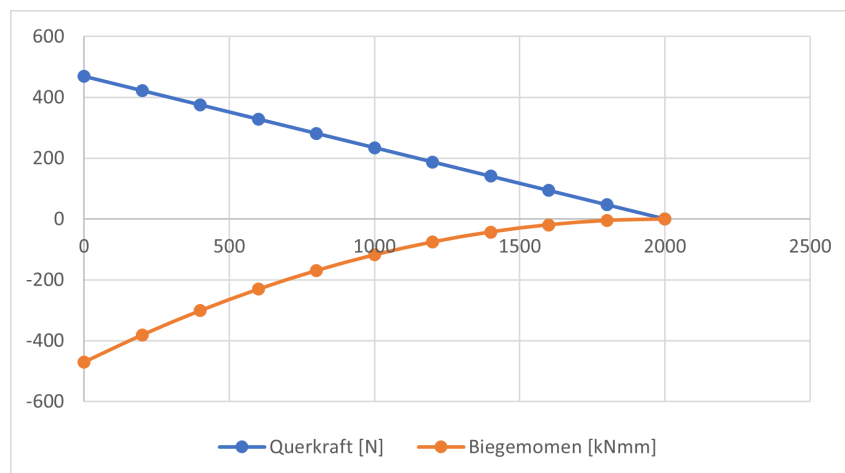


Abbildung 14: Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung

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 15 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 15). 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.

$$I_{rot} = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (Höhe^2 + Breite^2) + m \cdot r^2 \quad (26)$$

Das Torsionsmoment ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$M_t = I_{rot} \cdot \alpha \quad (27)$$

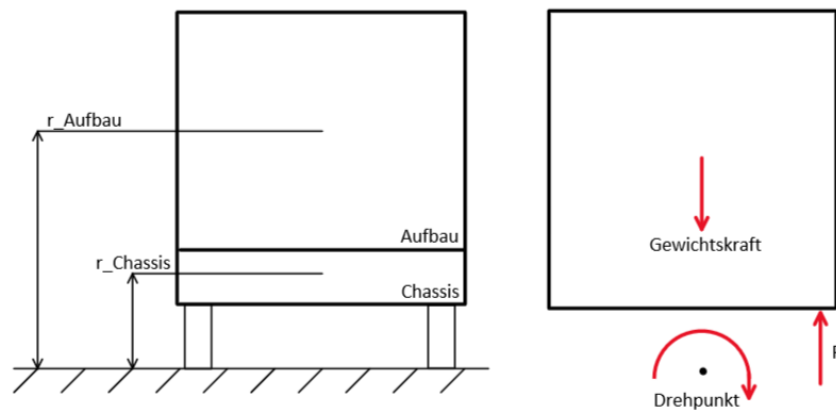


Abbildung 15: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Berechnung

Bei einem Massenträgheitsmoment von rund 8700 kg m^2 resultiert ein Torsionsmoment von $38'400 \text{ kNmm}$. Wird dies nun in die Kraft F (vgl. Abbildung 15) umgerechnet, ergibt sich eine Kraft von ca. 43 kN . Als Vergleich dazu steht die Kraft von 37 kN , welche aus der vertikalen Beschleunigung von 2.5 g (Lastfall 1.1 *Vertikale Beschleunigung* + Erdbeschleunigung) entsteht.

Um die aus dem Torsionsmoment resultierende Schubflüsse zu berechnen, wird der Solar Butterfly, gemäss Abbildung 16, 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 17 dargestellt ist.

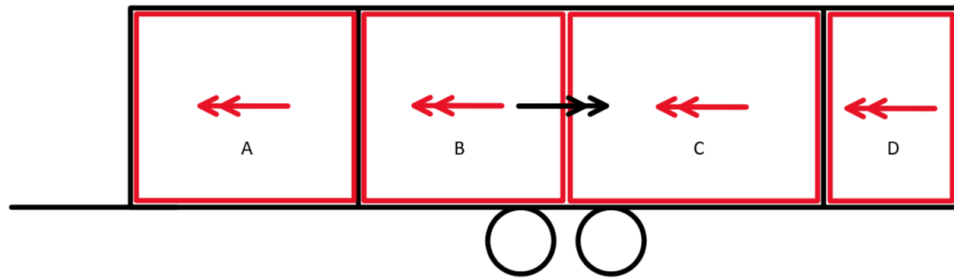


Abbildung 16: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

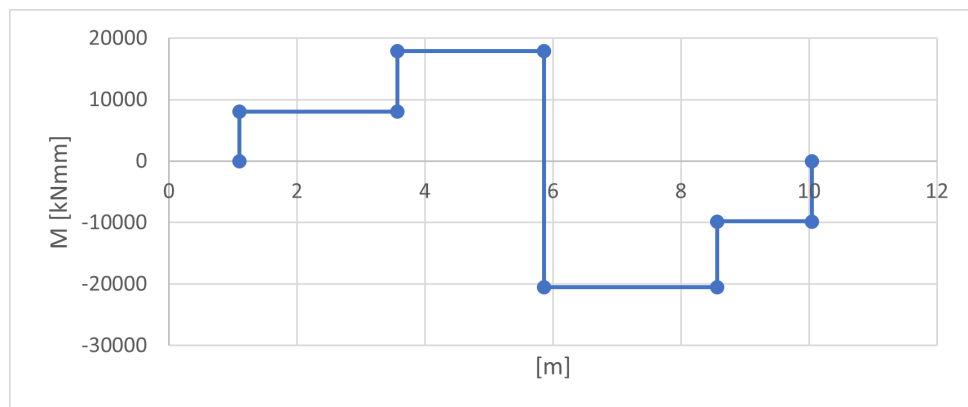


Abbildung 17: Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Ahnand der Torsionsmomente pro Abschnitt kann wiederum die Schubflüsse geschlossen werden, welche mit der Formel 28 berechnet werden können.

$$q = \frac{M_t}{2 \cdot A_m} \quad (28)$$

Wobei A_m für die Bred'sche Fläche steht. Die Schubflüsse und Momente je Abschnitt können aus der Tabelle 5 entnommen werden.

Tabelle 5: 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.

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 Wohnmobillbau 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 18 dargestellt. Die Beiden Lager A und B stellen dabei die beiden Längsträger des Chassis dar.

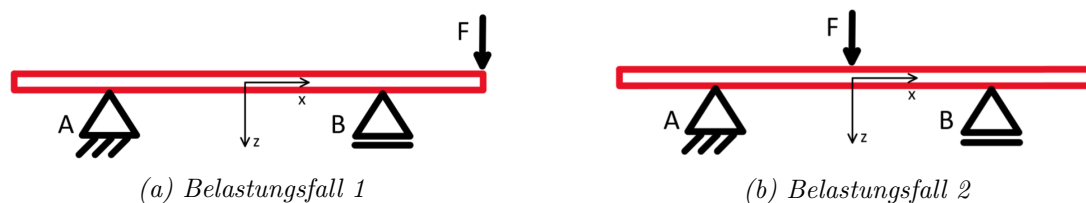
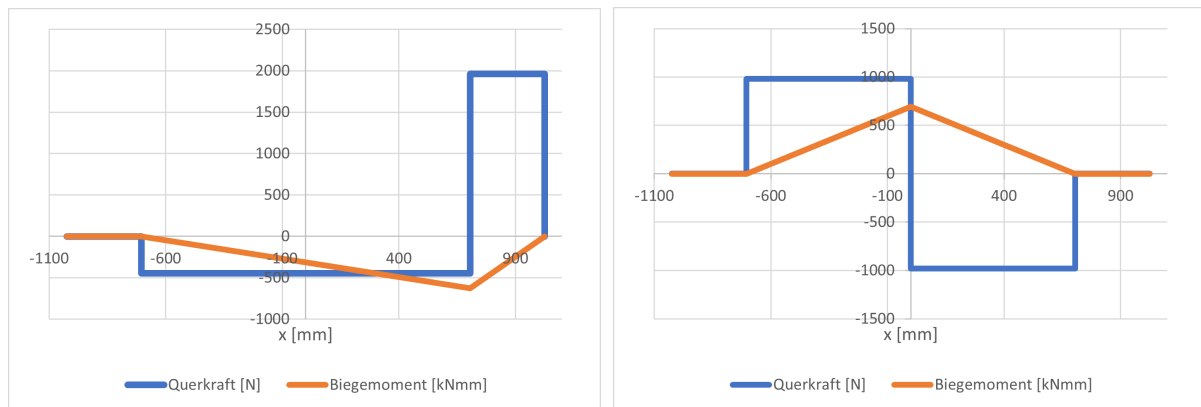


Abbildung 18: Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen

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 19 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 stellen das Schubbeulen der Kernschicht sowie das Knittern der Deckschicht keine Gefahren dar.



(a) Belastungsfall 1

(b) Belastungsfall 2

Abbildung 19: Querkraft- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten

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 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 Butterflys 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 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 Butterflys 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.¹ 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

¹Für 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 glasfaser-verstärktem Kunststoff (GFK). Das Dach hat eine Breite von 2.1 Meter und eine Länge von rund 5.3 Meter. In der Abbildung 20 ist das mittlere Raumelement des Solar Butterflys dargestellt.

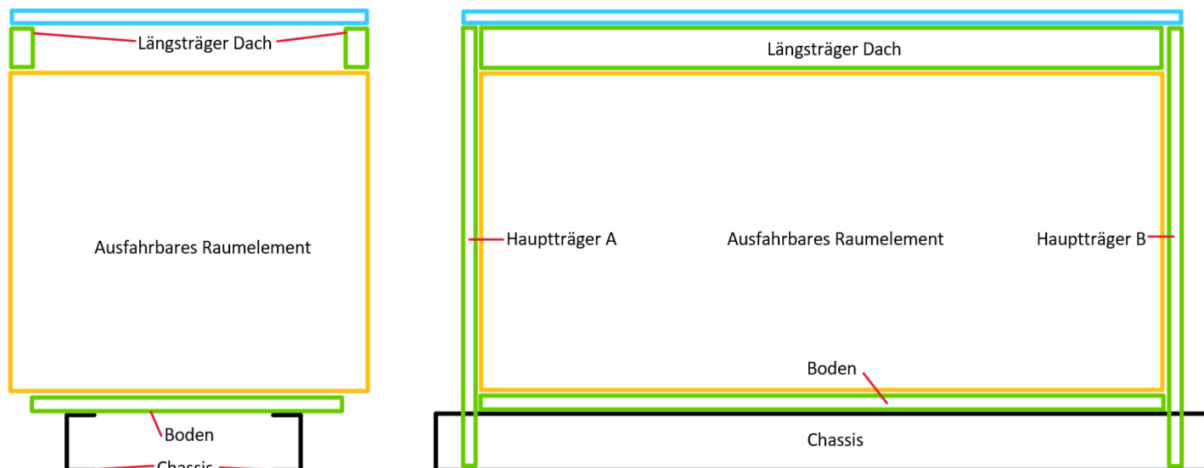


Abbildung 20: Darstellung des mittleren Raumelementes

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 50 mm ausgegangen. Um die Verformung des Daches zu berechnen wird die Biegesteifigkeit des Daches gemäss der Formel 24, 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 35 mm Höhe, 25 mm Breite und einer Wandstärke von 3 mm, hängt das Dach bei einer gelenkigen Lagerung (vgl. Abbildung 21) um 43 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 22 abgebildet ist. Gemäss der Formel 25 ergeben sich in den Längsträgern maximale Zugspannungen von 20 MPa und in den Deckschichten der Panels Druckspannungen von 3

MPa.

Bei einer zusätzlichen Belastung von rund 200 kg, gleichmässig verteilt auf die Fläche des Daches, wird in den Längsträgern die zulässige Spannung von 80 MPa erreicht. Die Spannungen in der oberen Deckschicht der Solarpaneele ergibt sich zu 13 MPa. Die zusätzliche Belastung könnte z.B. aufgrund von Schneefall auftreten.

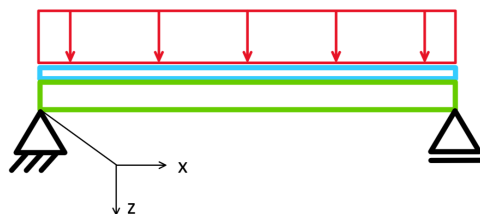


Abbildung 21: Idealisierung des Daches

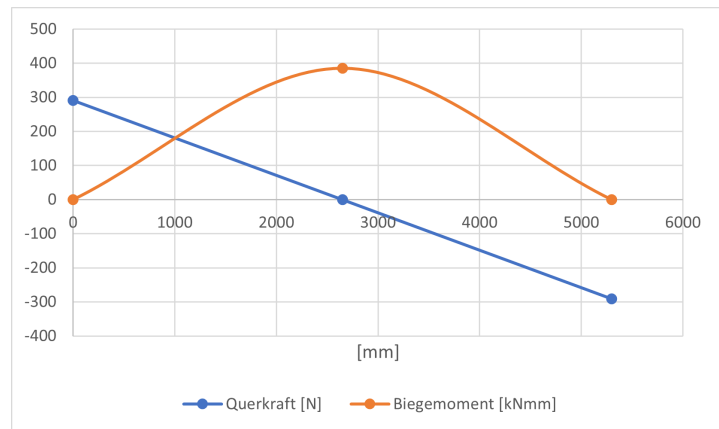


Abbildung 22: Querkraft- und Biegemomentenverlauf

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.

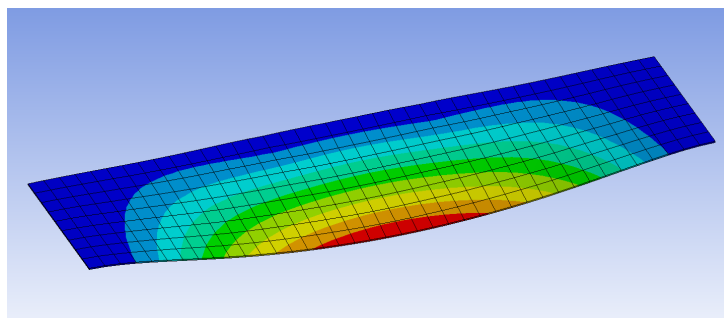


Abbildung 23: Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpaneele Reihe D

6 Globales FEM

Wie in der Aufgabenstellung beschrieben, soll zur Überprüfung der Handrechnungen und zum 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, mit den Handrechnungen verglichen und beurteilt.

Analog zu den Handrechnungen werden vier verschiedene FEM-Berechnungen durchgeführt. Sie alle beschreiben den Modus A und unterscheiden sich im Lastfall.

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 Butterflys wird wie in den Handrechnungen als “Kasten” vereinfacht und aus Balken und Schalenkörper aufgebaut. Das Chassis, die Träger A und B sowie die Dachträger werden als Balken mit den entsprechenden Querschnitten modelliert. Die Wände, Dächer und der Boden werden als Schalenkörper modelliert, wobei den Schalenkörper jeweils ein Lagenaufbau zugewiesen wird, welcher ihre Sandwichbauweise nachstellt. In den Abbildungen 24 ist das komplette Modell des Solar Butterflys zu sehen. In der Abbildung 25 wurden die Schalenkörper ausgeblendet, sodass nur die Balken sichtbar sind.

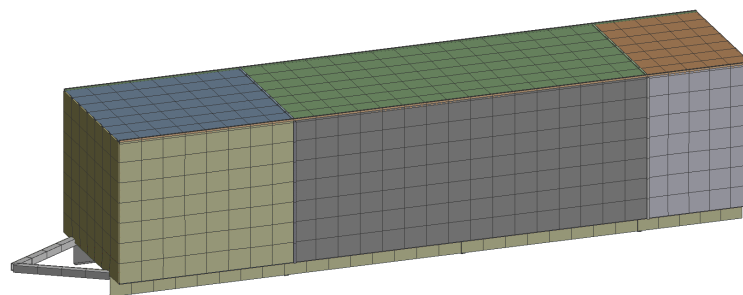


Abbildung 24: Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell

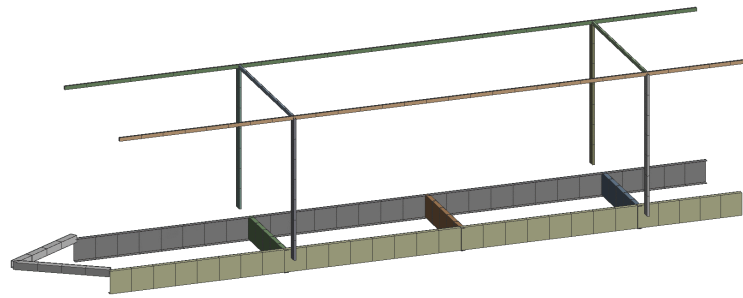


Abbildung 25: Darstellung der als Balken idealisierten Körper

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 26 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.

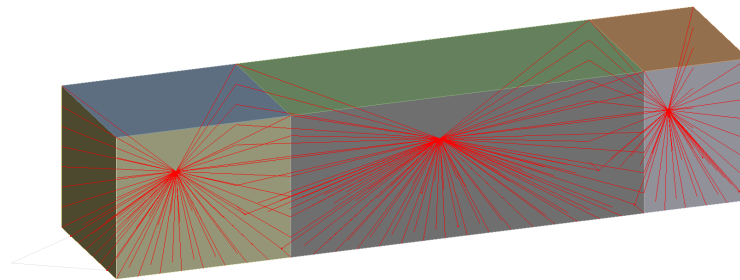


Abbildung 26: Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles

Die Deichsel, Längsträger und Querträger des Chassis werden durch das Zusammenführen der deckungsgleichen Knoten miteinander verbunden. 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 nun verbundene Aufbau wiederum wird auf zwei Arten mit dem Chassis verbunden. Einerseits werden die Träger A und B über einen *Fix-Joint* (alle Freiheitsgrade eingeschränkt) an ihrem untersten Knoten mit dem Chassis verbunden. Weiter wird der Boden über *General-Joint* (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 Kontaktreaktionen 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.

In allen folgenden 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 D.1 sind die Ergebnisse der FEM-Berechnungen tabellarisch festgehalten. Sofern für die ausgelesenen Größen Handrechnungen durchgeführt wurden, sind diese 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 D.2 sind Bilder, welche die Deformation des Solar Butterflies 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 AH-NAHNG zu finden ist.

6.2.1 Vergleich mit Handrechnungen

Im Lastfall 1.1 *Vertikale Beschleunigung* sind die berechneten Axialkräfte (xx kN) im Dach rund doppelt so hoch, wie jene des FEM-Modelles (xx kN). Dies ist 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. Abbildung im Anhang 29 und 30). 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.

Pauschal kann gesagt werden, dass die Größenordnungen der Resultaten der Handrechnungen mit jenen der FEM-Ergebnissen übereinstimmen.

6.2.2 Beurteilung Dach

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

Tabelle 6: Schnittgrößen in den Trägern des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen

	Einheit	1.1	1.2	1.4	1.5	Max	Min
Axialkraft	N	2879	-1562	-2560	-3625	2879	-3625
Querkraft	N	108	56	24	32	108	24
Biegemoment	kNmm	42	17	13	19	42	13

Wie im Kapitel 5.2 beschrieben, ist das dimensionierende Kriterium des Daches dessen Verformung aufgrund des Eigengewichtes. Dem entsprechend stellen die in der Tabelle 6 aufgeführten Schnittgrößen keine kritischen Lasten dar.

Das Potential zur 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. Würde ein anderes Konzept zur Versperrung der ausfahrbaren Seitenmodulen ausgearbeitet, könnte das Dach eventuell auf eine andere Weise versteift werden (z.B. mit aufgeklebten CFK-Hutprofilen) und die Dachträger ganz weggelassen werden. Dadurch würde jedoch das Bindeglied und die Abschlusskante der Solarpanelen wegfallen.

Wird vom jetzigen Konzept noch ein Schritt zurück gemacht und das Konzept des unterbrochenen Daches (4 Panelen 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, in einem Stück gefertigt und mit Einsätzen und Verstärkungen individuell angepasst werden. Der Nachteil dieses Konzeptes ist jedoch, dass nicht die standard-Solarmodule verwendet werden können. Es stellt sich entsprechend die Frage, zum einen *wer* und *wie* die Solarzellen auf das Dach laminiert werden. Dass die Solarzellen unter Umständen "von Hand" auf das Dach laminiert werden müssen, könnte sich aufgrund der Flexibilität bezüglich Dimensionen, auch als Vorteil erweisen.

6.2.3 Beurteilung Träger A und B

In der Tabelle 7 sind die maximalen Schnittgrößen der Träger zusammengestellt.

Tabelle 7: Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen

	Einheit	1.1	1.2	1.4	1.5	Max	Min
Axialkraft	N	-10904	-1562	2684	-4119	2684	-10904
Querkraft	N	1293	56	1067	1311	1311	56
Biegemoment	kNmm	327	17	627	772	772	17

Auch diese Lasten sind für die Träger keine kritischen. Die maximale Axialkraft von -10.9 kN hat, bei einer Querschnittsfläche eines Trägers von rund 1180 mm^2 , Druckspannungen von 9.2 MPa zur Folge. Die Gefahr des Knickens ist ebenfalls nicht vorhanden, da das Profil auf mindestens zwei Seiten gestützt wird. Das Maximale Biegemoment von 772 kNmm führt, bei einem minimalen Widerstandsmoment von 11900 mm^3 , zu Spannungen von in der Höhe von 65 MPa.

6.2.4 Verbindung Boden zu Chassis

Tabelle 8: Schnittgrößen und Spannungen der Verbindung zwischen Chassis und Boden in den unterschiedlichen Lastfällen

	Einheit	1.1	1.2	1.4	1.5	Max
Normalkraft (Zug)	N	883	35	1942	3118	3118
Schubkraft (xz-Ebene)	N	9933	1733	10972	10761	10972
Normalspannungen	MPa	0.06	0.00	0.13	0.21	0.21
Schubspannungen	MPa	0.67	0.12	0.74	0.72	0.74

Bei einer Fläche von 17880 mm^2 pro Abschnitt ergibt sich eine maximale Normalspannung von 0.04 MPa und eine maximale Schubspannung von 0.54 MPa. Beide Werte liegen deutlich unterhalb des Design-Allowable. Hierbei muss jedoch angemerkt werden, dass lokal die Spannungen deutlich höher liegen könnten und, dass das verwendete Modell nicht geeignet ist um diese Spannungskonzentrationen zu erkennen.

6.2.5 Verbindung Träger A und B zu Chassis

Tabelle 9: Maximale Axialkräfte in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen

Lastfall / Träger	Einheit	x	y	z	total
1.1 A	N	-56	2084	325	2110
1.1 B		98	667	80	679
1.2 A		-56	2084	325	2110
1.2 B		98	667	80	679
1.4 A		237	-3577	1729	3979
1.4 B		-733	-4221	1679	4602
1.5 A		373	-5525	2346	6014
1.5 B		-1309	-6399	2221	6899
Max		373	2084	2346	6899
Min		-1309	-6399	80	679

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

Lastfall / Träger	Einheit	x	y	z	total
1.1 A	kNmm	-734	-19	2	734
1.1 B		-236	34	-14	238
1.2 A		-734	-19	2	734
1.2 B		-236	34	-14	238
1.4 A		1924	71	-102	1928
1.4 B		2097	-251	95	2114
1.5 A		2767	112	-164	2774
1.5 B		0 2996	-452	159	3034
Max		2996	112	159	3034
Min		-734	-452	-164	238

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. Dies lässt sich unter anderem an den Abbildungen ?? und ?? anhand den Deformationen erkennen. Das Chassis verformt sich relativ 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 Ergebnis zum Teil auch auf die Art der Einbindung der Punktmassen zurück zu führen ist. Oder anders ausgedrückt: es ist nicht klar, ob das selbe Ergebnis erzielt werden könnte, wenn die Massen realitätsgetreuer modelliert worden wären. So befindet sich ein grösserer Teil der Masse, in Form der ausfahrbaren Solarmodulen, an den Wänden des Solar Butterflys. Diese Masse muss über die Wände und Träger A und B, zu einem gewissen Ausmass

auch über das Dach, getragen und auf das Chassis übertragen werden. Die Punktmassen sind jedoch fast ausschliesslich über das Chassis und die Träger A und B im Raum befestigt worden. Es ist wahrscheinlich, dass sich der Aufbau in der Realität mehr verformen würde, als dies durch die FEM-Berechnungen gezeigt wird und dass die tragende Funktion des Aufbaus dennoch nicht zu unterschätzen ist.

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

Umso wichtiger wird die Verbindung zwischen Boden und Chassis und dessen feste Einbindung in die tragende Funktion der Struktur.

Teil II

Anhang

A Quellenverzeichnis

- [1] BAFU, “Klima: Das wichtigste in kürze,” 2020.
- [2] L. Palmer, “Story “solartaxi”.”
- [3] B. Klein, “Leichtbau-konstruktion dimensionierung, strukturen, werkstoffe und gestaltung,”
- [4] H. Wittel, D. Jannasch, J. Voßiek, and C. Spura, *Roloff/Matek Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung*. Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 23 ed., 2017.
- [5] R. Bärtsch, *Mechanik & Festigkeit - Festigkeitslehre*. 2 2019.
- [6] B. Harry, “Eth-skript,”
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Beschleunigungstabelle.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [12] N. Kudarauskas, “Analysis of emergency braking of a vehicle,” *Transport*, vol. 22, no. 3, pp. 154–159, 2007.
- [13] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Bremstabelle A.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] P. Sesar and A. Krecak, “Impact of wind bora on croatian highways and bridges,” *IABSE Symposium Report*, vol. 90, pp. 23–29, 01 2005.
- [17] M. Scarpignato, “When is it too windy to drive an rv?,” Nov 2020.
- [18] K. Beasley, “Can high winds flip over your rv?,” Apr 2017.

B Abbildungsverzeichnis

1	Modus A	11
2	Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel φ	14
3	Modi beim Ausfahren	16
4	Modus C	17
5	Visualisierung der Personenlasten	18
6	Massenverteilung über die Bereiche	25
7	Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung .	26
8	Querkraft- und Biegemomentenverlauf	26
9	Schematische darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung .	28
10	Idealisierte Seitenwände, angreifende Käfte und Lagerreaktionen	28
11	Idealisierungen des Solar Butterflies für den Lastfall der lateralen Beschleunigung	29
12	Lagerung des idealisierten Solar Butterfly	29
13	Querkraft- und Biegemomentenverlauf des als Biegebalken idealisierten Solar But- terfly im Lastfall der lateralen Beschleunigung	30
14	Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung	30
15	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung	31
16	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung	32
17	Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . . .	32
18	Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen	33
19	Querkraft- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten	34
20	Darstellung des mittleren Raumelementes	35
21	Idealisierung des Daches	36
22	Querkraft- und Biegemomentenverlauf	36
23	Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpanele Reihe D	36
24	Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell	37
25	Darstellung der als Balken idealisierten Körper	38
26	Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles	38
27	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der vertikalen Beschleunigung . . .	50
28	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der lateralen Beschleunigung . . .	51
29	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung .	52
30	Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung .	53

C Tabellenverzeichnis

1	Design-Allowables Sandwichplatten	6
2	Lastfälle Modus A	21
3	Lastfälle Modus B	22
4	Lastfälle Modus C	23
5	Torsionsmomente und Schubflüsse entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung	32
6	Schnittgrößen in den Trägern des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen . .	39
7	Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen	40
8	Schnittgrößen und Spannungen der Verbindung zwischen Chassis und Boden in den unterschiedlichen Lastfällen	40

9	Maximale Axialkräfte in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen	41
10	Maximale Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen	41
11	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung . . .	46
12	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der longitudinalen Beschleunigung	47
13	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der lateralen Beschleunigung . . .	48
14	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der rotatorischen Beschleunigung .	49

D FEM

D.1 FEM Ergebnisse

D.1.1 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

Tabelle 11: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
Lagerreaktionen						
Deichsel	N	0	3193	0	3193	-1028 (y)
Chassis Links	N	0	35171	6733	35810	37300 (y)
Chassis Rechts	N	0	35171	-6733	35810	37300 (y)
Chassis						
Axialkraft	N				-50730	-44518
Querkraft	N				17003	19079 ²
Biegemoment	kNmm				16980	
Dach						
Axialkraft	N				2879	14840
Querkraft	N				108	
Biegemoment	kNmm				42	
Träger A und B						
Axialkraft	N				-10904	
Querkraft	N				1293	
Biegemoment	kNmm				327	
Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B						
Axialkraft A	N	-620	12931	-218	12948	
Biegemoment A	kNmm	-4602	-179	341	4618	
Axialkraft B	N	2464	15784	713	15991	
Biegemoment B	kNmm	-5610	851	-346	5685	
Kontaktreaktion: Chassis - Boden						
Normalkraft (Zug)	N				883	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				9933	

D.1.2 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung negativ

Tabelle 12: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der longitudinalen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
Lagerreaktionen						
Deichsel	N	-20611	-3050	0	20835	206000 (x)
Chassis Links	N	0	1525	515	1610	
Chassis Rechts	N	0	1525	-515	1610	
Chassis						
Axialkraft	N				6080	
Querkraft	N				1319	
Biegemoment	kNmm				2601	
Dach						
Axialkraft	N				553	
Querkraft	N				8	
Biegemoment	kNmm				2	
Träger A und B						
Axialkraft	N				-1562	
Querkraft	N				56	
Biegemoment	kNmm				17	
Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B						
Axialkraft A	N	-56	2084	325	2110	
Biegemoment A	kNmm	-734	-19	2	734	
Axialkraft B	N	98	667	80	679	
Biegemoment B	kNmm	-236	34	-14	238	
Kontaktreaktion: Chassis - Boden						
Normalkraft (Zug)	N				35	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				1733	

²Unter 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.

D.1.3 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung

Tabelle 13: Resultate der FEM-Simulation des Lastfalles der lateralen Beschleunigung

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
Lagerreaktionen						
Deichsel	N	0	0	1023	1023	-330 (z)
Chassis Links	N	0	-15008	11290	18780	11900 (z)
Chassis Rechts	N	0	15008	11242	18752	11900 (z)
Chassis						
Axialkraft	N				-31674	-11480
Querkraft	N				7163	6100 ³
Biegemoment	kNmm				6658	
Dach						
Axialkraft	N				-2560	-964
Querkraft	N				24	
Biegemoment	kNmm				13	
Träger A und B						
Axialkraft	N				2684	
Querkraft	N				1067	470
Biegemoment	kNmm				627	470
Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B						
Axialkraft A	N	237	-3577	1729	3979	
Biegemoment A	kNmm	1924	71	-102	1928	
Axialkraft B	N	-733	-4221	1679	4602	
Biegemoment B	kNmm	2097	-251	95	2114	
Kontaktreaktion: Chassis - Boden						
Normalkraft (Zug)	N				1942	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				10972	

D.1.4 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

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

Grösse	Einheit	x	y	z	Total	Berechnet
Lagerreaktionen						
Deichsel	N	0	0	804	804	
Chassis Links	N	0	-23097	10913	25546	-27000 (y) ⁴
Chassis Rechts	N	0	23097	10844	25516	27000 (y)
Chassis						
Axialkraft	N				-44164	
Querkraft	N				10927	
Biegemoment	kNmm				10218	
Dach						
Axialkraft	N				-3625	
Querkraft	N				32	
Biegemoment	kNmm				19	
Träger A und B						
Axialkraft	N				-4119	
Querkraft	N				1311	
Biegemoment	kNmm				772	
Kontaktreaktion: Chassis - Träger A und B						
Axialkraft A	N	373	-5525	2346	6014	
Biegemoment A	kNmm	2767	112	-164	2774	
Axialkraft B	N	-1309	-6399	2221	6899	
Biegemoment B	kNmm	2996	-452	159	3034	
Kontaktreaktion: Chassis - Boden						
Normalkraft (Zug)	N				3118	
Schubkraft (xz-Ebene)	N				10761	

³Unter 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.

⁴Die Kräfte von ± 27 kN ergeben sich aus der Halbierung der Kraft F aus der Berechnung im Kapitel 4.5.

D.2 Deformationen

D.2.1 Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

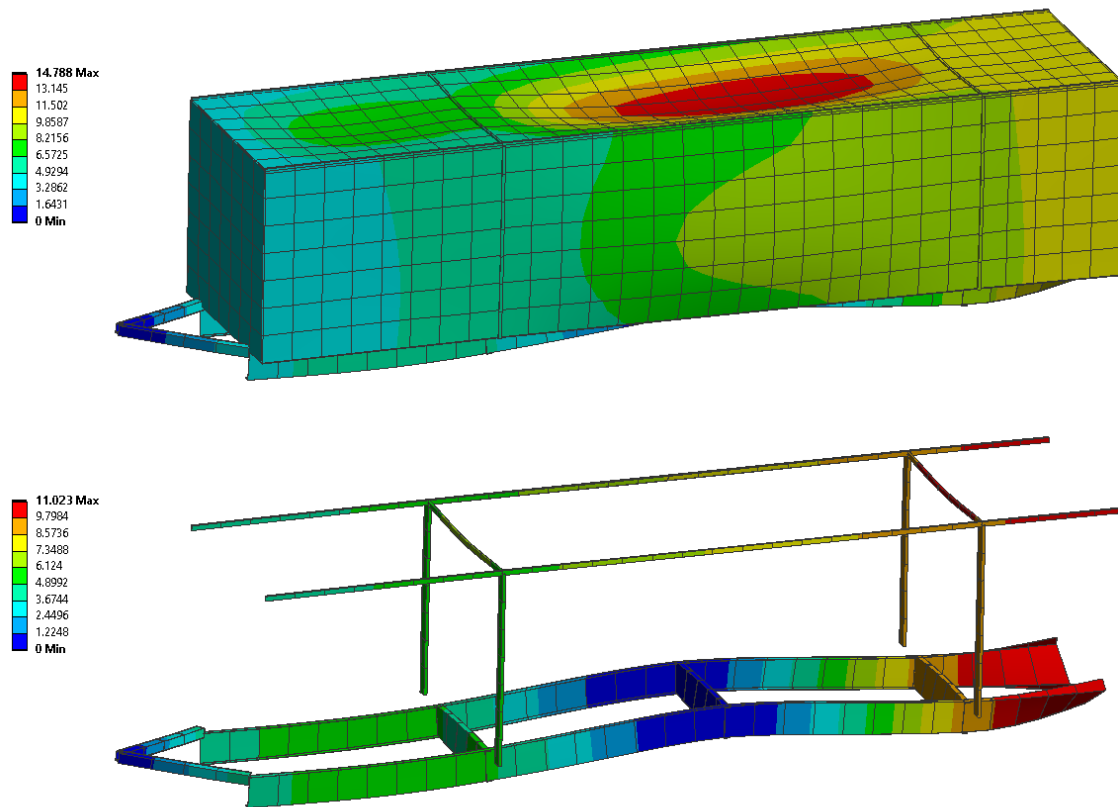


Abbildung 27: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der vertikalen Beschleunigung

D.2.2 Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung

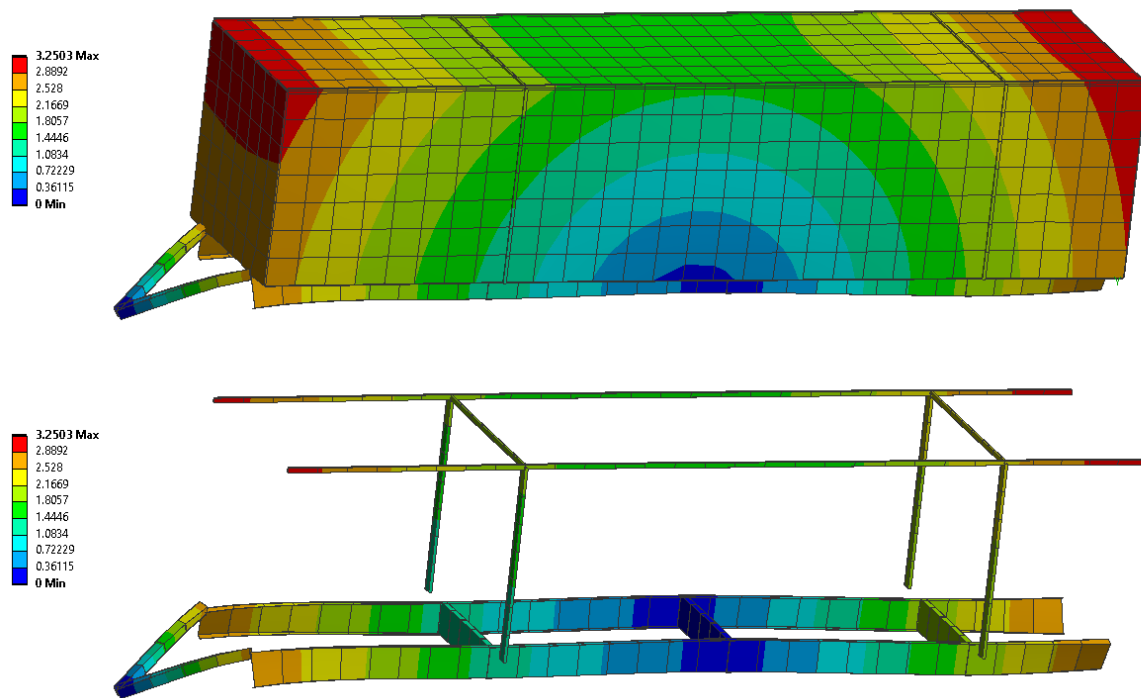


Abbildung 28: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der lateralen Beschleunigung

D.2.3 Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung

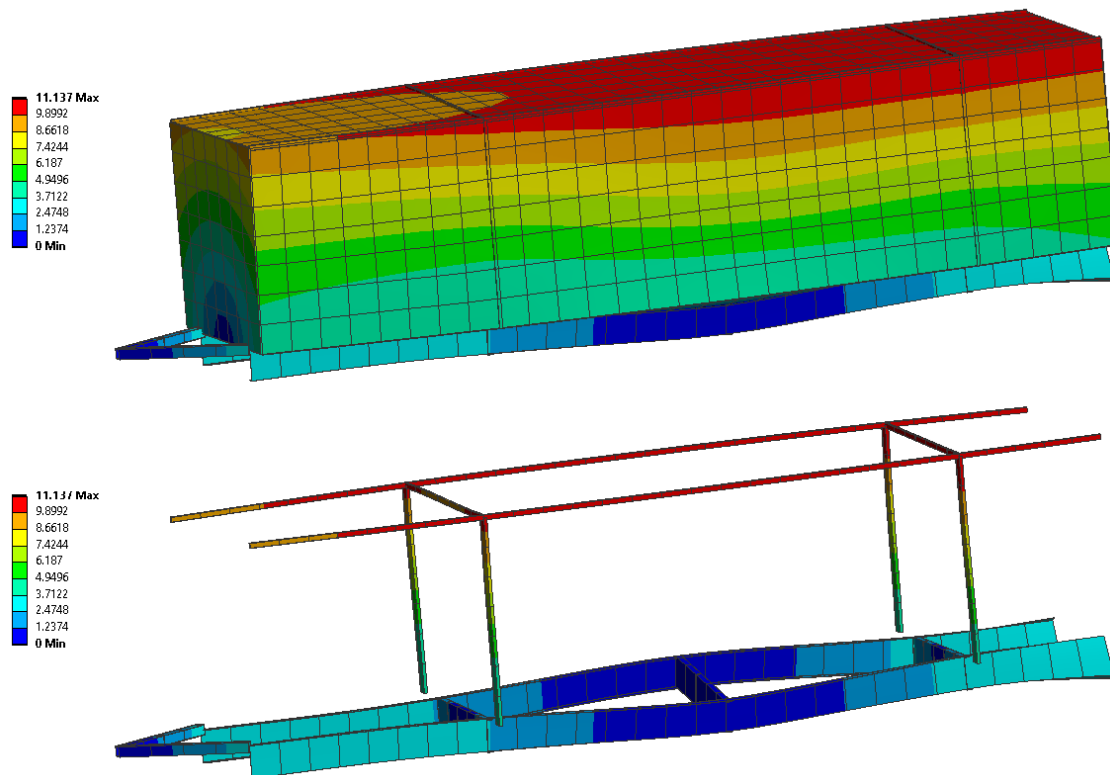


Abbildung 29: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung

D.2.4 Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

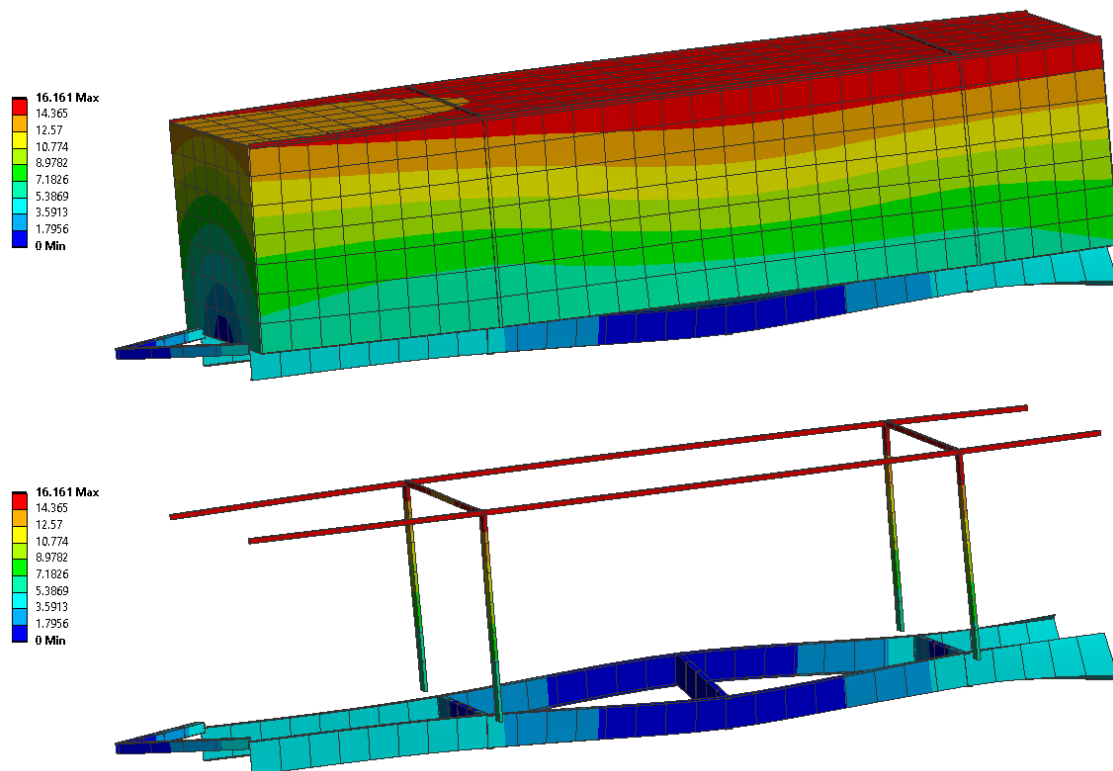


Abbildung 30: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

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