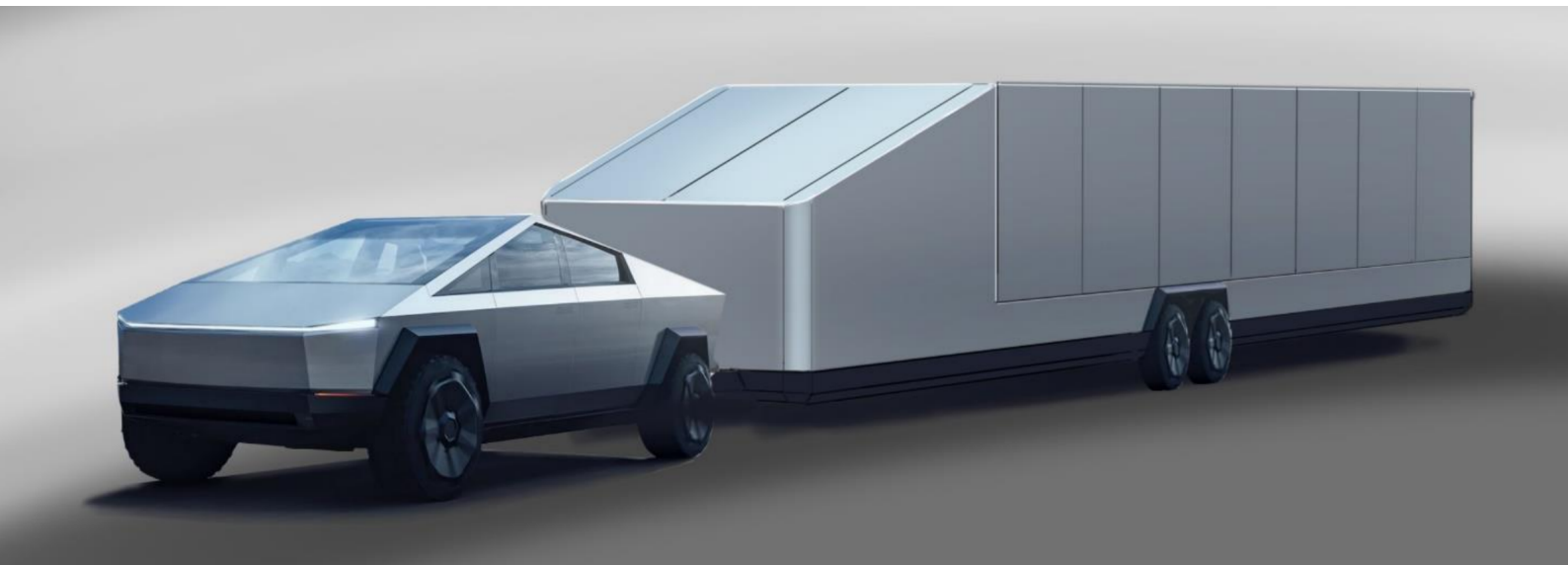


BAT

Solar Butterfly

Andre Gut

Betreuender Dozent: Dejan Romancuk



HSLU

Departement: Maschinentechnik

18.12.6969

Bachelor-Thesis an der Hochschule Luzern - Technik & Architektur

Titel	Solar Butterfly - Auslegung Grundstruktur
Diplomandin/Diplomand	Gut, Andre
Bachelor-Studiengang	Bachelor Maschinentechnik
Semester	FS21
Dozentin/Dozent	Romančuk, Dejan
Expertin/Experte	Dubach, Roger

Abstract Deutsch

Ziel des Projektes *Solar Butterfly* ist die Entwicklung eines autarken Wohnwagens, welcher sich mit selbst erzeugten Solarstrom versorgen und autonom operiert werden kann. Der Solar Butterfly soll international Aufmerksamkeit erregen und so nachhaltige Lösungen im Bereich des Klimaschutzes und Elektromobilität ermutigen und vorantreiben. In Zusammenarbeit mit drei weiteren Maschinenbaustudenten und deren Bachelorarbeiten soll die Vision des Solar Butterflys in die Realität umgesetzt werden.

Diese Arbeit befasst sich mit dem Definieren der Anforderungen und Auslegungskriterien des Solar Butterflys, dem Bestimmen von Design-Allowables, der Ausarbeitung eines Lastenheftes und der Grobauslegung der Grundstruktur. Zur Bestimmung von Schnittgrößen soll dabei ein globales FEM-Modell zur Anwendung kommen.

Handrechnungen und FEM-Berechnungen zeigen, dass von den untersuchten Belastungen die Lastfälle der vertikalen und rotatorischen Beschleunigung, welche während der Fahrt auftreten, die grössten Beanspruchungen darstellen. Zugleich weisen diese Lastfälle aufgrund von nur bedingt abschätzbaren Randbedingungen die grössten Unsicherheiten und Risiken auf. Weiter konnte in Erfahrung gebracht werden, dass die Klebeverbindung zwischen dem Boden und Chassis als Kritisch zu beurteilen ist und dass weitere Untersuchungen und Abklärungen diesbezüglich nötig sind. Ferner konnte Potential zur Gewichtsreduktion in Form einer Optimierung des Chassis in Verbindung mit dem Boden ausfindig gemacht werden.

Abstract Englisch

The goal of the project *Solar Butterfly* is the development of a self-sufficient caravan, which can be powered by self-generated solar electricity and operate autonomously. The Solar Butterfly is intended to attract international attention and thus encourage and promote sustainable solutions in the field of climate protection and electromobility. In collaboration with three other mechanical engineering students and their bachelor thesis, the vision of the Solar Butterfly is to be turned into reality. This work deals with the definition of the requirements and design criteria for the Solar Butterfly, the specification of design allowables, the elaboration of a specification sheet and the rough design of the basic structure. A global FEM model will be used to determine the

sectional forces. Hand calculations and FEM calculations show that of the loads investigated, the load cases of vertical and rotational acceleration, which occur during driving, represent the greatest stresses. It was also found that the adhesive bond between the floor and the chassis is critical and that further investigations and clarifications are necessary. Furthermore, potential for weight reduction could be identified by optimizing the chassis in conjunction with the floor.

Ort, Datum Luzern, 11. Juni 2021
© Andre Gut, Hochschule Luzern - Technik & Architektur

Alle Rechte vorbehalten. Die Arbeit oder Teile davon dürfen ohne schriftliche Genehmigung der Rechteinhaber weder in irgendeiner Form reproduziert noch elektronisch gespeichert, verarbeitet, vervielfältigt oder verbreitet werden.

Sofern die Arbeit auf der Website der Hochschule Luzern online veröffentlicht wird, können abweichende Nutzungsbedingungen unter Creative-Commons-Lizenzen gelten. Massgebend ist in diesem Fall die auf der Website angezeigte Creative-Commons-Lizenz.

Inhaltsverzeichnis

I	Dokumentation	1
1	Einleitung	1
1.1	Aufgabenstellung	1
1.2	Vorgehen und Methodik	2
1.3	Der Solar Butterfly	2
1.4	Projektorganisation	4
2	Anforderungen und Auslegungskriterien	5
2.1	Anforderungen an den Solar Butterfly	5
2.2	Dauerfestigkeit	5
2.3	Design-Allowables und Materialkennwerte	6
2.4	Auslegungskriterien	7
2.4.1	Aluminiumstrukturen	7
2.4.2	Sandwichstrukturen	7
2.4.3	Nieten	10
2.4.4	Klebeverbindungen	10
3	Lastenheft	11
3.1	Missbrauchslastfälle	12
3.2	Dynamik	12
3.3	Modus A: Fahren	12
3.4	Modus B: Ausfahren	16
3.5	Modus C: Ausgefahren	17
4	Handrechnungen	23
4.1	Massenverteilung	23
4.2	Vertikale Beschleunigung	23
4.3	Longitudinale Beschleunigung	25
4.4	Laterale Beschleunigung	27
4.5	Rotatorische Beschleunigung	29
5	Dimensionierung	31
5.1	Boden - Mittleres Raumelement	31
5.2	Dach - mittleres Raumelement	33
5.3	Solarpanelen - Reihe D	34
6	Globales FEM	35
6.1	Idealisierung und Modell	35
6.2	Ergebnisse	37
6.2.1	Vergleich mit Handrechnungen	37
6.2.2	Beurteilung Dach	37
6.2.3	Beurteilung Träger A und B	38
6.2.4	Verbindung Boden zu Chassis	39
6.2.5	Verbindung Träger A und B zu Chassis	40
6.2.6	Deformationen	40

7 Diskussion	42
7.1 Lastenheft	42
7.2 Einschränkung der Benutzung - Benutzerhandbuch	42
7.3 Auslegung	43
7.4 Gewichtsoptimierung	44
8 Fazit	45
9 Danksagung	46
 II Anhang	 47
A Quellenverzeichnis	47
B Abbildungsverzeichnis	48
C Tabellenverzeichnis	49
D Der Solar Butterfly - Bilder	50
E Lastenheft	52
E.1 Berechnung der Vertikalen Beschleunigung	52
F FEM	53
F.1 FEM Ergebnisse	53
F.1.1 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung	53
F.1.2 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung negativ	54
F.1.3 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung	55
F.1.4 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung	56
F.1.5 FEM-Ergebnis - Kontaktreaktion Träger A und B zu Chassis	57
F.2 Deformationen	58
F.2.1 Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung	58
F.2.2 Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung	59
F.2.3 Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung	60
F.2.4 Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung	61
 III Elektronischer Anhang	 62
G Bilder des Solar Butterflys	62
H Dokumente aus fremden Arbeiten	62
H.1 Anforderungsliste	62
H.2 Gewichtsrechnung	62
I Datenblätter	62
I.1 Materialien	62
I.1.1 TDS Airex-T92	62
I.1.2 TDS Sikaflex 552-AT	62
I.2 Komponenten	62

I.2.1	Federkonstante	62
J	Berechnungen	62
J.1	Lastenheft - Beschleunigungen	62
J.2	Handrechnungen	62
J.3	Dimensionierung	62
K	FEM	62
K.1	FEM-Modell - Solarpanelen Reihe D	62
K.2	FEM-Modell - Solar Butterfly Global	62
K.3	FEM Auswertung	62

Teil I

Dokumentation

1 Einleitung

Der Klimawandel äussert sich in der Schweiz überdurchschnittlich. So ist die mittlere Jahrestemperatur in der Schweiz seit Messbeginn im Jahr 1864 um 2 °C gestiegen, was rund doppelt so stark ist, wie das globale Mittel. In der Schweiz wird rund ein Drittel aller Treibhausgasemissionen durch den Verkehr (ohne internationalen Flug- und Schiffsverkehr) verursacht [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 Jahr 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 Wohnelementen und 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 seitlichen Raumelementen. Die Arbeit *Auslegen der Antriebstechnik* befasst sich mit der Technik, mit welcher die beweglichen Bauteile in Bewegung gesetzt werden. Im Teilgebiet *Auslegung Solar Butterfly (Globales CAD)* werden die jeweiligen Teilgebiete zusammengeführt. Ebenfalls beinhaltet diese Aufgabenstellung das Erstellen eines globalen CAD-Modells, das Zusammentragen der allgemeinen Anforderungen sowie eine Risikobewertung des Projektes.

1.1 Aufgabenstellung

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

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

1.2 Vorgehen und Methodik

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

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

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

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

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

1.3 Der Solar Butterfly

Ziel dieses Kapitels ist es, einen Überblick des Solar Butterflys zu geben und die Funktionen der wichtigsten Komponenten zu erklären. In den folgenden drei Abbildungen ist der Solar Butterfly schematisch dargestellt. Im Anhang D sind realitätsgetreuere Abbildungen des CAD-Modelles und im elektronischen Anhang G Detailansichten und weitere Bilder zu finden.

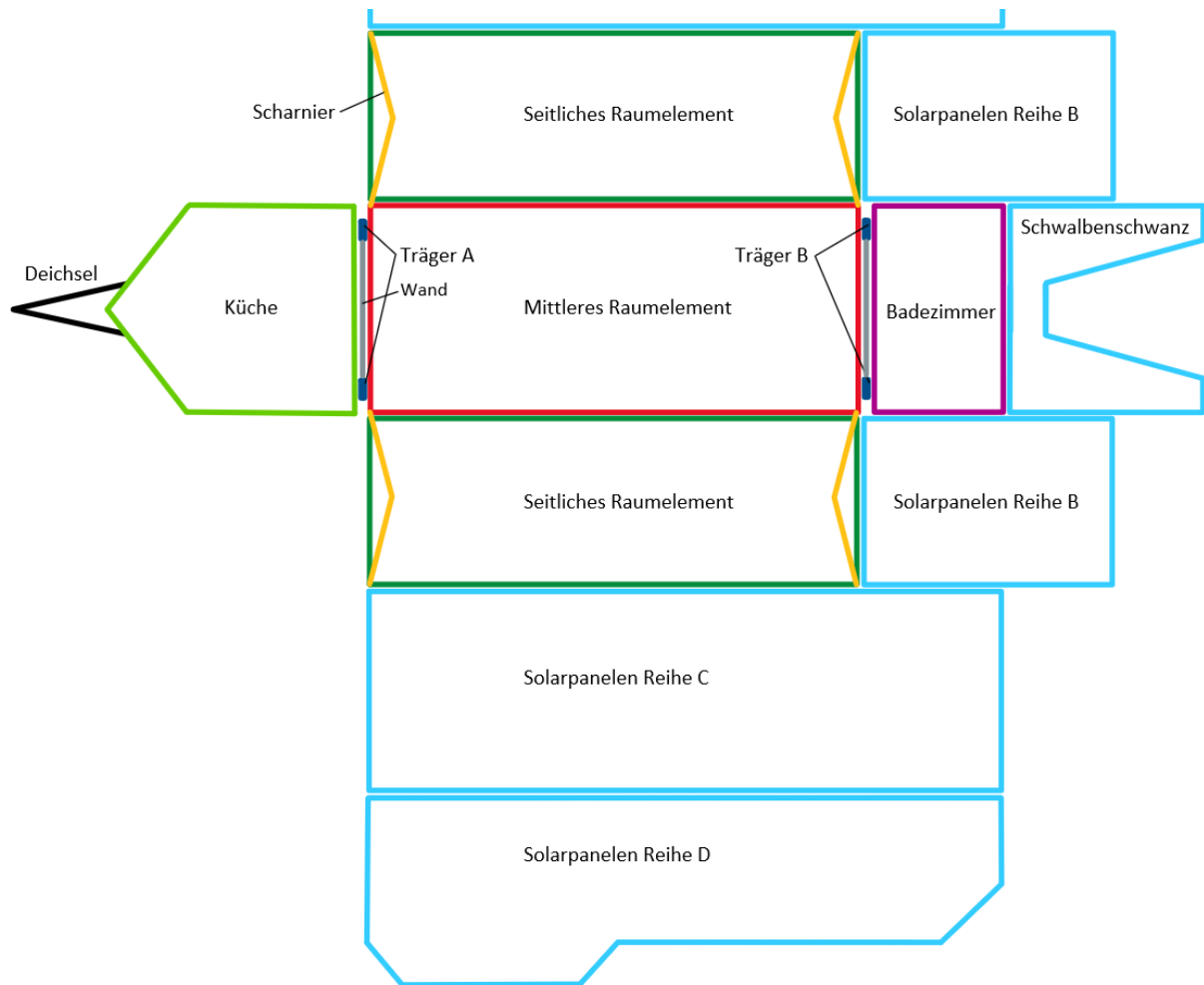


Abbildung 1: Der Solar Butterfly von Oben

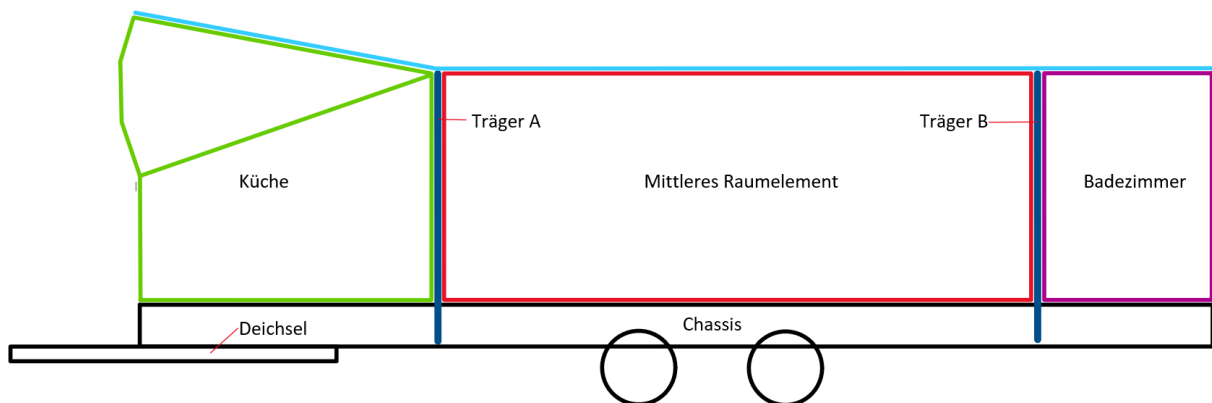


Abbildung 2: Seitenansicht des Solar Butterflys

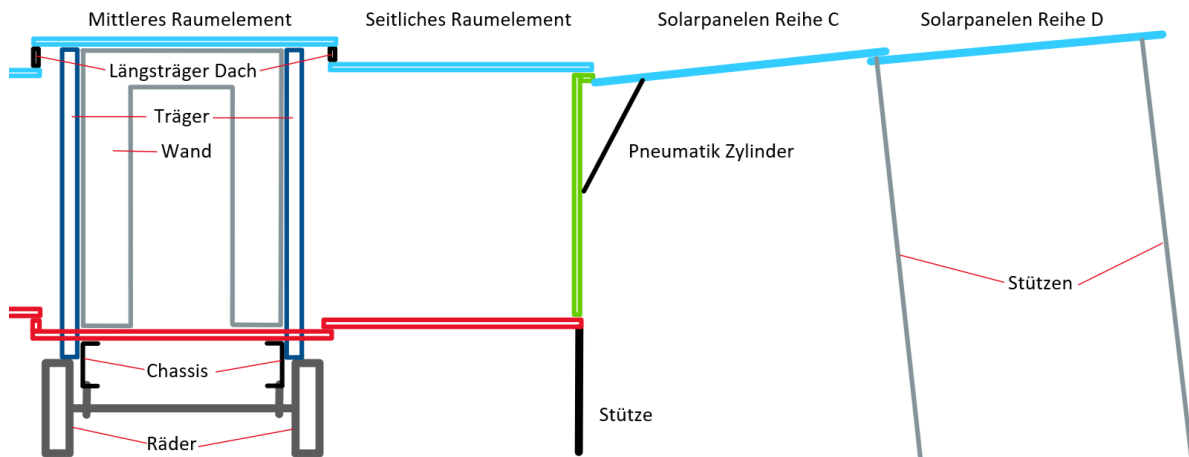


Abbildung 3: Schnittansicht des Solar Butterflys

Grundbaustein des Solar Butterflys ist das Chassis, an welchem die Träger A und B und der Boden befestigt sind. An den Trägern A und B sind wiederum die Scharniere, an welchen die seitlichen Raumelemente ausgefahren werden können, sowie die Wände und das Dach befestigt. In Bewegung gebracht werden die Bauteile des Solar Butterflys durch Pneumatik. Die seitlichen Raumelemente werden durch je zwei Pneumatikzylinder im Chassis aus- und eingefahren. Die beweglichen Solarpaneele werden ebenfalls mittels Pneumatik, in Kombination mit Gasdruckfedern, bewegt. Die Solarpaneele der Reihe D können über Teleskopscharniere unterhalb der Reihe C hervorgeschoben werden.

Der Solar Butterfly soll verschifft werden können, muss daher in einen Container passen und darf die Masse von $2.64 \times 10.2 \times 2.3$ (Höhe x Länge x Breite) nicht überschreiten. Die Gewichtslimite des Solar Butterflys beträgt für Europa 2200 und für den Rest der Welt 3000 kg und stellt eine der grössten Herausforderungen des Projektes dar. Die Thematik des Gewichtes prägt entsprechend die Arbeiten und hat die getroffenen Entscheidungen massgebend beeinflusst.

Während der Fahrt sollen die beweglichen Teile des Solar Butterflys über formschlüssige Verbindungen mit dem Rest der Struktur verbunden werden. So kann eine sichere Fahrt auch bei hohen Geschwindigkeiten gewährleistet werden.

Im innern des Solar Butterflys soll sich Mobiliar befinden (Sofa, Tische etc.) welches während der Fahrt befestigt und verstaut werden muss.

Bilder sind von Huber

1.4 Projektorganisation

Wie in der Einleitung beschrieben, sind drei weitere Maschinenbaustudenten mit Ihrer Bachelorarbeit an dem Projekt Solar Butterfly beteiligt. Jedem der Studenten steht ein Dozent zur Betreuung und Unterstützung zur Verfügung. Mit den insgesamt acht Parteien (mit dem Auftraggeber neun) ist entsprechend viel Austausch und Kommunikation nötig. Es wurden Wöchentliche Meetings, abwechselungsweise über Videokonferenz oder an der HSLU vor Ort, abgehalten. Zusätzlich zu diesen Meetings wurden Wöchentliche Meetings mit dem betreuenden Dozenten Dejan Romančuk abgehalten.

2 Anforderungen und Auslegungskriterien

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

2.1 Anforderungen an den Solar Butterfly

Im Rahmen dieser Arbeit wird lediglich auf diejenigen Anforderungen des Solar Butterflys eingegangen, welche für die Auslegung der Grundstruktur und den Festigkeitsberechnungen relevant sind. Die komplette Liste der Anforderungen an den Solar Butterfly ist in der Arbeit von *Huber* [3] oder im elektronischen Anhang H.1 zu finden.

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

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

2.2 Dauerfestigkeit

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

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

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

2.3 Design-Allowables und Materialkennwerte

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

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

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

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

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

Tabelle 2: Design-Allowables für Kleber

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

Die Materialdatenblätter des Kernmaterials sowie des Klebstoffes sind im elektronischen Anhang I.1 angefügt.

2.4 Auslegungskriterien

In diesem Unterkapitel beschrieben, was die Anforderungen an den Solar Butterfly für die einzelnen Komponenten und Strukturelemente bedeutet. Es wird erläutert mit welchen Methoden die Auslegung angegangen wird und welche Vereinfachungen getroffen werden.

2.4.1 Aluminiumstrukturen

Zu den Auslegungskriterien der Aluminiumstrukturen gehört das Festigkeitsproblem der plastischen Verformung (Fliesen) und das Stabilitätsproblem der Knickung. Für die Grobauslegung werden die Aluminiumstrukturen ausgelegt, dass diese ein Sicherheitsfaktor gegen Fliesen von 1.5 aufweisen. Bei der Wahl dieses Sicherheitsfaktors wird sich an *Roloff Matek Maschinenelemente* orientiert [6]. Für das Stabilitätsproblem der Knickung wird sich an *Bärtsch* orientiert und ein Sicherheitsfaktor von 4 gewählt [8].

Fliesen

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

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

Knicken

Das Knicken von Stäben wird abgedeckt, indem überprüft wird, ob die Knickspannung nach Euler die zulässige Spannung überschreitet. Knickspannung nach Euler:

$$\sigma_{zul} \leq \sigma_k = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_{min}}{l_k^2 \cdot A} \quad (2)$$

2.4.2 Sandwichstrukturen

Die Versagenskriterien der Sandwichstrukturen können in die beiden Kategorien *Festigkeitsprobleme* und *Stabilitätsprobleme* eingeteilt werden [9]. In der Abbildung 4 sind die verschiedenen Versagensfälle dargestellt [10].

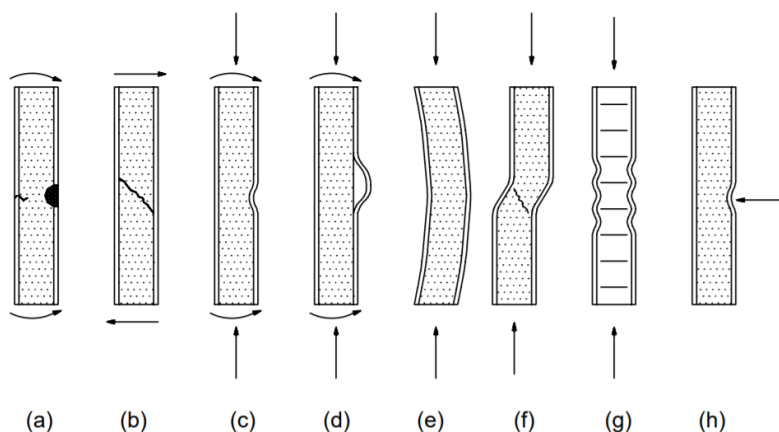


Abbildung 4: Versagensarten in Sandwichbalken. (a) Fliesen/Bruch der Oberfläche, (b) Schubbruch, (c und d) Faltenbildung der Oberfläche, (e) allgemeines Knicken, (f) Scherfaltenbildung, (g) Beulen an der Oberfläche und (h) lokales Eindringen.

Zu den Festigkeitsproblemen gehören;

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

Zu den Stabilitätsproblemen gehören unter anderem;

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

Die auszulegenden Sandwichstrukturen werden gegenüber diesen Festigkeits und Stabilitätsproblemen ausgelegt.

Um den Rechenaufwand und die Komplexität der Berechnungen zu verringern werden Annahmen und Vereinfachungen getroffen. Für die Auslegung von Sandwichstrukturen können folgende Annahmen getroffen werden [4][9];

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

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

Festigkeitsprobleme

Aus den getroffenen Annahmen und Vereinfachungen lassen sich die Formeln 3 und 4 herleiten. Mit der Formel 3 lassen sich die Spannungen in den Deckschichten berechnen.

$$\sigma_d = \frac{1}{t_d} \cdot \left(\frac{n}{2} \pm \frac{m}{h} \right) \quad (3)$$

Wobei t_d für die Dicke der Deckschicht, n für die Normalkraft pro Länge, m für das Moment pro Länge und h für die rechnerische Höhe der Platte stehen.

Mit der Formel 4 lassen sich die Schubspannungen in der Kernschicht berechnen und somit Aussagen über ihre Resistenz gegenüber dem Schubbruch machen.

$$\tau_k = \frac{q}{t_k} \quad (4)$$

Wobei t_k für die Dicke der Kernschicht steht.

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

Stabilitätsprobleme

Die Stabilitätsprobleme der Sandwichstrukturen lassen sich in globale und lokale Instabilitäten einteilen. Zur globalen Instabilität gehört das Knicken, welches sich aus der Euler-Knickung des schubsteifen Balkens und dem Schubknicken zusammensetzt. Die kritische Belastung, bei welcher es zur Euler-Knickung kommt, lässt sich gemäss *Klein* [4] mit der Formel 5 berechnen.

$$F_{kB} = \frac{\pi^2 \cdot E_d \cdot I}{l_k^2} \quad (5)$$

Wobei sich das Widerstandsmoment I vereinfacht gemäss der Formel 6 berechnen lässt. Hier wurde die Annahme getroffen, dass die Eigenbiegesteifigkeiten der Deckschichten vernachlässigbar sind. Diese Annahme kann gemäss *Klein* ab einem Verhältnis von t_d zu t_k von 0.25, getroffen werden.

$$I = 2 \cdot b \cdot t_d \cdot \left(\frac{t_k}{2} + t_d \right)^2 \quad (6)$$

Die kritische Schubknicklast lässt sich gemäss *Klein* mit der Formel 7 berechnen.

$$F_{kS} = b \cdot t_k \cdot G_k \quad (7)$$

Die totale kritische Knicklast F_k ergibt sich aus der Formel 8:

$$F_{k,vorh.} \leq F_k = \frac{1}{\frac{1}{F_{kB}} + \frac{1}{F_{kS}}} \quad (8)$$

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

$$\sigma_k = G_k \cdot \frac{h}{2 \cdot t_d} \quad (9)$$

Die kritischen Spannungen, bei welcher das Knittern der Deckschicht auftritt, lässt sich mit der Formel 10 berechnen. [9]

$$\sigma_k = k_s \sqrt[3]{E_d \cdot E_k \cdot G_k} \quad (10)$$

Wobei für Auslegungen $k_s = 0.5$ gilt.

2.4.3 Nieten

Für die Grobauslegung von Nietverbindungen wird angenommen, dass die angreifenden Schubkräfte gleichmässig auf die Anzahl Nieten in einer Verbindung verteilt werden. Anzahl und Typ der Nieten wird dabei so gewählt, dass die zulässige Scherkraft der Niete nicht überschritten wird. Laut Klein [4] gehört zum Tragfähigkeitsnachweis von Nietverbindungen für gewöhnlich ein Abscher- und Lochleibungsnachweis. Insofern sei für Nietverbindungen ein Nachweis auf Scherbruch (Formel 11) und Lochleibung (Formel 12) zu erbringen:

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

$$F \leq F_{LF} = d_N \cdot t \cdot \sigma_{FL} \quad (12)$$

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.

2.4.4 Klebeverbindungen

Die Fähigkeit einer Klebeverbindungen Schubfluss zu übertragen wird gemäss der Formel 13 beurteilt.

$$\tau_K = \frac{q}{b} \leq \frac{\tau_{KB}}{S} \quad (13)$$

3 Lastenheft

In diesem Kapitel wird erklärt, wie das Lastenheft aufgebaut ist, wie die Lastfälle bestimmt und welche Annahmen dabei getroffen werden. Das Lastenheft ist auf der Seite 19 zu finden.

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

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

Als *Lastfall* wird eine Situation (z.B. Fahrt auf einer um 10° geneigten Strasse) oder eine Last (z.B. eine Personenlast) verstanden, welche in einem spezifischen Modus auftreten kann. Der Lastfall 1.1 im Modus *A* beschreibt zum Beispiel die vertikale Beschleunigung von 1.5 g welche durch das Überfahren einer Bremsschwelle auftreten kann. Der Lastfall 1.1 im Modus *C* beschreibt eine Personenlast.

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 längs positiv* 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 einer Belastung und einer Abschätzung der „Ernsthaftigkeit“ der Auswirkungen, sollte die Ungenauigkeit eintreten. Eine *Ungenauigkeit* von 0.5 bedeutet, dass von einer potenziellen Abweichung der Belastung von $\pm 50\%$ ausgegangen wird. Für die Werte der *Auswirkungen* wird kein klarer Massstab definiert. Sie nehmen Werte zwischen 0 und 100 an und beurteilen die Auswirkungen beim Eintreten der Ungenauigkeit. Das Produkt aus der Ungenauigkeit und der Auswirkung ergibt den Wert des Risikos.

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

Als *Lastkombination* wird eine Kombination von verschiedenen Lastfällen verstanden. Eine Lastkombination bezieht sich jeweils auf einen Modus. Die Lastkombination A.3.1.2 setzt sich zum Beispiel zusammen aus dem Modus *A* und den Lastfällen 1.3 *Longitudinale Beschleunigung* -

Negativ, 2.1 Wind von links und 3.2 Neigung längs negativ aus dem Modus A. Die zweite Zahl im Namen der Lastfälle tritt jeweils im Namen der Lastkombination auf.

3.1 Missbrauchslastfälle

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

3.2 Dynamik

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

3.3 Modus A: Fahren

Der Modus A beschreibt den Solar Butterfly im „Fahr-Modus“ und ist in der Abbildung 5 dargestellt. Konkret bedeutet dieser Modus, dass alle Panels und seitliche Raumelemente eingefahren und über die Verschlüsse fest mit dem Rest des Aufbaus verbunden sind. Ebenfalls sind alle Stützen eingefahren. Im Fahr-Modus befinden sich keine Personen im Solar Butterfly und das Mobiliar ist an den dafür vorgesehenen Stellen verstaut. Weiter herrscht in allen Lastkombinationen die Erdbeschleunigung von 1 g. Der Lastfall von 1 g wird nicht spezifisch aufgeführt.

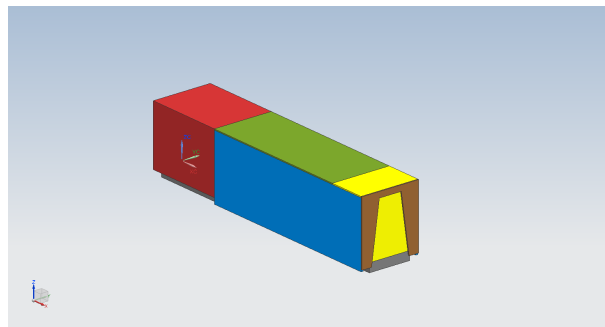


Abbildung 5: Modus A

Beschleunigungen während der Fahrt

1.1 Vertikale Beschleunigung

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

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

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

Das *Ein-Massen-Schwinger*-Modell wurde mit einer Masse von 3000 kg, einer mittleren Federkonstante, bestimmt aus den Datenblättern des Herstellers (elektronischer Anhang I.2.1), von 353'000 N/m und mit einer Dämpfungskonstante von 10000 Ns/m (5000 Ns/m pro Achse) modelliert. Als Anhaltswert für die Wahl der Dämpfungskonstante wurde die Dämpfungskonstante von 5000 Ns/m pro Achse eines 2500 kg schweren SUV's gewählt [11]. Beim Überfahren einer Bremsschwelle von 0.9 m Länge und 0.1 m Höhe, mit einer Geschwindigkeit von 40 km/h, resultiert eine maximale Beschleunigung von rund 1.7 g. Zu diesem Ergebnis muss gesagt werden, dass davon ausgegangen werden kann, dass die erhaltene Beschleunigung zu hoch liegt. So wurde zum Beispiel die Effekte der Reifen und die rotatorische Trägheit des Solar Butterflies nicht berücksichtigt, was Abminderungen der berechneten Beschleunigung zur Folge hätten. Dennoch wird der erhaltene Wert als guten Vergleichswert und Anhaltspunkt für weitere Abklärungen gehalten.

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

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

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

Pidl [14] zeigt, dass Transportware in einem Sattelschlepper Beschleunigungen von ± 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 der 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 den hohen Risikowert von 20 ergibt.

1.2 Longitudinale Beschleunigung - Positiv (Erhöhen der Geschwindigkeit)

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

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

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

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

1.3 Longitudinale Beschleunigung - Negativ (Bremsen)

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

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

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

1.4 Laterale Beschleunigung

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

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

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

1.5 Rotatorische Beschleunigung

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

Die folgende Gleichung beschreibt den Neigungswinkel φ des Solar Butterflies in Abhängigkeit der Zeit t :

$$\varphi(t) = \varphi \cdot \sin(\omega t) \quad (14)$$

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

$$\omega = \frac{2 \cdot \pi}{T} \quad (15)$$

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:

$$\alpha(t) = \ddot{\varphi}(t) = -\Delta\varphi \omega^2 \cdot \sin(\omega t) \quad (16)$$

Mit einer Schwingdauer von einer Sekunde und einer maximalen Neigung φ von 6.5° (vgl. Abbildung 6), 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.

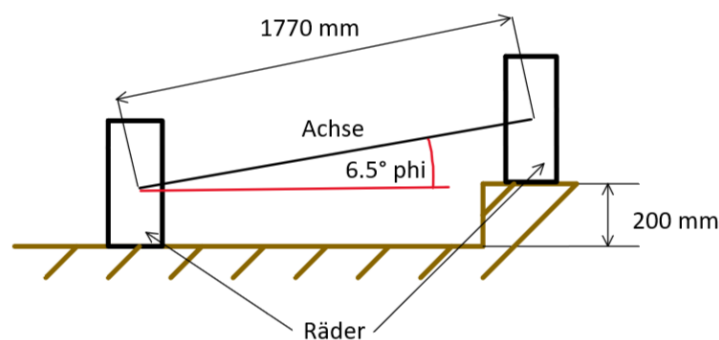


Abbildung 6: Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel φ

Windlasten

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

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

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

Für eine erste Abschätzung der zugelassenen Windgeschwindigkeit bei der Fahrt des Solar Butterfly wird sich an der Blog-Seite *rvblogger.com* orientiert und die Geschwindigkeit von $80 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ als Limite festgelegt. Für die Berechnung der durch den Wind entstehenden Belastung, wird der Solar Butterfly vereinfacht als normal angeströmtes Rechteck betrachtet. Für die Berechnung des Winddruckes wird die erhöhte Geschwindigkeit von $102.2 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ (Beaufort 10) verwendet, um Windböen und eventuelle Ungenauigkeiten in der Messung oder Abschätzung der Windgeschwindigkeiten abzudecken. Der Winddruck wird gemäss Formel 17 berechnet.

$$P_W = c_p \frac{\rho}{2} v^2 \quad (17)$$

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 17 ein Winddruck von 532 Pa.

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

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

Neigung

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

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

3.4 Modus B: Ausfahren

Die Modi *B1*, *B2* und *B3* beschreiben den Solar Butterfly während dem Ausfahrvorgang der seitlichen Raumelemente. Im Modus *B1* sind die Stützen am Chassis unten und alle seitlichen Raumelemente und Panels sind eingefahren. Dieser Modus stellt den Solar Butterfly im „Abgestellten“ Zustand dar. Bei extremen Umwelteinflüssen wie Schneefall oder starkem Wind, stellt der Modus *B1* den geschütztesten Zustand dar und muss somit diesen extremen Umwelteinflüssen standhalten können. Im Modus *B2* ist, zusätzlich zu den Stützen am Chassis, das grosse seitliche Raumelement (In der Abbildung 7b orange dargestellt) ausgefahren. Standardmässig werden beide seitlichen Raumelemente zur selben Zeit ausgefahren. Sollte dies aufgrund von technischen Problemen nicht möglich sein und die Raumelemente müssen „von Hand“ einzeln ein- oder ausgefahren werden, wird der Modus *B2* eingenommen. Im Modus *B3* ist zusätzlich das zweite seitliche Raumelement ausgefahren.

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

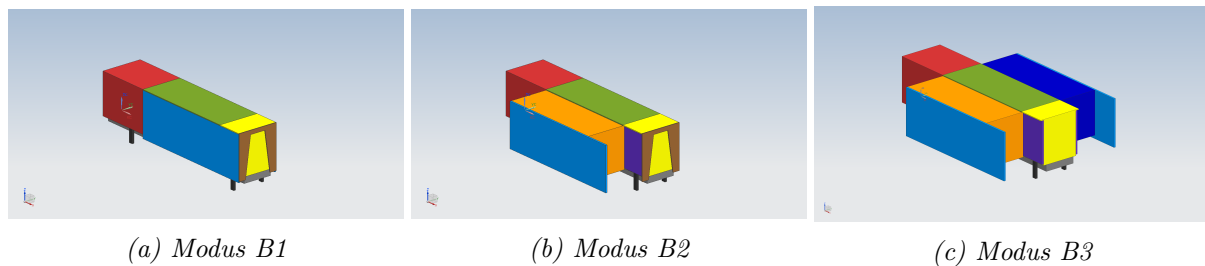


Abbildung 7: Modi beim Ausfahren

Windlasten

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

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

Neigung

Mit Palmer wurde abgesprochen, dass der Boden, auf welchem der Solar Butterfly parkiert wird, die Neigung von 5° (8.8%) nicht überschreiten darf (vgl. Pflichtenheft 10.0.4 und 10.0.5 Max. Neigung im Stand). Die Implementierung und Risikobewertung der Lastfälle werden analog zu den Neigungsfällen im Modus *A* durchgeführt.

3.5 Modus C: Ausgefahren

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

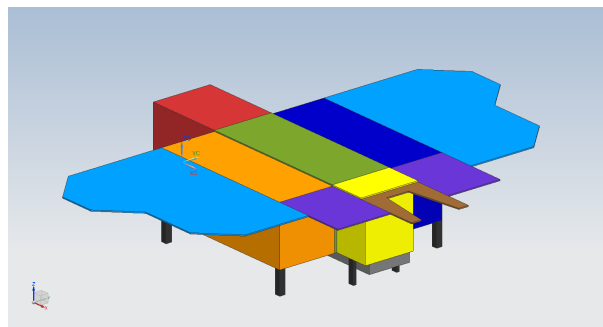


Abbildung 8: Modus *C*

Personenlast

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

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

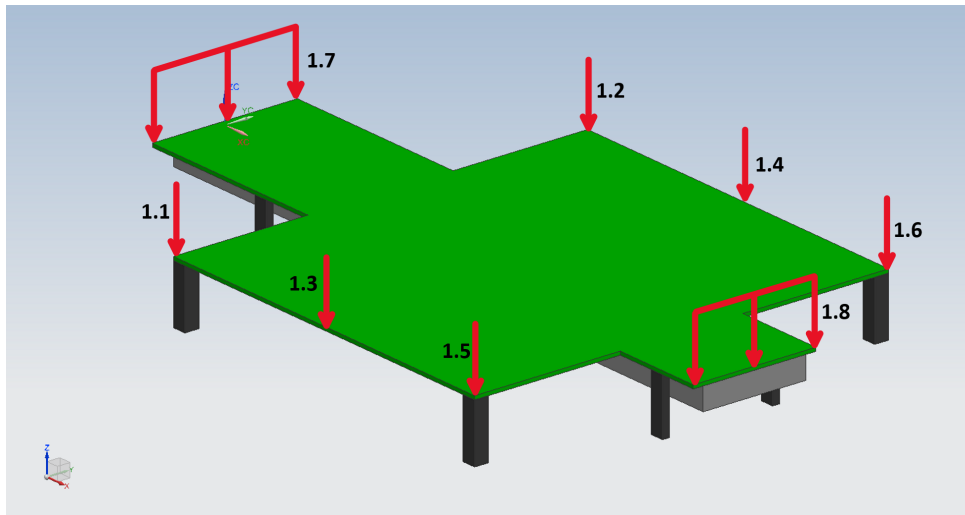


Abbildung 9: Visualisierung der Personenlasten

Die Fälle, dass Personen in der Mitte eines Raumelementes stehen, werden im Lastenheft nicht aufgeführt, da davon ausgegangen wird, dass diese Fälle für die globalen Lastpfade kein Extrem darstellt. Diese Fälle werden jedoch spezifisch in der Auslegung der Bodenplatten im Kapitel 5.1 berücksichtigt.

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

Neigung

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

Mobiliar

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

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

Windlasten

Als Windlasten im Modus *C* werden die gemässigten Windlasten des Modus *B*, welche aus Windgeschwindigkeiten von rund 70 km/h hervorgehen, übernommen.

Tabelle 3: 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	$4.4 \frac{rad}{s^2}$	Rotatorische Beschleunigung um den Vektor der Fahrtrichtung auf Höhe des Bodens	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°	10° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich vor dem Fahrzeug.	0.1	10	1
3.2	Neigung längs negativ	-10°	-10° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich hinter dem Fahrzeug.	0.1	10	1
3.3	Neigung quer positiv	+10°	10° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1	10	1
3.4	Neigung quer negativ	-10°	-10° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1	10	1

Tabelle 4: Lastfälle Modus B

Modus B: Ausfahren

Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns.	Ausw.	Risiko
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 5: Lastfälle Modus C

Modus C: Stehend				
Nr.	Bezeichnung	Belastung	Einleitung / Richtung	Uns. Ausw. Risiko
Belastung durch Personen				
1.1	Personenlast vorne Li	800 kg	Vordere linke Ecke des linken ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.2	Personenlast vorne Re	800 kg	Vordere rechte Ecke des rechten ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.3	Personenlast mitte Li	800 kg	In der Mitte der Äussere Kante des linken ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.4	Personenlast mitte Re	800 kg	In der Mitte der Äussere Kante des rechten ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.5	Personenlast hinten Li	800 kg	Hintere linke Ecke des linken ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.6	Personenlast hinten Re	800 kg	Hintere rechte Ecke des rechten ausfahrbaren Raumelementes	0.2 20 4
1.7	Personenlast Küche	240 kg	Streckenlast auf vorderste Kante	0.1 20 2
1.8	Personenlast Bad	240 kg	Streckenlast auf hinterste Kante	0.1 20 2
Belastung durch geneigten Boden				
2.1	Neigung längs positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich vor dem Fahrzeug.	0.1 10 1
2.2	Neigung längs negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes in Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich hinter dem Fahrzeug.	0.1 10 1
2.3	Neigung quer positiv	+5°	5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung rechts.	0.1 10 1
2.4	Neigung quer negativ	-5°	-5° Neigung des Untergrundes normal zur Fahrtrichtung. Der Anstieg befindet sich in Fahrtrichtung links.	0.1 10 1
Belastung durch Mobiliar				
3.1	Mobiliar Mittleres Raumelement	50 kg	Einleitung als Flächenlast im mittleren Raumelement	0.1 10 1
3.2	Mobiliar Raumelement links	50 kg	Einleitung als Flächenlast im linken ausfahrbaren Raumelement	0.1 10 1
3.3	Mobiliar Raumelement rechts	50 kg	Einleitung als Flächenlast im rechten ausfahrbaren Raumelement	0.1 10 1

Windlasten

4.1	Wind von links	532 P_a	Der Winddruck von 532 P_a wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, linke Seite des Solar Butterfly	0.4	10	4
4.2	Wind von rechts	532 P_a	Der Winddruck von 532 P_a wirkt auf die, in Fahrtrichtung gesehen, rechte Seite des Solar Butterfly	0.4	10	4

4 Handrechnungen

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

Die Berechnungen wurden mit einer Exceltabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang J.2 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 der Exceltabelle „Gewichtsberechnung“ aus der Arbeit von *Huber* [3] (elektronischer Anhang H.2) abgeschätzt und ist in der Abbildung 10 grafisch dargestellt.

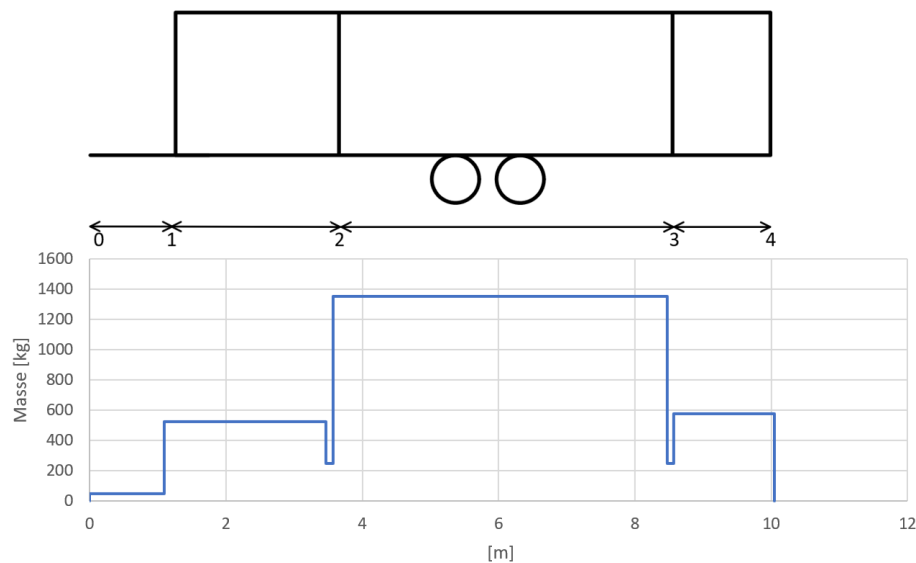


Abbildung 10: Massenverteilung über die Bereiche

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 11a dargestellten vollidealisierten Querschnitt idealisiert. A_{Dach} und $A_{Chassis}$ stehen dabei für die Querschnittsflächen des Chassis und

den Längsträgern des Daches. z_Dach und $z_Chassis$ stehen für den Abstand der Profile zum Flächenschwerpunkt des Querschnittes. Das Profil des Chassis ist vom Hersteller vorgegeben und muss in der Grobauslegung nicht dimensioniert werden. Für die Längsträger des Daches wird für eine erste Iteration der Berechnungen ein 40x25-Rechteckprofil mit einer Wandstärke von 2 mm verwendet. Dieser Profilquerschnitt wurde aufgrund der Erkenntnisse, welche im Kapitel 5.2 erlangt wurden, gewählt. Die Lagerung des idealisierten Solar Butterflys ist in der Abbildung 11b dargestellt.

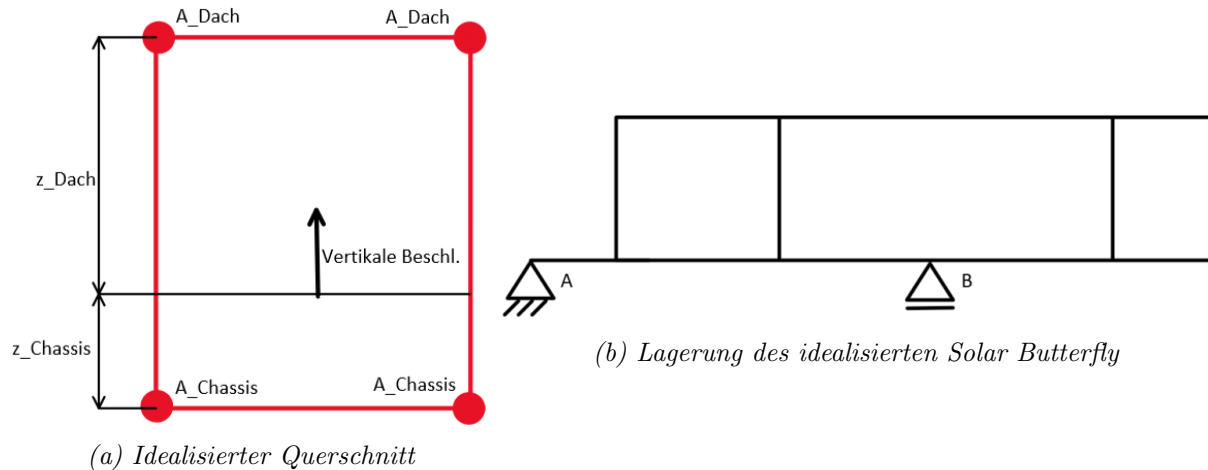


Abbildung 11: Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung

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 12 dargestellt sind.

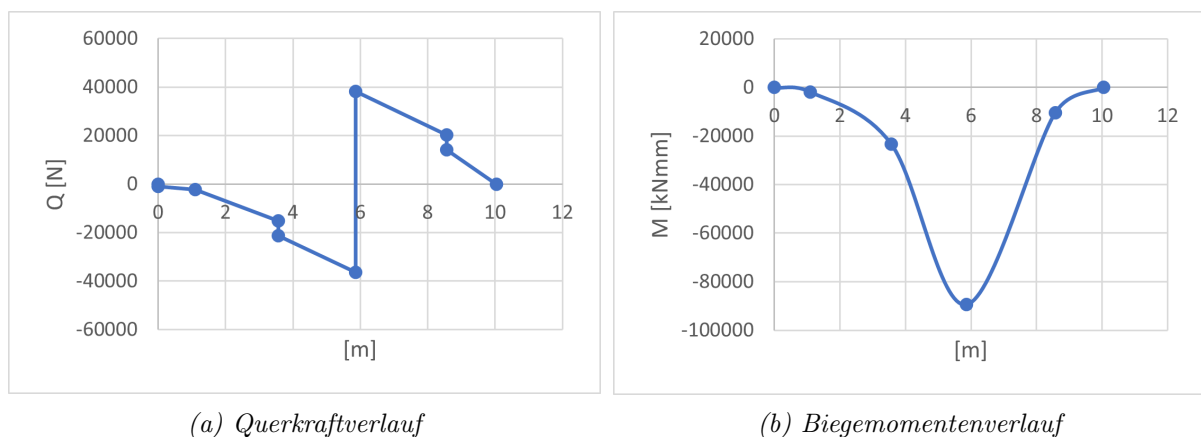


Abbildung 12: Querkraft- und Biegemomentenverlauf für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung

Kräfte und Spannungen

Da die Profile im Dach aus Aluminium sind, das Chassis jedoch aus Stahl, und die Materialien daher unterschiedliche Steifigkeiten aufweisen, können die Spannungen nicht mit dem Widerstandsmoment, sondern müssen über die Biegesteifigkeit berechnet werden. Die Biegesteifigkeit ergibt sich durch die Gewichtung der Widerstandsmomente mit der Steifigkeit des Materials jeweiligen Profils (Formel 18). Die Spannungen in den Profilen können wiederum mit der Formel 19 berechnet werden.

$$\overline{EI}_y = \sum A_i \cdot y_i^2 \cdot E_i \quad \overline{EI}_z = \sum A_i \cdot z_i^2 \cdot E_i \quad (18)$$

$$\sigma_i = \frac{M_{b,y}}{\overline{EI}_y} \cdot E_i \cdot y_i \quad \sigma_i = \frac{M_{b,z}}{\overline{EI}_z} \cdot E_i \cdot z_i \quad (19)$$

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

Für die Berechnung des Schubflusses infolge der Querkraft wird die Unterscheidung der unterschiedlichen Materialien nicht gemacht, da dies den Rechenaufwand stark erhöhen würde. In diesem Falle wird der Schubfluss vereinfacht mit dem 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 eine longitudinale Beschleunigung wird lediglich der Lastfall *1.3 Longitudinale Beschleunigung - Positiv* (Notbremsung) betrachtet, da die longitudinale Beschleunigung im Lastfall *1.2 Longitudinale Beschleunigung - Negativ* (Erhöhung der Geschwindigkeit) tiefer liegt als jene im Lastfall 1.3. Die Änderung des Vorzeichens der Beschleunigung hat keine Auswirkung auf den Betrag der Belastung, da die Lasteinleitungen unverändert bleiben.

Idealisierung

Bei einer Verzögerung des Solar Butterflies wird angenommen, dass die Trägheitskräfte des Aufbaus über die Seitenwände (Feld A und Feld B vgl. Abbildung 13) auf das Chassis abgetragen werden. Diese Annahme wird getroffen, da das Konzept grosse Aussparungen in den Wänden der seitlichen Raumelementen vorsieht, welche ihre Fähigkeit Schubkräfte zu übertragen einschränken. Das Chassis wiederum wird über Bremskräfte in der Deichsel und den Rädern 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 seitlichen Raumelementen (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 als Schubfeldträger idealisiert. Diese Idealisierung besagt, dass das Schubfeld die Schubkräfte und die umrahmenden Profile die Normalkräfte aufnehmen.

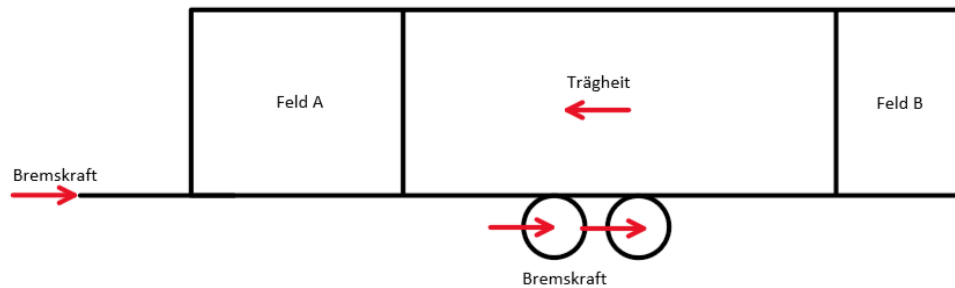


Abbildung 13: Schematische Darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung

Kräfte und Spannungen

Die idealisierten Felder A und B und deren Lagerreaktionen und Schubkräfte sind in der Abbildung 14 dargestellt. Die Kraft 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 halbiert, sodass ihre Momentenreaktion um das darunter liegende Lager die Selbe bleibt.

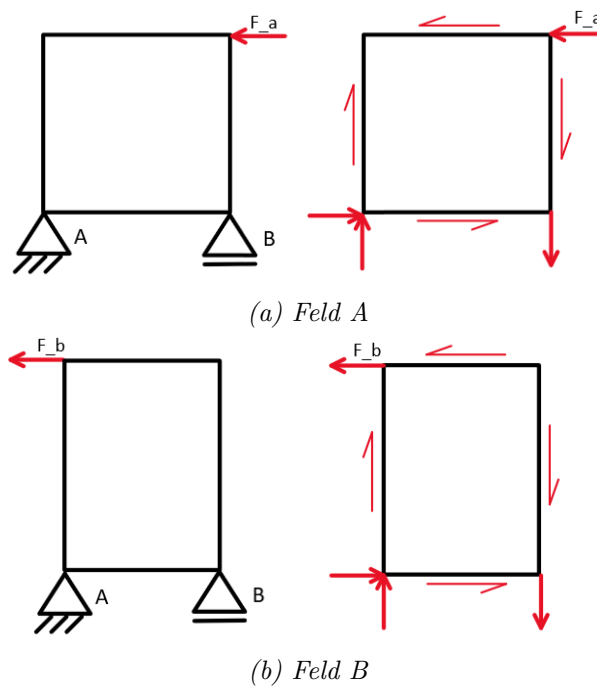


Abbildung 14: Idealisierte Seitenwände, angreifende Kräfte und Lagerreaktionen

Bei einer longitudinalen 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.

Beurteilung?

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 Querschnitts befindet, wird vereinfacht angenommen, dass die lateralen Trägheitskräfte im Flächenschwerpunkt angreifen. (Vgl. Abbildung 15a) Auf diese Weise kommt es zu keiner Verdrehung des Biegebalkens. Die Lagerung des idealisierten Solar Butterflys ist in der Abbildung 16 dargestellt. Sie stellt die Ansicht von Oben auf den Solar Butterfly dar, wobei der „Spitz“ auf der linken Seite die Deichsel repräsentiert.

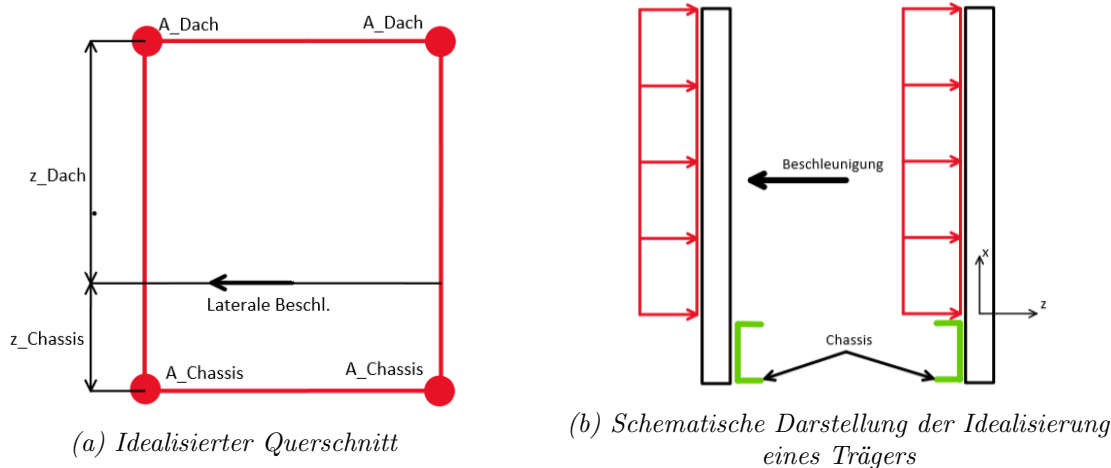


Abbildung 15: Idealisierungen des Solar Butterflys für den Lastfall der lateralen Beschleunigung

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 15b 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. Dem zufolge 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.

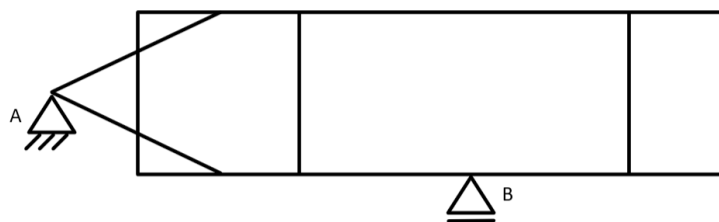


Abbildung 16: Lagerung des idealisierten Solar Butterfly

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 18 dargestellt.

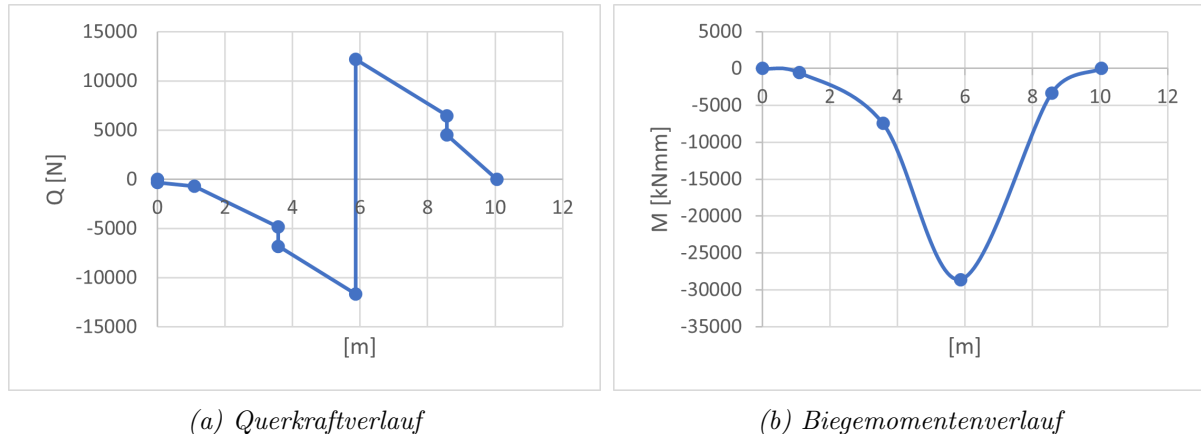


Abbildung 17: Querkraft- und Biegemomentenverlauf im Lastfall der lateralen Beschleunigung

Kräfte und Spannungen

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

Spannungen in den Trägern

Aus der Masse des Aufbaus, der wirkenden Beschleunigung und der Höhen der Träger A und B kann die Streckenlast pro Träger ermittelt werden, woraus wiederum der Querkraft- und Biegemomentenverlauf bestimmt werden kann. Dieser ist in der Abbildung 18 dargestellt. Mit dem angenommenen Trägerprofil (vgl. Kapitel KAPITEL) ergeben sich maximale an Spannungen an der Einspannung von 15 MPa.

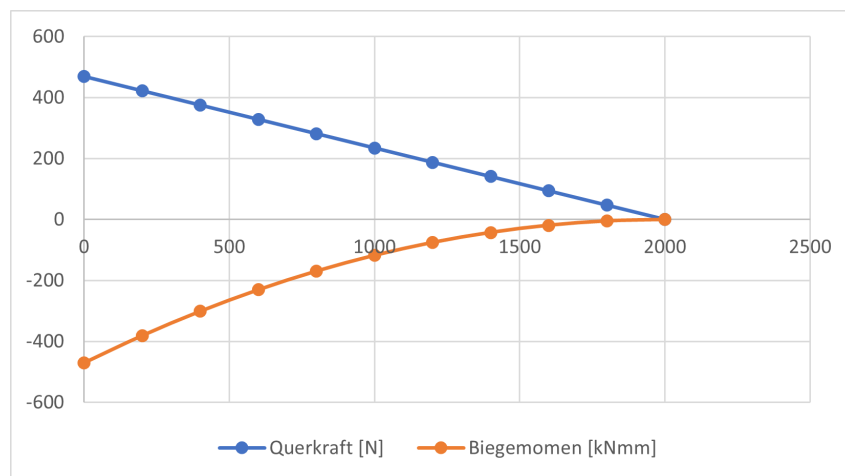


Abbildung 18: Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung

4.5 Rotatorische Beschleunigung

Idealisierung

Um die Schubflüsse in den Wänden und dem Boden 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 19 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. Dazu wird der Solar Butterfly in die beiden Bereiche *Chassis* und *Aufbau* aufgeteilt (Vgl. Abbildung 19). 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.

$$I_{rot} = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (Höhe^2 + Breite^2) + m \cdot r^2 \quad (20)$$

Das Torsionsmoment ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$M_t = I_{rot} \cdot \alpha \quad (21)$$

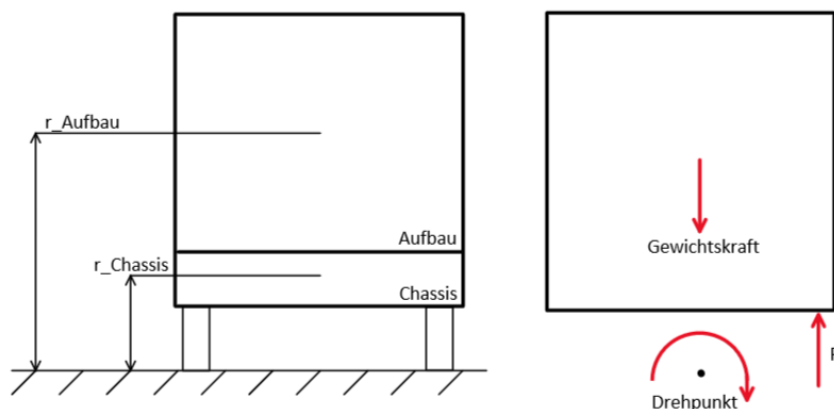


Abbildung 19: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Berechnung

Bei einem Massenträgheitsmoment von rund 8700 kg m^2 resultiert ein Torsionsmoment von $38'400 \text{ kNm}$. Wird dies nun in die Kraft F (vgl. Abbildung 19) 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 20, 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 21 dargestellt ist.

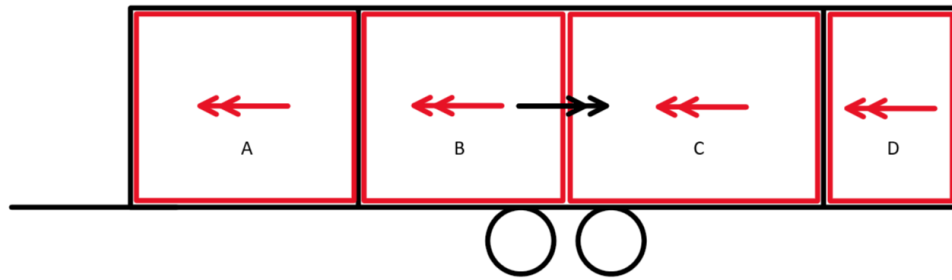


Abbildung 20: Schematische Darstellung des Solar Butterflys für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

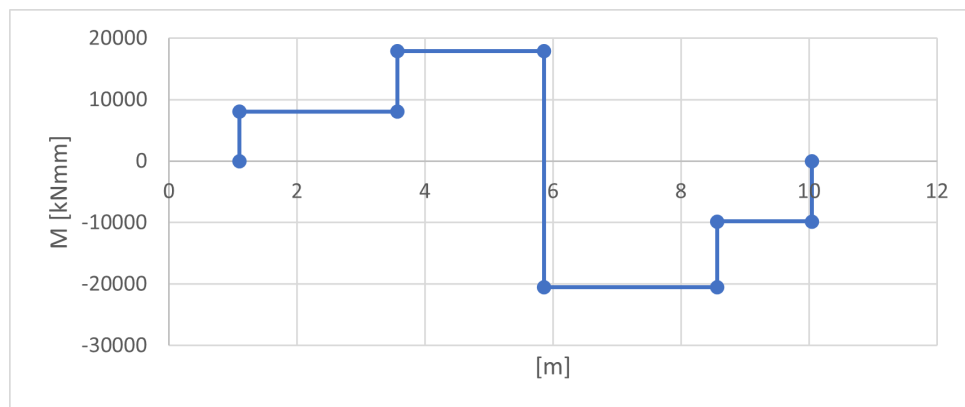


Abbildung 21: Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Anhand der Torsionsmomente pro Abschnitt kann wiederum die Schubflüsse geschlossen werden, welche mit der Formel 22 berechnet werden können.

$$q = \frac{M_t}{2 \cdot A_m} \quad (22)$$

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

Tabelle 6: Torsionsmomente und Schubflüsse entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung

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

5 Dimensionierung

Folgend wird beschrieben, wie die Komponenten auslegt und welche Überlegungen bei der Auslegung gemacht wurden.

Die Dimensionierung wurde mit einer Exceltabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang J.3 einsehbar ist.

5.1 Boden - Mittleres Raumelement

Der Fussboden des Solar Butterflys 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 seitlichen Raumelemente während der Fahrt über den Boden mit dem Rest der Struktur verbunden und befestigt werden. Im Rande des Bodens sollen abschnittsweise Aluminiumprofile oder Purenit-Hartschaum eingebettet werden, an welchen die seitlichen Raumelemente 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 22 dargestellt. Die Beiden Lager A und B stellen dabei die beiden Längsträger des Chassis dar.

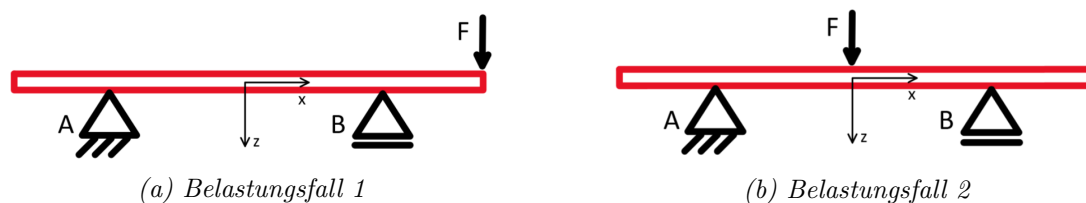
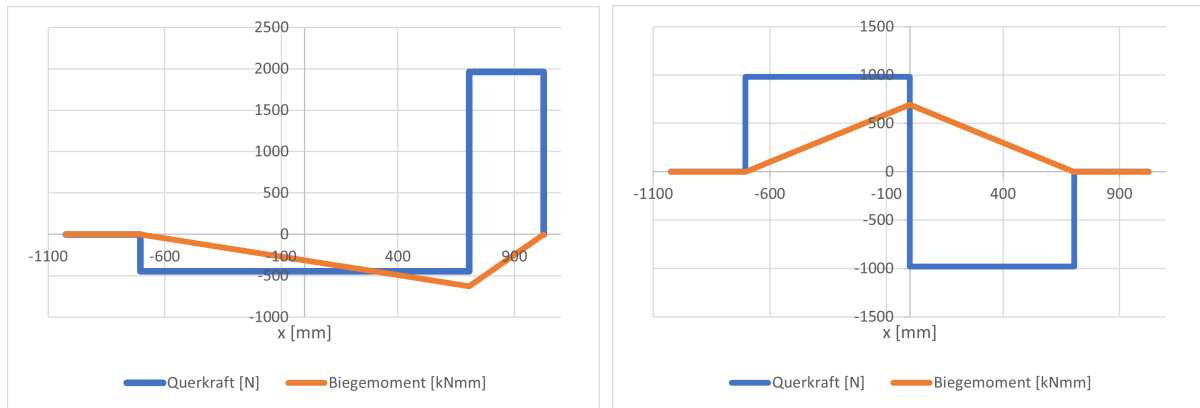


Abbildung 22: Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen

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 I.1.1 zu finden. In der Abbildung 23 sind die Querkraft- und Biegemomentenverläufe der beiden Belastungsfälle dargestellt.



(a) Belastungsfall 1

(b) Belastungsfall 2

Abbildung 23: Querkraft- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten

Mit einer Deckschicht von 0.36 mm Dicke wird im Belastungsfall 2, gemäss der Formel 3, 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. Sie treten bei Spannungen von 248, respektive 168 MPa auf (aus den Formeln 9 und 10).

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 nächstfestesten 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, Aluminium-Deckschichten mit einer Dicke von 1 mm zu verwenden, da Sie selbst Deckschichten in dieser Ausführung verwenden und gute Erfahrungen 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 verformen¹. Mit den gewählten

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

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 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. Die Auswirkungen eines solchen Schadens sind jedoch gering. So stellen allfällige 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.

5.2 Dach - mittleres Raumelement

Das Dach des mittleren Raumelementes besteht aus zwei Aluminium-Rechteckprofilen und vier Solarpanelen, welche auf die Längsträger geklebt werden. Die Solarpanelen ihrerseits sind 14.5 mm dicke Sandwichkonstruktionen bestehend aus PET-Schaum und Deckschichten aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK). Das Dach hat eine Breite von 2.1 Meter und eine Länge von rund 5.3 Meter. In der Abbildung 24 ist das mittlere Raumelement des Solar Butterflys dargestellt.

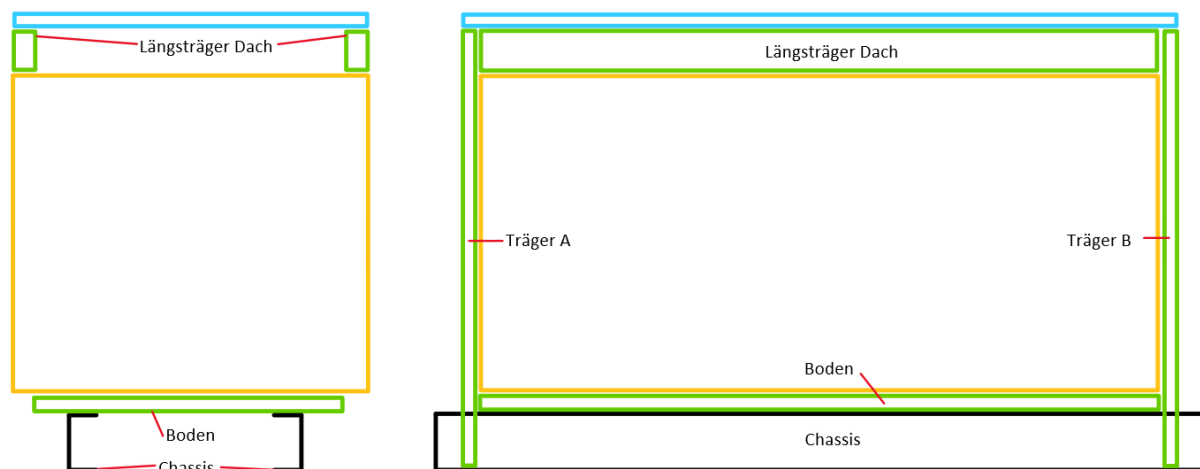


Abbildung 24: Darstellung des mittleren Raumelementes

Die Längsträger des Daches werden so ausgelegt, dass die Verformung des Daches durch dessen Eigengewicht die Funktion der seitlichen Raumelemente 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 18, unter Berücksichtigung der unterschiedlichen Steifigkeiten der Materialien, berechnet. Dabei wird 50% der breite der Solarpanelen als mittragend berücksichtigt. Als Belastung wird das Eigengewicht als Flächenlast eingeführt. Bei der Wahl des Profils gilt es, dessen Höhe minimal zu halten, da die Höhe der Längsträger direkt die Höhe der ausziehbaren Raumelemente reduzieren.

Bei der Wahl eines Profils mit 40 mm Höhe, 25 mm Breite und einer Wandstärke von 2 mm, hängt das Dach bei einer gelenkigen Lagerung (vgl. Abbildung 25) um 40 mm durch. Um die

Spannungen in den Längsträgern und der oberen Deckschicht der Panels zu berechnen, wurden die Lagerkräfte sowie der Querkraft und Biegemomentenverlauf berechnet, welcher in der Abbildung 26 abgebildet ist. Gemäss der Formel 19 ergeben sich in den Längsträgern maximale Zugspannungen von 19 MPa und in den Deckschichten der Panels Druckspannungen von 2.2 MPa.

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

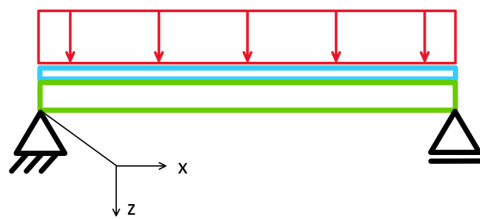


Abbildung 25: Lagerung des Daches und idealisierte Krafteinleitung

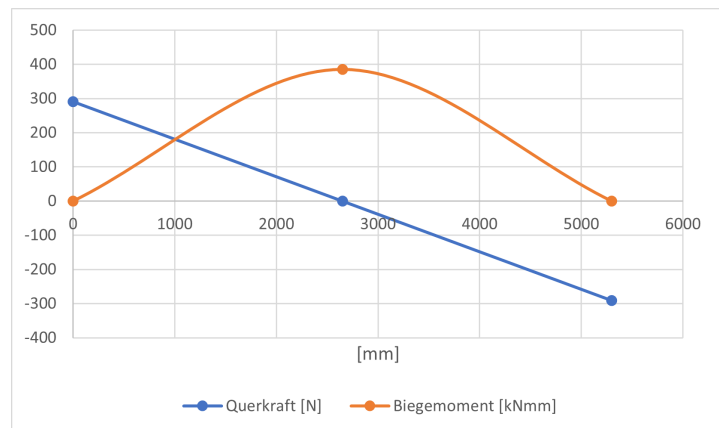


Abbildung 26: Querkraft- und Biegemomentenverlauf

5.3 Solarpanelen - Reihe D

Die Äusserste Reihe der Solarpanelen werden über Teleskopscharniere befestigt und mittels Pneumatikzylinder ausgeschoben. Um *Bacher* bei der Auswahl der Teleskopscharniere zu unterstützen wurden Handrechnungen und einige einfachere FEM-Analysen mit jeweils unterschiedlichen Lagerungen durchgeführt. Ausgelesen wurden die totalen Verformungen sowie die unterschiedlichen Lagerreaktionen. Die entsprechenden FEM-Dateien sind im elektronischen Anhang K.1 angefügt.

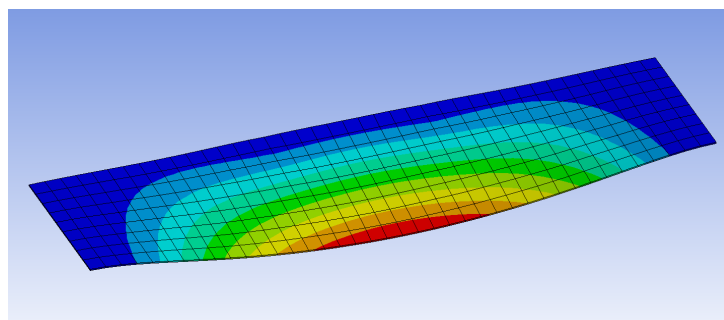


Abbildung 27: Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpanele Reihe D

6 Globales FEM

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

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

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

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

6.1 Idealisierung und Modell

Der Solar Butterfly wird, wie in den Handrechnungen, als „Kasten“ betrachtet und mit Balken und Schalen idealisiert. Das Chassis, die Deichsel, die Träger A und B sowie die Dachträger werden als Balkenelemente (Beam) mit den entsprechenden Querschnitten modelliert. Die Wände, Dächer und der Boden werden als Schalenkörper (Shell) modelliert, wobei den Schalenkörper jeweils ein Lagenaufbau (Layered Section) zugewiesen wird, welcher ihre Sandwichbauweise nachahmt. In der Abbildung 28 ist das komplette Modell des Solar Butterflys dargestellt. In der Abbildung 29 wurden die Schalenkörper ausgeblendet, sodass nur die Balkenelemente sichtbar sind.

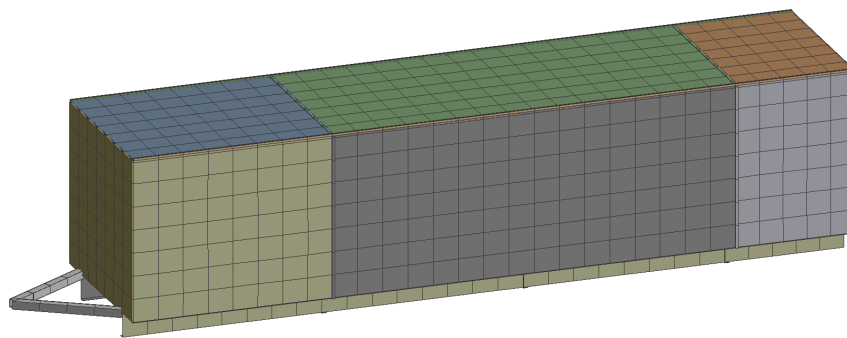


Abbildung 28: Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell

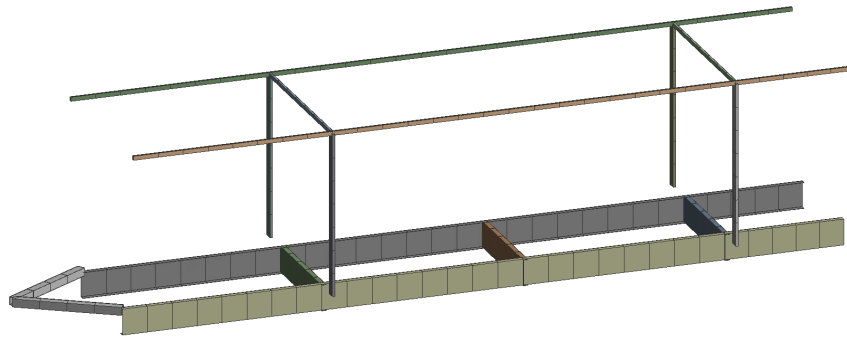


Abbildung 29: Darstellung der als Balken idealisierten Körper

Um die Masse des Solar Butterflies modellieren zu können, werden, zusätzlich zu den Massen der modellierten Bauteile, 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 30 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.

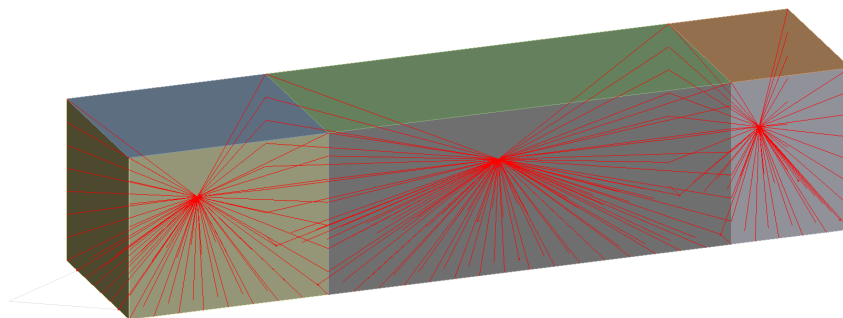


Abbildung 30: Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles

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

²Die *General-Joint-Verbindungen* wurden mit der Hilfe von *Named Selections* und der *Object Generator* Funktion erstellt. Die Kraftreaktionen wurden durch die Parametrisierung der Ergebnisse ausgelesen.

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

6.2 Ergebnisse

Im Anhang F.1 sind die Ergebnisse der FEM-Berechnungen tabellarisch festgehalten. Sofern für die ausgelesenen Größen Handrechnungen durchgeführt wurden, sind deren Ergebnisse ebenfalls in den besagten Tabellen zu finden, sodass diese direkt mit den Ergebnissen der FEM-Berechnungen verglichen werden können. Die Schnittkräfte und Kontaktreaktionen der Tabellen beziehen sich jeweils auf einen einzelnen Balken oder Verbindung. 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 F.2 sind Bilder, welche die Deformation des Solar Butterflys dokumentieren, zu finden. Die FEM-Datei ist im elektronischen Anhang K.2 angefügt. Die Auswertung der Ergebnisse wurde mit einer Exceltabelle durchgeführt, welche im elektronischen Anhang K.3 zu finden ist.

6.2.1 Vergleich mit Handrechnungen

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

Im Lastfall 1.4 *Laterale Beschleunigung* sind die mit der FEM-Berechnung erhaltenen Axialkräfte im Chassis und den Längsträger des Daches gut drei Mal höher als jene der Handrechnungen. Dies, da sich der Solar Butterfly unter lateraler Beschleunigung, nicht wie angenommen verbiegt, sondern verdreht. Die Art der Deformation ist ähnlich wie jene im Lastfall 1.5 *Rotatorische Beschleunigung* (vgl. Abbildungen 38 und 39 im Anhang F.2). Da diese grundlegende Annahme der Auswirkungen der Belastung 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.

6.2.2 Beurteilung Dach

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

Tabelle 7: Schnittgrößen des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen

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

Wie im Kapitel 5.2 beschrieben, ist das dimensionierende Kriterium des Daches dessen Verformung aufgrund des Eigengewichtes. Dem entsprechend stellen die in der Tabelle 7 aufgeführten Schnittgrößen keine kritischen Lasten dar und werden hier nicht vertieft aufgegriffen. Die FEM-Ergebnisse zeigen, dass verfolgte Konzept die Dachträger nicht optimal ausnützen.

Das Potential der Gewichtsoptimierung des Daches wird als gering eingestuft. Auch wenn die Träger des Daches global gesehen überdimensioniert sind, werden über sie, im eingefahrenen Zustand, die seitlichen Raumelemente befestigt und gesichert. Sie übernehmen somit eine zusätzliche Funktion. Würde ein anderes Konzept zur Versperrung der seitlichen Raumelementen ausgearbeitet, könnte das Dach eventuell auf eine andere Weise optimaler versteift (z.B. mit aufgeklebten CFK-Hutprofilen) und die Dachträger weggelassen werden. Die Funktionen (Versteifung und Versperrung) könnten so getrennt und jeweils optimaler erfüllt werden.

Wird vom jetzigen Konzept noch weiter abgewichen und der Entwurf des unterbrochenen Daches (4 GFK-Sandwichpanelen à ca. 2 x 1.3 m im mittleren Raumelement) verworfen, gäbe es allenfalls die Möglichkeit, ein durchgehendes Dach in Sandwichbauweise zu verwenden. Dieses könnte, ähnlich wie der Boden, mit Ocean-PET und Aluminium-Deckschichten in einem Stück gefertigt und mit Hartschaum-Einsätzen und Verstärkungen individuell angepasst und optimiert werden. Bei der Fertigung solcher Sandwichstrukturen können direkt Gehrungen gefräst werden, welche als Plattenabschluss und allenfalls auch als Halterung für Verschlussmechanismen benützt werden können.

Der Nachteil dieses Konzepts ist jedoch, dass nicht die Standard-Solarmodule verwendet werden können, welche von Beginn an des Projektes als vorgegeben betrachtet wurden (Sponsoring). Es stellt sich entsprechend die Frage, zum Einen *wer* und *wie* die Solarzellen auf das Dach laminiert werden, da diese nicht direkt im Herstellungsprozess der Sandwichkonstruktion mitlaminiert werden können. Dass die Solarzellen unter Umständen „von Hand“ auf das Dach laminiert werden müssen, könnte sich aufgrund der Flexibilität bezüglich Dimensionierung und Verkabelung, auch als Vorteil erweisen. Als weiterer Vorteil ist zu ergänzen, dass die Verbindungsstellen zwischen den Solarpanelen und Träger, sowie zwischen den einzelnen Solarpanelen, wegfallen würden.

Auch wenn die Gewichtsersparnisse vermutlich gering sind (oder wohl möglich auch nicht vorhanden sind), würde die Komplexität reduziert werden können. Die Verbindungsstellen würden wegfallen und die Anzahl der Bauteile würde reduziert werden.

6.2.3 Beurteilung Träger A und B

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

Tabelle 8: Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen

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

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

Ob die Dimensionen der Träger A und B optimal gewählt wurden lässt sich anhand der FEM-Ergebnissen nicht beurteilen, da angenommen wird, dass die dimensionierenden Belastungen während dem Ausfahren der seitlichen Raumelementen (Modus B3) auftreten. Es wird daher empfohlen in einem weiteren Schritt ein globales FEM-Modell für den Modus B3 zu erstellen und dieses zu analysieren. Es kann jedoch gesagt werden, dass die überprüften Lastfälle keine

kritischen Belastungen für die Träger A und B darstellen, diese jedoch auch nicht grob überdimensioniert sind. Dem entsprechend kann das Potential zur Gewichtseinsparung nur schwer abgeschätzt werden.

6.2.4 Verbindung Boden zu Chassis

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

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

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

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

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

Um die Klebeverbindung und die darin erlangten Spannungen besser beurteilen zu können, müssten unterschiedliche Klebstoffe in Betracht gezogen und deren Design-Allowables bestimmt werden. Es wurde sich nicht vertieft mit Klebstoffen auseinandergesetzt, sodass die Klebstoff-Design-Allowables keine abschliessende Werte darstellen. Dennoch werden sie als gute Näherung erachtet sodass erwartet wird, dass die Festigkeitswerte anderer Klebstoffe in der Selbe Grössenordnung liegen.

Auch wenn bessere Klebstoffe gefunden werden könnten, ist die Klebeverbindung, aufgrund der vielen unbekannten Grössen und mangelnder Erfahrung, als Risiko zu betrachten und muss in einem weiteren Schritt genauer untersucht werden. Für das weitere Vorgehen wird, je nach zur Verfügung stehender Zeit, empfohlen auf eine alternative Verbindungsmethode wie Nieten oder Schrauben zu wechseln oder Personen und Firmen mit den benötigten Erfahrungen auf diesem Gebiet dem Projekt zur Unterstützung bei zu ziehen.

Es müssen auf jeden Fall weitere Untersuchungen und Abklärungen vorgenommen werden, bevor ein definitiver Entscheid getroffen oder mit der Herstellung des Solar Butterflys begonnen wird.

6.2.5 Verbindung Träger A und B zu Chassis

In der Tabelle 14 im Anhang F.1.5 sind die maximalen Kontaktreaktionen der Fixed-Joint-Verbindungen zwischen den Trägern A und B und dem Chassis zu finden.

Die Idealisierung der Verbindungen stellt eine schlechte Abbildung der wirklichen Verbindung dar. So sind die Träger A und B zum Beispiel in der Realität direkt am Chassis befestigt nicht wie modelliert, mit einem Abstand von ca. 400 mm (vgl. Abbildung 29). Dieser zusätzliche Hebelarm verfälscht Biegemomentreaktionen sehr, sodass zu ihnen keine Aussagen gemacht werden.

Bei den Axialkräften der Verbindung wird angenommen, dass diese nicht stark verfälscht werden und dass sie für eine grobe Auslegung der Verbindung benützt werden können. Die maximale Axialkraft tritt mit 15.8 kN in negativer y-Richtung (Nach unten) im Lastfall *1.1 Vertikale Beschleunigung* auf.

6.2.6 Deformationen

Die FEM-Berechnungen zeigen, dass das Chassis, im Bezug auf das Übernehmen von Lasten, eine wichtigere Funktion übernimmt, als zuvor angenommen. Die tragende Funktion des Aufbaus wurde wiederum überschätzt. Diese Feststellung lässt sich unter anderem an den Abbildungen 31 anhand der Deformationen erkennen. Das Chassis verformt sich relativ stark, während der Aufbau seine rechteckige Form nahezu beibehält. 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 Solar Butterfly. Dies zeigt, dass die Eigenschaft des Chassis bezüglich Steifigkeit, im Vergleich zum Aufbau, eine entscheidende Rolle spielt.

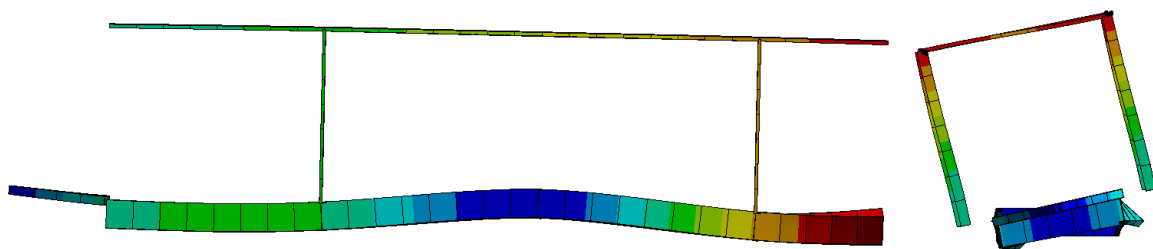


Abbildung 31: Deformation des Solar Butterflys in den Belastungsfällen 1.1 Vertikale Beschleunigung (links) und 1.5 Rotatorische Beschleunigung (rechts). In den Darstellungen wurden die Schalelemente ausgeblendet.

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

übernimmt, als dies durch die FEM-Berechnungen gezeigt wird und dass dessen Deformation stärker ausfallen würde.

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

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

Es ist zu erwarten, dass durch eine Optimierung die Klebeverbindung zwischen Chassis und Boden noch stärker beansprucht wird, als dies bereits der Fall ist, was in einer Optimierung entsprechend berücksichtigt werden müsste.

Kritischen Verformungen konnten keine ausfindig gemacht werden.

7 Diskussion

7.1 Lastenheft

Beim Durchführen der Handrechnungen und der Auswertung der FEM-Berechnungen hat sich gezeigt, dass die Lastfälle *1.1 Vertikale Beschleunigung* und *1.5 Rotatorische Beschleunigung* die stärksten Belastungen für den Solar Butterfly darstellen. Zugleich weisen diese beiden Lastfälle die grössten Risiken auf, da sie auf groben Annahmen beruhen und nur mit grösserem Aufwand exakter abgeschätzt werden können.

Bei der Festlegung der Lasten im Lastenheft wurde eine tendenziell konservative Position eingenommen, so dass die Beschleunigungen eher zu hoch als zu tief liegen. Folglich ist es wahrscheinlich, dass durch eine Überarbeitung des Lastenheftes und der genaueren Bestimmung der kritischen Beschleunigungen, tiefere Werte bestimmt werden können und der Solar Butterfly exakter für die auftretenden Belastungen ausgelegt werden kann.

Sofern dem Projekt genügen Ressourcen und Zeit zur Verfügung stehen und sich dafür entschieden wird das Lastenheft zu überarbeiten, wird empfohlen, den Solar Butterfly als Feder-Dämpfer-Modell zu modellieren und die Beschleunigungen für verschiedene Bedingungen und Situationen zu ermitteln. Mit den gewonnenen Erkenntnissen könnte sich Gewissheit bezüglich den bei der Ausarbeitung des Lastenheftes getroffenen Annahmen verschaffen werden und die Ungenauigkeit - und somit auch das Risiko - der Lastfälle minimiert werden. Dies würde eine präzisere und vor allem sicherere (in Form von weniger Unsicherheiten) Auslegung ermöglichen, was wiederum mit einer eventuellen Reduktion des Gewichtes verbunden werden kann.

Es muss betont werden, dass das Lastenheft eine erste Abschätzung der Lasten darstellt und nicht als definitive oder abschliessende Beurteilung betrachtet werden soll.

Auch wenn die Aussagekraft des Lastenheftes hier zu einem gewissen Ausmass in Frage gestellt wird, wird das Lastenheft als eine gute Einschätzung der Lasten erachtet und kann, unter Berücksichtigung der einhergehenden Risiken, für den weitere Verlauf des Projektes verwendet werden.

7.2 Einschränkung der Benutzung - Benutzerhandbuch

Bei der Ausarbeitung des Lastenheftes und Auslegung der Komponenten wurde sich mit verschiedenen Anwendungs- und Missbrauchslastfällen auseinandergesetzt. Da der Solar Butterfly ein relativ komplexes Produkt ist und sich viele verschiedene Szenarien und Situationen ergeben können, ist die Anzahl an Fällen entsprechend gross. Eine Auslegung geht mit dem Treffen von Annahmen und der Definierung der Anwendungsfälle einher, gegenüber welchen ein Bauteil ausgelegt werden soll. Nur wenn die Anwendung definiert und eingeschränkt ist, kann eine sinnvolle und optimale Auslegung erfolgen. Was daher als notwendig erachtet wird, ist die Ausarbeitung eines „Benutzerhandbuches“ in welchem der bedienenden Person klar beschrieben wird, wie der Solar Butterfly zu benutzen ist, was „erlaubt“ ist und wie sich in spezifischen Situationen (z.B. bei Wind oder technischen Defekten) verhalten werden soll.

Mit diesem Benutzerhandbuch kann der Gebrauch des Solar Butterflies eingeschränkt und das Eintreten von ungünstigen Situationen oder Missbrauchslastfällen verhindert werden.

So könnte zum Beispiel beschrieben werden wo und wie eine zusätzliche Beladung (Gepäck, Kühlbox u. dgl.) im Solar Butterfly plziert und befestigt werden muss, um das Eintreten von ungünstigen Lastfällen (z.B. durch Verlagerung des Schwerpunktes) verhindern zu können.

Einige dieser Punkte sind im Lastenheft und der Anforderungsliste bereits definiert. Diese Dokumente sind in dieser Hinsicht jedoch keineswegs vollständig, decken nicht alle Szenarien ab und sind für die Funktion als Benutzerhandbuch nicht passend strukturiert.

Das Benutzerhandbuch kann auch als eine Zusammenstellung von Informationen der verschiedenen Arbeiten wie dieser, welche für die Bedienung und Benutzung des Solar Butterflys relevant sind, betrachtet werden. Als Beispiel hierzu könnte beschrieben werden, wie die pneumatischen Komponenten gewartet und unterhalten werden müssen, dass die in der Auslegung getroffenen Annahmen im Betrieb noch immer zutreffen und die Funktionstauglichkeit gewährleisten werden kann.

Ein Benutzerhandbuch aus zu arbeiten ist an dieser Stelle des Projektes nicht dringend notwendig und auch schwierig zu bewerkstelligen, da viele Komponenten noch nicht definitiv ausgewählt wurden. Zu einem späteren Zeitpunkt und weiter vortgeschrittenem Projektstand ist die Erstellung eines Benutzerhandbuchs jedoch empfehlenswert. Dies nicht nur um den Solar Butterfly sicherer zu machen, sondern auch, um dessen Bedienung und Handhabung zu vereinfachen. Dass der Solar Butterfly von verschiedenen Personen gefahren und bedient werden soll, spricht ebenfalls für das Erstellen eines Benutzerhandbuchs.

7.3 Auslegung

Das Projekt *Solar Butterfly* befindet sich zur Zeit noch in der Konzeptphase in welcher prinzipielle Lösungen zu auftretenden Problemen ausgearbeitet werden. Im Verlaufe der Arbeit sind häufiger grundlegende Veränderungen des Konzeptes eingetreten, da neue Möglichkeiten ein Problem zu lösen in Erfahrung gebracht oder entdeckt wurden. Diese Tatsache begrenzt und erschwert eine Auslegung der Komponenten da sie auf vielen und unsicheren Annahmen beruht. Es wird davon ausgegangen, dass solche Veränderungen noch weiterhin auftreten werden.

So ist zum Beispiel das Konzept zur Versperrung der seitlichen Raumelemente noch nicht ausgearbeitet worden. Dies birgt die Gefahr, dass es in Zukunft zu einer grundlegenden Veränderung des bereits ausgearbeiteten Konzeptes kommt und dass dieses erneut überarbeitet werden muss. Würde beispielsweise der Boden in der Versperrung eine wichtige Funktion übernehmen, müsste dessen Auslegung erneut durchgeführt und das CAD-Modell angepasst werden.

Die Aufgaben und Funktionen, welche die einzelnen Komponenten des Solar Butterflys übernehmen und erfüllen müssen, sollen vor einer Auslegung prinzipiell und abschliessend definiert werden. Solange dies nicht der Fall ist, müssen getätigte Auslegung bei einer Änderung verworfen oder neu überarbeitet werden.

Daher wird empfohlen die Konzeptphase systematisch zu durchlaufen und abzuschliessen, das Konzept einzufrieren und erst im Anschluss mit der Ausarbeitung eines Entwurfes zu beginnen.

Ferner wird erwähnt, dass nach einer Auslegung Gebrauchstauglichkeitsnachweise zu erbringen sind, welche nachweisen, dass ein Bauteil über die Lebensdauer und unter verschiedenen Belastungen funktionstauglich bleibt. Dies beinhaltet unter anderem die Berücksichtigung des Ermüdungsverhaltens, wozu eine genauere Betrachtung des dynamischen Verhaltens erforderlich ist, was in dieser Arbeit nicht vorgenommen wurde. Ebenfalls sind einige Punkte bezüglich den rechtlichen Grundlagen der Strassenzulassung oder der Schlusszertifizierung des Chassis noch nicht abgeklärt worden. Es ist nicht klar welche Nachweise von Gesetzes wegen her verlangt werden und zwingend erbracht werden müssen oder wer diese erbringen wird.

Mit diesen Aussagen soll betont werden, dass noch einige weitere Abklärungen und Schritte vor dem Beginn der Produktion nötig sind um einen sicheren Solar Butterfly zu erschaffen und den Erfolg des Projektes zu erzielen.

7.4 Gewichtsoptimierung

Wie im Kapitel 6.2.6 beschrieben, wird das grösste Potential einer Gewichtsreduktion der Grundstruktur in der Optimierung des Chassis in Kombination mit dem Boden gesehen. Folglich wird empfohlen diese Optimierung vorzunehmen.

Die massgebenden Eigenschaften des Chassis sind dessen Festigkeit, sowie die Steifigkeit, welche entscheidend für das Fahrverhalten ist. Kriterien bezüglich diesen beiden Punkten müssten bei einer Optimierung in Erfahrung gebracht und eingehalten werden. Weiter müsste abgeklärt werden welche konstruktiven Optimierungen des Chassis und des Boden sich anbieten und von *Geser Fahrzeugbau* und *3A-Composites* umgesetzt werden können.

In der selben Optimierung könnte die kritische Klebeverbindung zwischen Boden und Chassis erneut untersucht und ausgelegt werden.

8 Fazit

Lastenheft gut auch wenn viele Unsicherheiten Handrechnungen: gute erste Abschätzung der Lasten, FEM dennoch nötig. Zu wenig erfahrung, zu viel aufwand um detailliertes FEM-Modell zu erstellen.

Das Projekt *Solar Butterfly* hat sich als intensiver () herausgestellt als zu Beginn erwartet. So hat beispielsweise die Organisation, Kommunikation und Team-Arbeit weit mehr Zeit beansprucht als vorgesehen Auslegung wurde einfacher erwartet. Klarere Problematik, einfachere Lösung. Abhängig von der Konstruktion welche erst im verlaufe des Projektes ausgearbeitet wurde.

Grosses Projekt, viel kommunikation und austausch, Diskussionen welche hier nicht dokumentiert wurden. viel „Versteckte Arbeit“ Nicht sehr weit jedoch gutes Fundament für weiteres Vorgehen.

Nicht so weit wie erwartet, noch sehr viel zu tun und abzuklären. Trotz Zeitdruck konzeptphase sauber Abschliessen da hier die Probleme am einfachsten gelöst werden können. Auf dem Papier.

9 Danksagung

Ohne die Unterstützung folgender Personen wäre mir das Ausarbeiten der Bachelorarbeit in dieser Form nicht möglich gewesen. Dafür möchte ich an dieser Stelle meinen Dank aussprechen an:

Dejan Romančuk, für die Betreuung und Unterstützung bei der Durchführung dieser Arbeit,
Louis Palmer für die Organisation und intensive und produktive Zusammenarbeit,
den Mitstudenten Michael Huber, Dominic Bacher und Yannick Buholzer für die angenehme und kurzweilige Teamarbeit und
den weiteren betreuenden Dozenten Pierre Kirchhofer, Rolf Kamps und Johann Lodewyks für ihre Unterstützung und Inputs.

Teil II

Anhang

A Quellenverzeichnis

- [1] BAFU, “Klima: Das wichtigste in kürze,” 2020.
- [2] L. Palmer, “Story “solartaxi”.”
- [3] M. Huber, “Auslegung solar butterfly (globales cad),” *Bachelorarbeit, Hochschule Luzern*, 2021.
- [4] B. Klein, “Leichtbau-konstruktion dimensionierung, strukturen, werkstoffe und gestaltung,”
- [5] V. Läßle, *Einführung in die Festigkeitslehre : Lehr- und Übungsbuch*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2016.
- [6] H. Wittel, D. Jannasch, J. Voßiek, and C. Spura, *Roloff/Matek Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung*. Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 23 ed., 2017.
- [7] M. Niedermeier, “Vorlesung der eth zürich: Krafteinleitung und verbindungstechnik,” Nov 2015.
- [8] R. Bärtsch, *Mechanik & Festigkeit - Festigkeitslehre*. 2 2019.
- [9] B. Harry, “Eth-skript,”
- [10] D. Zenkert, *An Introduction to Sandwich Construction*. EMAS Publishing, 1995.
- [11] D. García-Pozuelo, A. Gauchia, E. Olmeda, and V. Diaz, “Bump modeling and vehicle vertical dynamics prediction,” *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 6, 08 2015.
- [12] R. Janczur, “Vertical accelerations of the body of a motor vehicle when crossing a speed bump,” *The Archives of Automotive Engineering – Archiwum Motoryzacji*, vol. 67, no. 1, pp. 47–60, 2015.
- [13] T. Haniszewski and A. MICHTA, “Preliminary studies of vertical acceleration of a passenger car passing through the speed bump for various driving speeds,” *Transport Problems*, vol. 14, pp. 23–34, 03 2019.
- [14] R. Pidl, “Analytical approach to determine vertical dynamics of a semi-trailer truck from the point of view of goods protection,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 1922, no. 1, 2018.
- [15] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Beschleunigungstabelle.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [16] N. Kudarauskas, “Analysis of emergency braking of a vehicle,” *Transport*, vol. 22, no. 3, pp. 154–159, 2007.
- [17] Institut für Unfallanalysen Hamburg, “Bremstabelle A.” publisher: Institut für Unfallanalysen Hamburg.
- [18] W. Hugemann and M. Nickel, “Longitudinal and lateral accelerations in normal day driving,” in *6th International Conference of The Institute of Traffic Accident Investigators*, pp. 1–8, 2003.

- [19] J. Xu, K. Yang, Y. Shao, and G. Lu, “An experimental study on lateral acceleration of cars in different environments in sichuan, southwest china,” *Discrete Dynamics in Nature and Society*, vol. 2015, Mar 2015.
- [20] P. Sesar and A. Krecak, “Impact of wind bora on croatian highways and bridges,” *IABSE Symposium Report*, vol. 90, pp. 23–29, 01 2005.
- [21] M. Scarpignato, “When is it too windy to drive an rv?,” Nov 2020.
- [22] K. Beasley, “Can high winds flip over your rv?,” Apr 2017.

B Abbildungsverzeichnis

1	Der Solar Butterfly von Oben	3
2	Seitenansicht des Solar Butterflies	3
3	Schnittansicht des Solar Butterflies	4
4	Versagensarten in Sandwichbalken. (a) Fließen/Bruch der Oberfläche, (b) Schubbruch, (c und d) Faltenbildung der Oberfläche, (e) allgemeines Knicken, (f) Scherfaltenbildung, (g) Beulen an der Oberfläche und (h) lokales Eindringen.	7
5	Modus A	12
6	Skizze zur Beschreibung des Neigungswinkel φ	15
7	Modi beim Ausfahren	16
8	Modus C	17
9	Visualisierung der Personenlasten	18
10	Massenverteilung über die Bereiche	23
11	Idealisierung des Solar Butterfly für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung	24
12	Querkraft- und Biegemomentenverlauf für den Lastfall der vertikalen Beschleunigung	24
13	Schematische Darstellung der Kräfte während der longitudinalen Beschleunigung	26
14	Idealisierte Seitenwände, angreifende Kräfte und Lagerreaktionen	26
15	Idealisierungen des Solar Butterflies für den Lastfall der lateralen Beschleunigung	27
16	Lagerung des idealisierten Solar Butterfly	27
17	Querkraft- und Biegemomentenverlauf im Lastfall der lateralen Beschleunigung	28
18	Querkraft und Biegemomentenverlauf in den Profilen der Träger im Lastfall der lateralen Beschleunigung	28
19	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung	29
20	Schematische Darstellung des Solar Butterflies für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung	30
21	Torsionsmomentenverlauf für den Lastfall der rotatorischen Beschleunigung	30
22	Darstellung der beiden Belastungsfällen und deren Idealisierungen	31
23	Querkraft- und Biegemomentenverläufe der Bodenplatten	32
24	Darstellung des mittleren Raumelementes	33
25	Lagerung des Daches und idealisierte Krafteinleitung	34
26	Querkraft- und Biegemomentenverlauf	34
27	Beispiel-Bild einer FEM-Analyse der Solarpanele Reihe D	34
28	Darstellung der Balken und Schalenkörper im FEM-Modell	35
29	Darstellung der als Balken idealisierten Körper	36
30	Verbindungen der Punktmassen zum Rest des Modelles	36

31	Deformation des Solar Butterflys in den Belastungsfällen 1.1 Vertikale Beschleunigung (links) und 1.5 Rotatorische Beschleunigung (rechts). In den Darstellungen wurden die Schalenelemente ausgeblendet.	40
32	Der Solar Butterfly im Modus C	50
33	Der Solar Butterfly dargestellt mit einem Schnitt durch das seitliche Raumelement	50
34	Der Solar Butterfly im Fahr-Modus A	51
35	Geschnittener Solar Butterfly	51
36	Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der vertikalen Beschleunigung	58
37	Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der lateralen Beschleunigung	59
38	Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung .	60
39	Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung . .	61

C Tabellenverzeichnis

1	Design-Allowables für Materialien der Profile und Deckschichten	6
2	Design-Allowables für Kleber	6
3	Lastfälle Modus A	19
4	Lastfälle Modus B	20
5	Lastfälle Modus C	21
6	Torsionsmomente und Schubflüsse entstehend aus der rotatorischen Beschleunigung	30
7	Schnittgrößen des Daches in den unterschiedlichen Lastfällen	37
8	Schnittgrößen der Träger in den unterschiedlichen Lastfällen	38
9	Kontaktreaktion und Spannungen der Verbindung zwischen Chassis und Boden in den unterschiedlichen Lastfällen	39
10	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung . . .	53
11	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der longitudinalen Beschleunigung	54
12	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der lateralen Beschleunigung . . .	55
13	Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der rotatorischen Beschleunigung .	56
14	Maximale Axialkräfte und Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen	57

D Der Solar Butterfly - Bilder

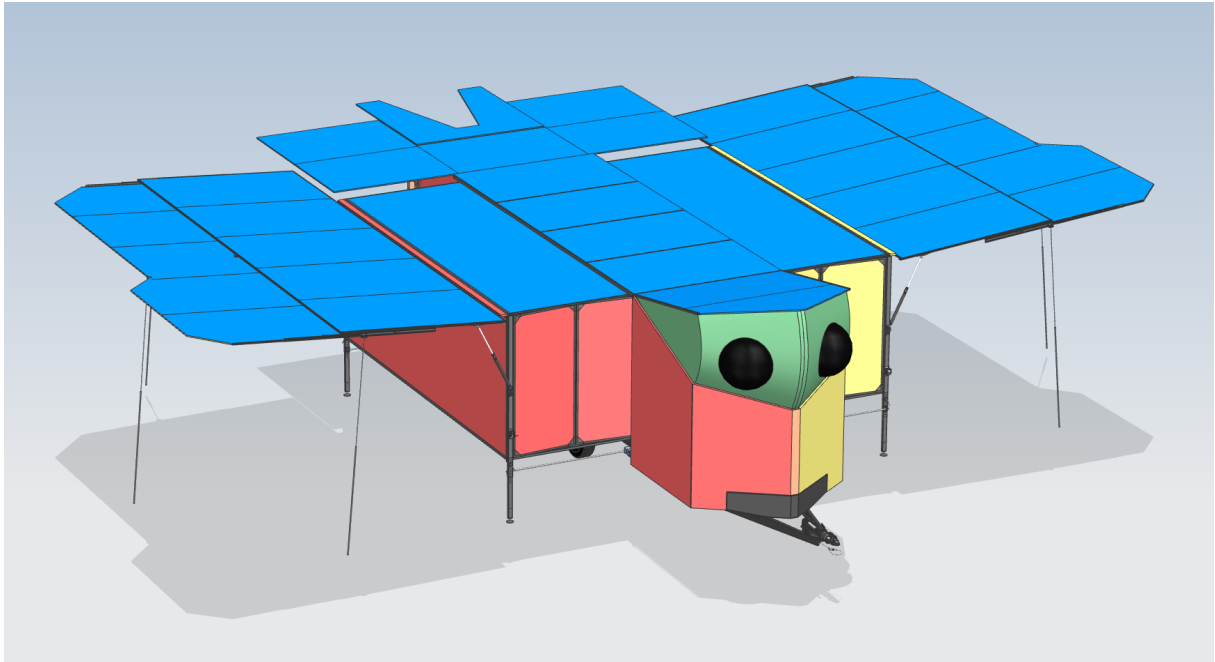


Abbildung 32: Der Solar Butterfly im Modus C

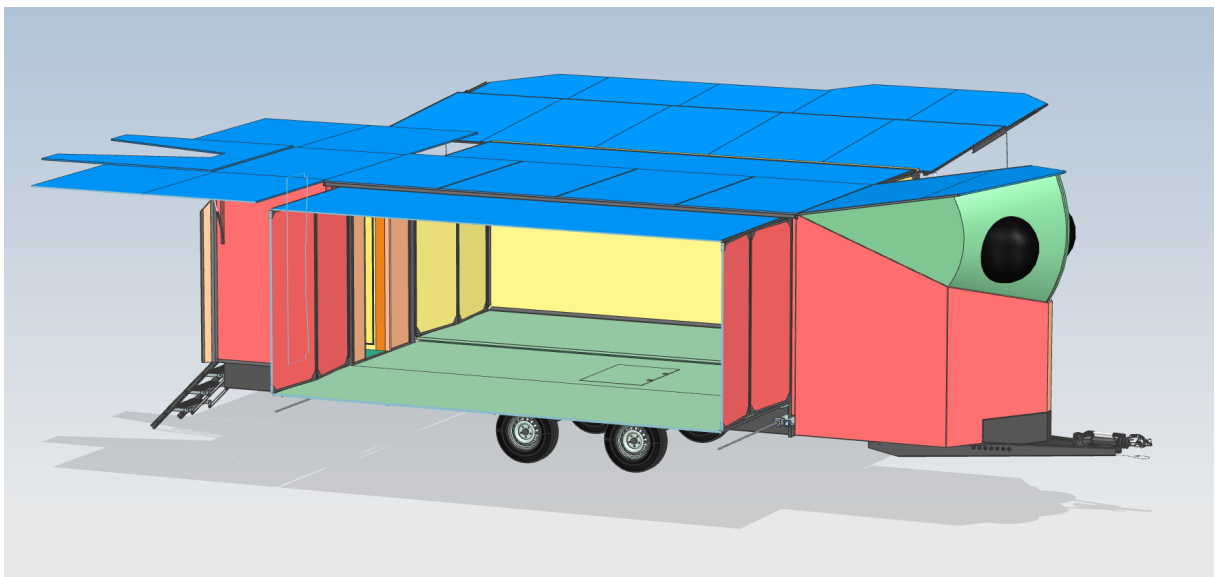


Abbildung 33: Der Solar Butterfly dargestellt mit einem Schnitt durch das seitliche Raumelement

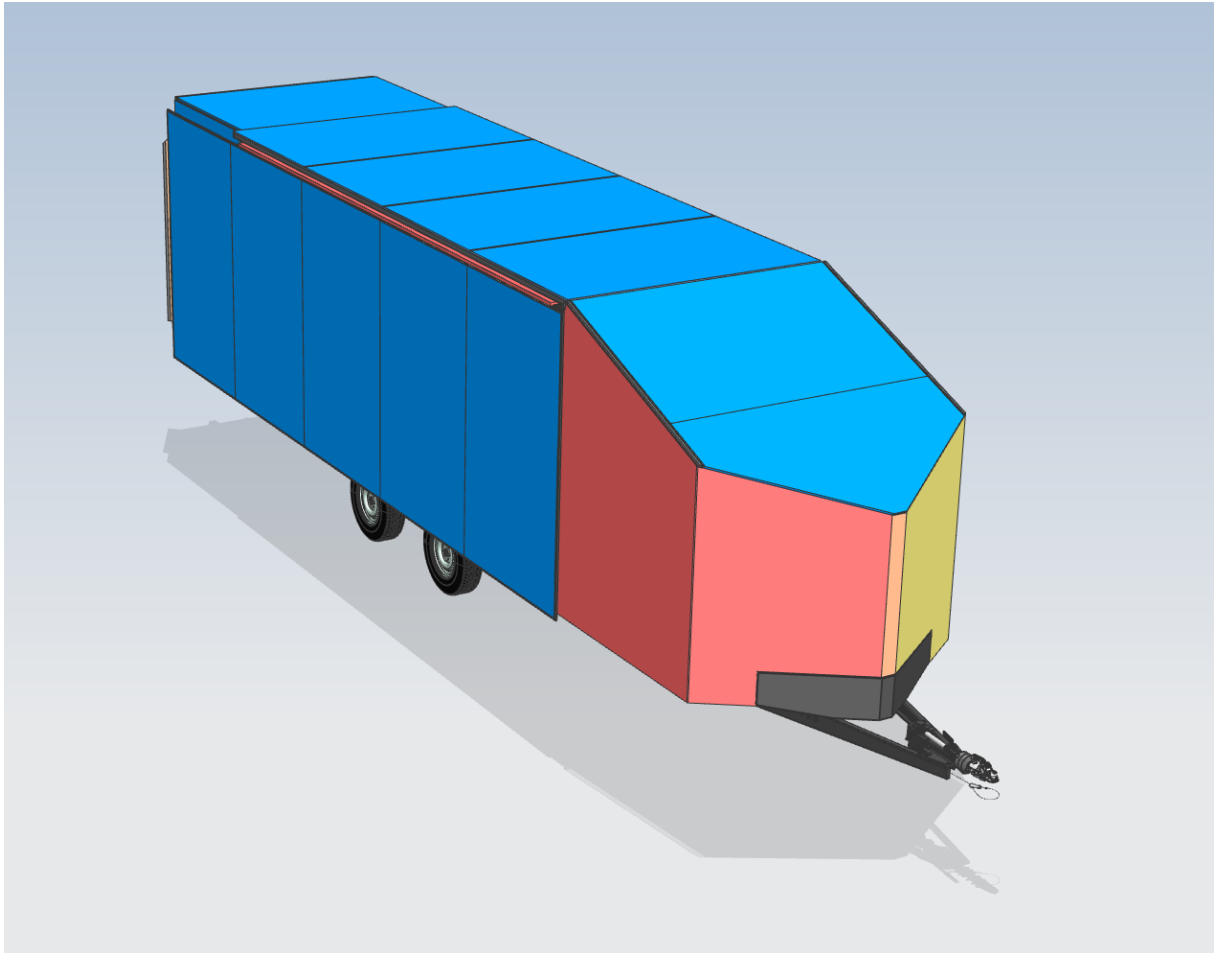


Abbildung 34: Der Solar Butterfly im Fahr-Modus A

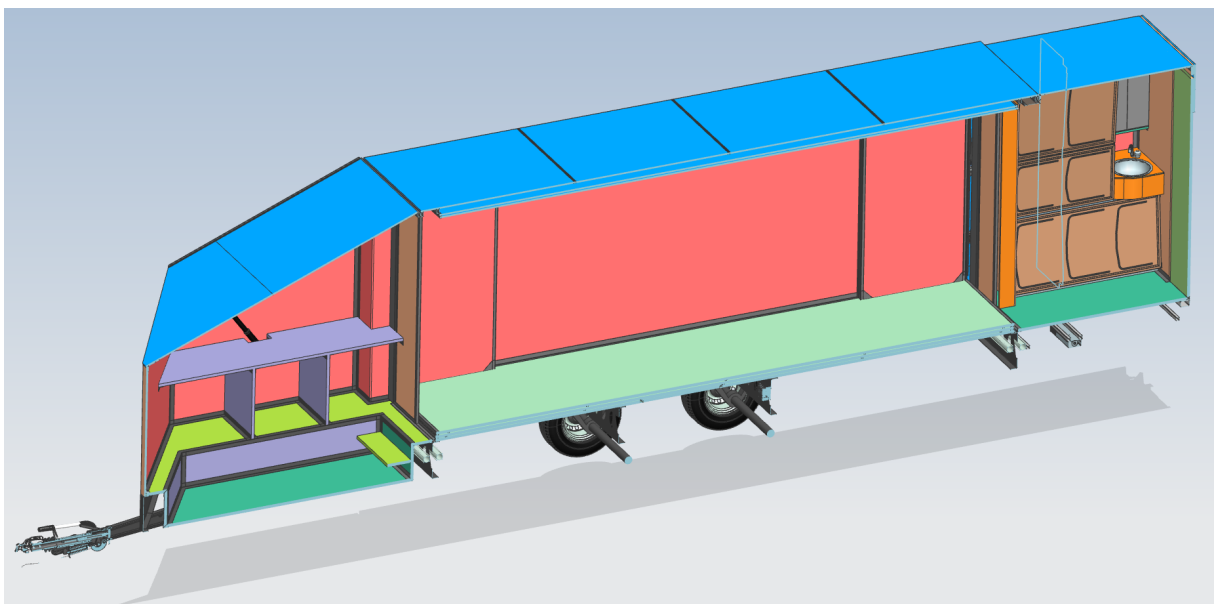


Abbildung 35: Geschnittener Solar Butterfly

E Lastenheft

E.1 Berechnung der Vertikalen Beschleunigung

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

$$x_r^n = h \cdot \sin \left(\pi \cdot \frac{n \cdot \Delta t \cdot v}{l} \right) \quad (23)$$

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

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

$$x_{SB}^n = x_{SB}^{(n-1)} + v^{(n-1)} \cdot \Delta t \quad (24)$$

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

$$s^n = x_r^n - x_{SB}^n \quad (25)$$

$$v_s^n = \frac{s^n - s^{(n-1)}}{\Delta t} \quad (26)$$

Die Beschleunigung des Solar Butterfly ergibt sich dann zu:

$$a_{SB}^n = \frac{k \cdot s^n + d \cdot v_s^n}{m} \quad (27)$$

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.

$$v^n = v^{(n-1)} + a_{SB}^n \cdot \Delta t \quad (28)$$

F FEM

F.1 FEM Ergebnisse

F.1.1 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

Tabelle 10: Resultate der FEM-Simulation des Lastafalles der vertikalen Beschleunigung

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

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

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

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

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.

F.1.3 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.4 laterale Beschleunigung

Tabelle 12: Resultate der FEM-Simulation des Lastfalles der lateralen Beschleunigung

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

F.1.4 FEM-Ergebnis - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

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

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

F.1.5 FEM-Ergebnis - Kontaktreaktion Träger A und B zu Chassis

Tabelle 14: Maximale Axialkräfte und Biegemomente in den Trägern A und B in den unterschiedlichen Lastfällen

Lastfall / Träger	Axialkraft [N]				Biegemoment [kNmm]			
	x	y	z	total	x	y	z	total
1.1 A	619	12961	276	12978	4606	179	340	4622
1.1 B	2449	15846	707	16036	5626	845	345	5695
1.3 A	56	2086	323	2111	735	19	2	735
1.3 B	96	664	79	674	234	33	14	237
1.4 A	237	3527	1748	3935	1919	71	101	1923
1.4 B	720	4180	1711	4565	2092	246	94	2109
1.5 A	372	5442	2372	5937	2754	112	162	2761
1.5 B	1289	6335	2265	6840	2983	444	156	3020
Max	2449	15846	2372	16036	5626	845	345	5695

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

F.2 Deformationen

F.2.1 Deformation - Lastfall 1.1 Vertikale Beschleunigung

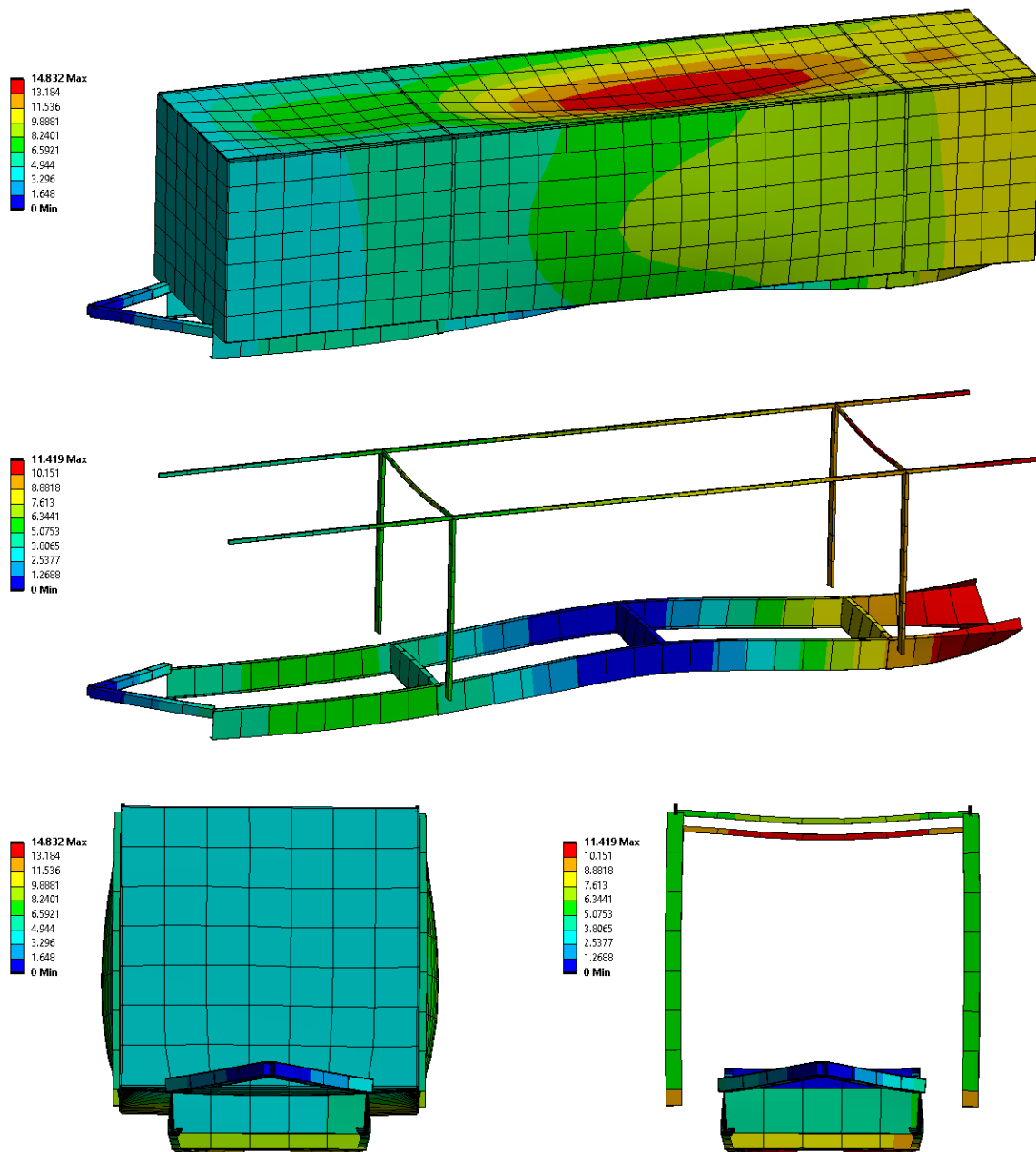


Abbildung 36: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der vertikalen Beschleunigung

F.2.2 Deformation - Lastfall 1.3 Longitudinale Beschleunigung

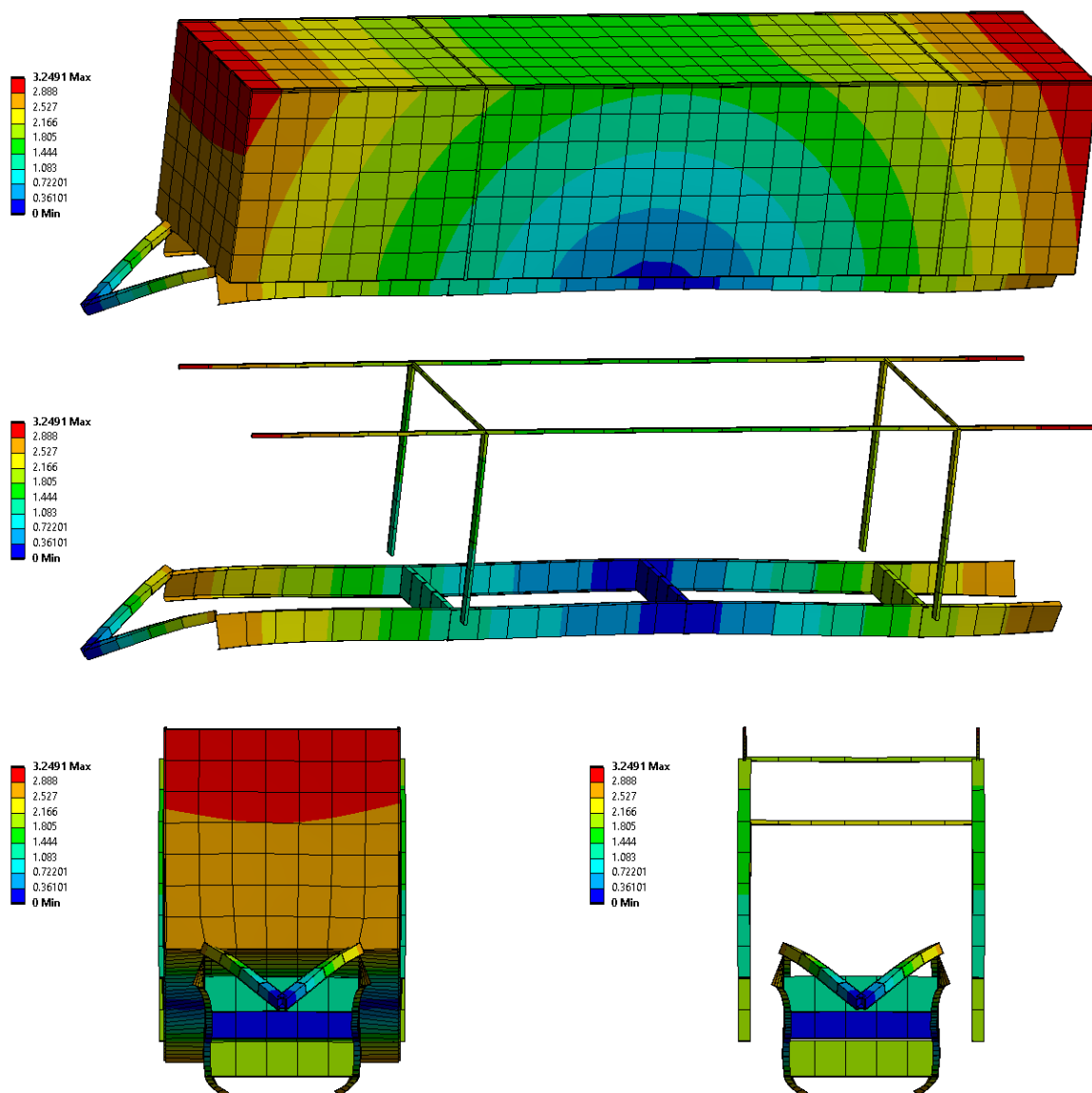


Abbildung 37: Deformation des Solar Butterflys im Lastfall der lateralen Beschleunigung

F.2.3 Deformation - Lastfall 1.4 Laterale Beschleunigung

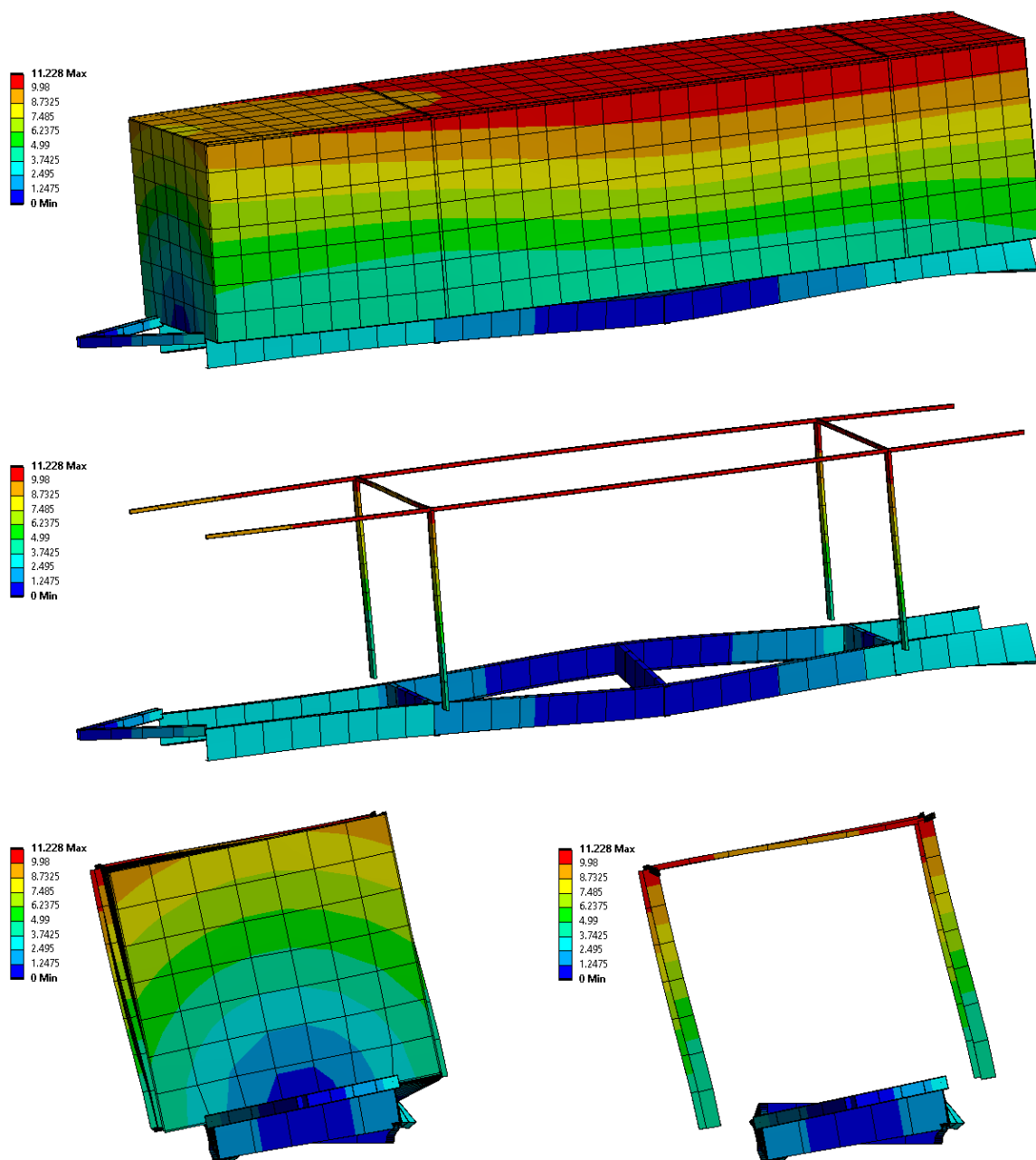


Abbildung 38: Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der longitudinalen Beschleunigung

F.2.4 Deformation - Lastfall 1.5 Rotatorische Beschleunigung

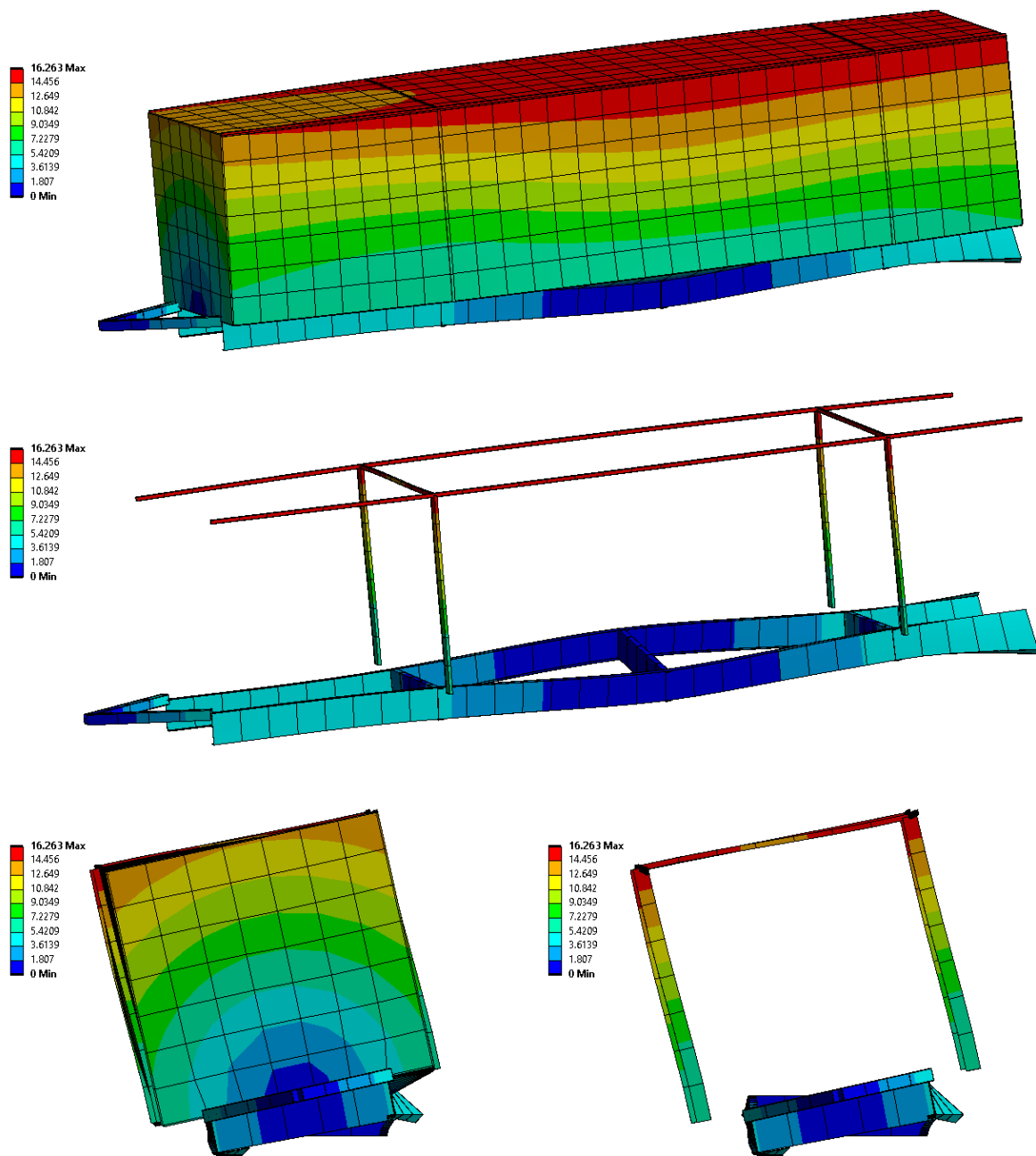


Abbildung 39: Deformation des Solar Butterflies im Lastfall der rotatorischen Beschleunigung

Teil III

Elektronischer Anhang

G Bilder des Solar Butterflys

H Dokumente aus fremden Arbeiten

H.1 Anforderungsliste

H.2 Gewichts Berechnung

I Datenblätter

I.1 Materialien

I.1.1 TDS Airex-T92

I.1.2 TDS Sikaflex 552-AT

I.2 Komponenten

I.2.1 Federkonstante

J Berechnungen

J.1 Lastenheft - Beschleunigungen

J.2 Handrechnungen

J.3 Dimensionierung

K FEM

K.1 FEM-Modell - Solarpanelen Reihe D

K.2 FEM-Modell - Solar Butterfly Global

K.3 FEM Auswertung