



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

# **Masterarbeit**

Leon Grabka

## **Entwicklung eines erneuerbaren Energiekonzeptes für eine bemannte Marsmission**

*Fakultät Technik und Informatik  
Department Maschinenbau und Produktion*

*Faculty of Engineering and Computer Science  
Department of Mechanical Engineering and  
Production Management*

**Leon Grabka**  
**Entwicklung eines erneuerbaren**  
**Energiekonzeptes für eine bemannte**  
**Marsmission**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung zur Erlangung des akademischen Grades Master of Science

im Studiengang Nachhaltige Energiesysteme im Maschinenbau  
am Department Maschinenbau und Produktion  
der Fakultät Technik und Informatik  
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüferin: Prof. Dr. Vera Schorbach  
Zweitprüfer: Prof. Dr. Achim Schmidt

Abgabedatum: 23.09.2022

## **Thema der Masterthesis**

Entwicklung eines erneuerbaren Energiekonzeptes für eine bemannte Marsmission

## **Stichworte**

Bemannte Marsmission, Energieversorgung auf dem Mars, Solarenergie auf dem Mars, Mars

## **Kurzzusammenfassung**

Diese Masterthesis beschäftigt sich mit der Konzeption eines erneuerbaren Energiekonzeptes für eine bemannte Marsmission. Zur Konzeptionierung wird eine EXCEL-Datei entwickelt und vorgestellt. Diese EXCEL-Datei wird schließlich verwendet um drei Szenarien für eine bemannte Marsmission von einer Dauer von 500 Sol und einem Leistungsbedarf von 80 kW zu erstellen und miteinander zu vergleichen. Darüber hinaus werden die Ergebnisse der Szenarien dem bisherigen Konzept der NASA, die Marsmission mittels Kernkraft zu versorgen, gegenübergestellt. Basis der einzelnen Szenarien sind ein Energiekonzept bestehend aus Photovoltaik und Lithium-Ionen-Speicher sowie ein Energiekonzept bestehend Photovoltaik und Brennstoffzellensystem inklusive Wasserstoffspeicher. Durch die Parametervariation wird ein Worst-Case, ein Real-Case und ein Best-Case Szenario dargestellt. In allen drei Szenarien liegen im Optimum sowohl die Gewichte wie auch die Kosten beider erneuerbaren Systeme unterhalb der Werte des nuklearen Systems. Dieses Optimum wird in allen Szenarien dann erreicht, wenn die Solarfläche so groß ist, dass der jeweilige Speicher nur für die nächtliche Energieversorgung zur Verfügung stehen muss, da dieser dann über die geringste Kapazität verfügt. Dadurch lassen sich je nach Speicherart und Szenario Systemgewichte zwischen 3,5 Tonnen und 21,7 Tonnen erreichen, wodurch die Nachhaltigen Energiesysteme im Vergleich zum nuklearem Energiesystem mit 28 Tonnen deutlich geringer ist. Auch die Kosten für die erneuerbaren Konzepte liegen zwischen 5,4 Mrd. \$ und 95 Millionen \$ und liegen auch damit deutlich unter den Kosten für das nukleare System, welche zwischen 7,7 Mrd. \$ und 2,6 Mrd. \$ liegen. Die leichtere und günstigere Variante ist das Energiekonzept mit Brennstoffzellentechnologie als Energiespeicher. Unter den im Rahmen dieser Arbeit getroffenen Annahmen ist ein erneuerbares Energiekonzept für eine bemannte Marsmission eine gute Alternative für das nukleare Energiesystem, da im Vergleich zum nuklearen System nicht nur Gewicht, sondern auch Kosten eingespart werden können. Im

Weiteren muss noch geprüft werden, ob die technische Umsetzung eines solchen Energiekonzeptes mit einer Solarfläche von bis zu 4.900 Quadratmetern möglich ist.



**Title of the paper**

Development of a renewable energy concept for a manned Mars mission

**Keywords**

manned Mars mission, power supply on Mars, solar energy on Mars, Mars

**Abstract**

This master thesis deals with the conceptual design of a renewable energy system for a manned Mars mission. For the conceptual design an EXCEL file is developed and submitted. This EXCEL file is used to create and compare three possible scenarios for a manned Mars mission with a duration of 500 Sol and a power requirement of 80 kW.

In addition, the results of the scenarios are compared to NASA's previous concept of using nuclear power to provide power for the Mars mission. The individual scenarios are based on an energy concept consisting of photovoltaics and lithium-ion storage as well as an energy concept based on photovoltaics and a fuel cell system including hydrogen storage.

By varying the parameters, a worst-case, a real-case and a best-case scenario are generated. In all three scenarios, the weights as well as the costs of both renewable systems are below the values of the nuclear system in the optimum.

This optimum is reached in all scenarios when the solar area is large enough so that the respective storage facility only needs to be available for the nighttime energy source, since it then has the lowest capacity. As a result, system weights between 3.5 tons and 21.7 tons can be achieved, depending on the storage type and scenario. As a consequence, the developed sustainable energy systems are significantly lower compared to the nuclear energy system with 28 tons. Also, the cost of the renewable concepts ranges from \$5.4 billion to \$95 million, which is significantly lower than the cost of the nuclear system, which ranges from \$7.7 billion to \$2.6 billion. The lighter and cheaper option is the energy concept with fuel cell technology as energy storage.

Under the assumptions made in this thesis, a renewable energy concept for a manned Mars mission is a good alternative for the nuclear energy system. This can be justified with a lower weight and cost saving. Furthermore, it still has to be examined whether the technical implementation of such an energy concept with a solar surface of up to 4900 square meters is possible.

# Inhaltsverzeichnis

<b>ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS</b>	<b>I</b>
<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b>	<b>IV</b>
<b>TABELLENVERZEICHNIS</b>	<b>VIII</b>
<b>1 EINLEITUNG</b>	<b>1</b>
<b>2 METHODIK</b>	<b>4</b>
<b>3 THEORETISCHE GRUNDLAGEN</b>	<b>6</b>
<b>3.1 UMGEBUNGSBEDINGUNGEN DES MARS</b>	<b>6</b>
<b>3.2 BEDINGUNGEN EINER BEMANNTEN MARSMISSION</b>	<b>15</b>
<b>3.3 ENERGIEWANDLUNGSVERFAHREN</b>	<b>18</b>
3.3.1 SOLARSTRAHLUNG	18
3.3.2 SPEICHERTECHNOLOGIE	25
<b>4 BERECHNUNGEN UND SIMULATIONEN</b>	<b>31</b>
<b>4.1 BERECHNUNGSTOOL</b>	<b>31</b>
<b>4.2 SOLARKONZEPT</b>	<b>40</b>
4.2.1 PESSIMISTISCHES SZENARIO S1	41
4.2.2 REALISTISCHES SZENARIO S2	44
4.2.3 OPTIMISTISCHES SZENARIO S3	47
<b>5 ERGEBNISSE</b>	<b>49</b>
<b>5.1 PESSIMISTISCHES SZENARIO S1</b>	<b>49</b>
<b>5.2 REALISTISCHES SZENARIO S2</b>	<b>55</b>
<b>5.3 OPTIMISTISCHES SZENARIO S3</b>	<b>60</b>
<b>5.4 VERGLEICH DER SZENARIEN IN BEZUG AUF DAS GEWICHT</b>	<b>64</b>
<b>5.5 VERGLEICH DER SZENARIEN IN BEZUG AUF DIE KOSTEN</b>	<b>68</b>
<b>6 FAZIT, DISKUSSION UND AUSBLICK</b>	<b>71</b>
<b>7 LITERATURVERZEICHNIS</b>	<b>75</b>
<b>8 ANHANG A</b>	

## Abkürzungsverzeichnis

$\alpha_E$	Ausrichtung der Ebene
$\alpha_s$	Sonnenazimutwinkel
$\gamma_E$	Neigungswinkel der Ebene
$\gamma_s$	Sonnenhöhe
$\delta$	Deklinationwinkel
$\delta_{LS}$	Aerozentrischer Längengrad
$\delta_O$	Neigungswinkel der Marsrotationsachse
$\eta_{PV}$	Wirkungsgrad der PV-Module
$\theta_{gen}$	Einfallwinkel zwischen der Sonneneinstrahlung und dem Normalenvektor der geneigten Ebene
$\rho$	Reflexion
$\tau_{Absorption}$	Reduktion der Strahlung durch Absorption
$\tau_{Mie}$	Reduktion der Strahlung durch Miestreuung
$\tau_{Rayleigh}$	Reduktion der Strahlung durch Rayleighstreuung
$\tau_{Wolken}$	Reduktion der Strahlung durch Wolken
$\phi$	Breitengrad
$\omega$	Stundenwinkel
\$	US Dollar
A	Albedo
A <sub>ben</sub>	Benötigte Solarfläche
AM	Air-Mass-Faktor
AM0	Air-Mass-Faktor 0
esa	European Space Agency
f(Z,T)	Nettosolarstrahlung in Abhängigkeit der optischen Dicke
FC	Brennstoffzelle
FSP	Fission Surface Power
g	Gramm
G <sub>bg</sub>	Direkte Strahlung auf geneigter Ebene auf der Marsoberfläche
$\hat{G}_{bg}$	Direkte Strahlung auf geneigter Ebene auf der Marsoberfläche
G <sub>bh</sub>	Direkte Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche
$G_{bh}$	Direkte Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche
$G_{dg}$	Diffuse Strahlung auf geneigter Ebene
G <sub>dh</sub>	Diffuse Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche
G <sub>dg</sub>	Diffuse Strahlung auf geneigter Ebene auf der Marsoberfläche
$G_{dh}$	Diffuse Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche
$G_{e,s}$	spezifische Ausstrahlung der Sonne
G <sub>h</sub>	Globale Bestrahlungsstärke auf horizontaler Fläche an der Marsoberfläche
$G_h$	Globale Bestrahlungsstärke auf horizontaler Fläche an der Marsoberfläche
G <sub>hg</sub>	Gesamte Strahlung auf geneigter Ebene

$G_{ob}$	Extraterrestrische Bestrahlungsstärke oberhalb der Marsatmosphäre
$G_{ob}$	Extraterrestrische Bestrahlungsstärke oberhalb der Marsatmosphäre
$G_{rg}$	Reflektierte Strahlung auf geneigter Ebene
$G_{rg}$	Reflektierte Strahlung auf geneigter Ebene
h	Stunde
$H_{ben,mission}$	Benötigte Energie für die Marsmission
$H_{ben,mission}$	Benötigte Energie für die Marsmission
$H_{ben,tag}$	Energie die pro Tag benötigt wird
$H_{ben,tag}$	Energie die pro Tag benötigt wird
$H_{hg}$	Energie die pro Sol auf geneigeter Ebene auftritt
$H_{hg}$	Energie die pro Sol auf geneigeter Ebene auftritt
$H_{mission}$	Energie während der Mission
$H_{mission}$	Energie während der Mission
$H_{stor}$	Gespeicherte Energie
$H_{stor,mittel}$	Mittlere Ladestand des Speichers
$H_{stor,mittel}$	Mittlere Ladestand des Speichers
$H_{verlust}$	Speicherverluste
$H_{verlust}$	Speicherverluste
I	Gemessene Intensität des Lichts
$I_0$	Solarkonstante
ISRU	In Situ Ressource Utilization
kg	Kilogramm
km	Kilometer
km <sup>2</sup>	Quadratkilometer
kW	Kilowatt
kWh	Kilowattstunde
l	Liter
Li+	Lithium-Ionen
LIB	Lithium-Ionen-Batterie
m <sup>2</sup>	Quadratmeter
MJ-PV	Multi Junction Photovoltaik
Mrd.	Milliarden
MW	Megawatt
NASA	Nanometer
nm	Nanometer
PEMFC	Polymer-Elektrolyt-Membran Brennstoffzelle
PV	Photovoltaik
RFC	Regenerative Fuel Cell
$r_s$	Radius der Sonne
$r_{SM}$	Mittlerer Abstand Sonne und Mars
$r_{verlust}$	Selbstentladungsrate bzw. Speicherverlustrate
S1	Pessimistisches Szenario

S2	Realistisches Szenario
S3	Optimisches Szenario
Sol	Marstag, entspricht 24 Stunden 39 Minuten
T	Transmittivität
t_mission	Dauer der Marsmission
t_speicher,mittel	Mittlere Speicherdauer
Theta_gen	Einfallwinkel zwischen der Sonneneinstrahlung und dem Normalenvektor der geneigten Ebene
URFC	Unitized Regenerative Fuel Cell
W	Watt
Wh	Wattstunde
Z	Zenitwinkel
$\tau$	optische Dicke

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Solarpaneltemperatur des Marsrovers Opportunity aus dem Jahr 2004 über 1150 Sols. Landezone des Rovers war das Meridiani Planum. (Porter, 2007).....	7
Abbildung 2: Vergleich der Zusammensetzung der Atmosphären der Erde und des Mars (European Space Agency, 2018) .....	8
Abbildung 3: Atmosphärische Transmission der Globalstrahlung für die Wellenlängen von 400 nm bis 1000 nm in Abhängigkeit des Sonnenstandes. Basierend auf Messdaten der Marsrover Spirit und Opportunity aus 2003 bei angenommener optischer Dicke von 0,93. (Landis & Hyatt, 2006) .....	10
Abbildung 4: Vergleich der Transmittivität des Lichtspektrums von direkter Strahlung und indirekter (scattered) Strahlung auf der Messsonde des Marsrovers Spirit für die Wellenlängen von 400 nm bis 1000 nm und den beiden Sonnenständen von 43° und 77° über der Horizontalen für $\tau = 0,93$ . (Landis & Hyatt, 2006).....	11
Abbildung 5: Zonale mittlere Zirkulationskomponenten aus einer Simulation von Haberle et. al. (Haberle, (1993)) abgebildet sind a, die Temperatur (K), b, der West-Ost-Wind (m s <sup>-1</sup> ; Schattierung entspricht dem Westwind) und c meridionale Massenstromfunktion (108 kg s <sup>-1</sup> ; Schattierung entspricht er Zirkulation im Uhrzeigersinn in der Ebene der Seite). Jeweils in Abhängigkeit des Breitengrades und der Höhe. (Conway, 2001) .....	12
Abbildung 6: Gegenüberstellung der Eigenschaften eines Langzeitaufenthaltes mit den Eigenschaften des Kurzaufenthaltes. Die Vorteile des jeweiligen Aufenthaltes sind grün hinterlegt. (Drake, Juli 2009).....	16
Abbildung 7: Veränderung der Nettosolarstrahlung auf der Marsoberfläche in Abhängigkeit der optischen Dicke sowie des Zenitwinkels. (Appelbaum & Flood, August 1989) .....	21
Abbildung 8: Darstellung der Umlaufbahn des Mars um die Sonne unter Angabe des aerozentrischen Längengrades (Pal, et al., 2019).....	22
Abbildung 9: Vergleich der Sonneneinstrahlung auf eine ebene und auf eine geneigte Ebene. (Quaschnig, 2019).....	23
Abbildung 10: Darstellung des Einfallwinkels $\theta_{gen}$ der Sonnenstrahlen auf die geneigte Ebene. (Quaschnig, 2019).....	23
Abbildung 11: Vergleich der volumetrischen und gravimetrischen Energiedichten verschiedener Batteriearten. (Agrawal & Pandey, 2008) .....	26
Abbildung 12: Schematische Darstellung des Lade und Entladevorgangs innerhalb einer Lithium-Ionen-Batterie (LIB). (Doppelbauer, 2020) .....	27
Abbildung 13: Schematische Darstellung einer UFCR (Unitized Regenerative Fuel Cell) (Pu, 2021).....	28
Abbildung 14: Aufbau und Funktionsweise einer Polymer Elektrolyt Membrane Brennstoffzelle (PEMFC) (Mitsubishi Chemicals, kein Datum) .....	29

Abbildung 15: Quellcode zur Polynominterpolation mithilfe von Google Colaboratory. Diese Berechnung interpoliert die Nettosolarstrahlung auf dem Mars zwischen den Zenitwinkel 0 ° bis 90 ° für die optische Dicke von fünf. Eigene Darstellung. ....	32
Abbildung 16: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Worst-Case Szenario S1 in Abhängigkeit des Tiefadestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung.....	44
Abbildung 17: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Real-Case Szenario S2 in Abhängigkeit des Tiefadestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung. ....	46
Abbildung 18: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Best-Case Szenario S3 in Abhängigkeit des Tiefadestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung. ....	48
Abbildung 19: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung. ....	49
Abbildung 20: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV) . Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung. ....	51
Abbildung 21: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung. ....	52
Abbildung 22: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung. ....	54
Abbildung 23: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung. ....	56
Abbildung 24: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA	

(FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung.....	57
Abbildung 25: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung. ....	58
Abbildung 26: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung. ....	59
Abbildung 27: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung. ....	61
Abbildung 28: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung.....	62
Abbildung 29: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung. ....	63
Abbildung 30: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung. ....	64
Abbildung 31: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Brennstoffzellensystem (FC-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind dem Gesamtsystemgewicht des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.....	65
Abbildung 32: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Lithium-Ionen-	



Batterie-System (LIB-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind dem Gesamtsystemgewicht des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung. ....67

Abbildung 33: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Mrd. \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Lithium-Ionen-Batterie-System (LIB-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind den Gesamtsystemkosten der verschiedenen Szenarien des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.  
69

Abbildung 34: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Mrd. \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Brennstoffzellensystem (FC-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind den Gesamtsystemkosten der verschiedenen Szenarien des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.  
70

Abbildung 35: Darstellung der Berechnungsergebnisse des pessimistischen Szenarios S1, des realistischen Szenarios S2 und des optimistischen Szenarios S3. Dargestellt sind die jeweiligen Gewichte und Kosten je Szenario für das Lithium-Ionen-Batterie-System (LIB-System) und das Brennstoffzellensystem (FC-System). Eigene Darstellung. ....1

## **Tabellenverzeichnis**

Tabelle 1: Darstellung der optischen Dichte der Marsatmosphäre aus dem Januar 2003 gemessen anhand der Wellenlängen 440 nm und 980 nm der beiden Marsrover Spirit im Gusev Crater und Opportunity im Meridiani Planum (Geoffrey A. Landis, 2006). Eigene Darstellung. ....	9
Tabelle 2: Gegenüberstellung der Zeitaufteilung der jeweiligen Möglichkeiten zur Marsmission. Verglichen wird der Kurzaufenthalt mit dem Langzeitaufenthalt. (Drake, Juli 2009) Eigene Darstellung. ....	15
Tabelle 3: Leistungsbedarfe für verschiedene Betriebszustände in kW. (Drake, Juli 2009) Eigene Darstellung. ....	17
Tabelle 4: Veränderung des aerozentrischen Längengrades pro Sol in Abhängigkeit der Jahreszeit. (Joseph Appelbaum, August 1989) Eigene Darstellung. ....	22
Tabelle 5: Übersicht über die änderbaren Parameter für die Szenarienbildung. Eigene Darstellung. ....	39
Tabelle 6: Aufstellung der Parameter, die für die Szenarien konstant bleiben. Eigene Darstellung. ....	41
Tabelle 7: Aufstellung der für das Worst-Case Szenario S1 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung. ....	43
Tabelle 8: Aufstellung der für das Real-Case Szenario S2 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung. ....	46
Tabelle 9: Aufstellung der für das Best-Case Szenario S3 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung. ....	48

# 1 Einleitung

Was haben der Klimawandel, Kriege und Asteroiden gemeinsam? Sie können alle dafür Sorgen das unserer Planet Erde ein lebensfeindlicher Ort wird. Deshalb sucht die Menschheit schon seit Jahrzehnten nach einem Planeten in unserem Universum, welchen wir stattdessen besiedeln können. Ein geeigneter Planet für dieses Vorhaben scheint der Mars zu sein. Der Mars ist der direkter Nachbarplanet unserer Erde, dennoch beträgt die durchschnittliche Entfernung zwischen der Erde und dem Mars rund 70 Millionen Kilometer. Alle 16 Jahre verringert sich dieser Abstand, aufgrund der elliptischen Umlaufbahn der Planeten um die Sonne auf 56 Millionen Kilometer. (Korzanovic, 2021) Um den Mars besiedeln zu können, gilt es diese Entfernung zurückzulegen und die Umgebungsbedingungen auf dem Planeten genaustens zu untersuchen.

Die Erforschung geht bis in das Jahr 1600 zurück. Obwohl der Nachbarplanet schon seit Jahrzehnten Bestandteil der Forschung war, gelang es den USA erst 365 Jahre später die ersten Aufnahmen mit der Raumsonde Mariner vier zu erstellen. Zehn Jahre nach diesem Erfolg landeten die beiden Rotorsonden Viking eins und zwei auf der Oberfläche des Mars (Zielke, 2020). Dem folgten noch sechs weitere erfolgreiche Marsmissionen der National Aeronautics and Space Administration (NASA), wie die von Opportunity und Spirit im Jahr 2004 (Zielke, 2020) und der letzten Marsmission Perserverance, dessen Start im Jahr 2020 stattfand. (NASA, 2020)

Parallel zu den Marsmissionen der NASA hat der Unternehmer und Visionär Elon Musk im Jahr 2002 mit SpaceX das heute bekannteste private Raumfahrtunternehmen gegründet. Sein Ziel war es die Menschheit zu einer multiplanetaren Gesellschaft zu machen, indem er möglichst günstige Reisen zu Planeten, wie dem Mars, ermöglicht. (Kopp, 2022) Dieses Ziel will er vor allem durch den Einsatz von wiederverwendbaren Raketen erreichen. Nach mehreren Rückschlägen gelang schließlich die erfolgreiche Entwicklung einer Rakete. Mit neuen Auftragsgeldern der NASA wurde die Falcon 9 Rakete entwickelt, die noch heute regelmäßig verwendet wird. 2015 konnte SpaceX erstmals einen Teil der Falcon 9 Rakete wieder auf der Erde landen und für eine erneute Mission aufbereiten. Sein Ziel bemannte Raketen zu Planeten wie dem Mars zu schicken, soll mit der Entwicklung des Raumschiffes Starship erfolgen (Kopp, 2022)

Eine der großen Herausforderungen bei einer bemannten Marsmission ist neben dem Transport zu den Planeten selbst, die Energieversorgung vor Ort. Die NASA hat im Jahr 2008 eine Studie zur Ausarbeitung eines Konzeptes für eine bemannte Marsmission erstellt. In der Publikation von Rucker aus dem Jahr 2015 wird der Leistungsbedarf einer sechsköpfigen Crew auf 80 kW geschätzt. (Rucker, 2015)

Um diese Energie bereitzustellen, präferiert die NASA derzeit ein nukleares Energiesystem, auch Fission Surface Power (FSP) genannt. (Rucker, 2016)

Die Nuklearkatastrophe von Fukushima – ist ein Mahnmal für die Nutzung der Kernenergie. Neben Nuklearkatastrophen spricht auch die Entsorgungsproblematik des nuklearen Mülls gegen einen Einsatz nuklearer Energiesysteme. (Bundesamt für die Sicherheit der nuklearen Entsorgung, 2022)

Um die Geschichte der Erde auf dem Mars nicht zu wiederholen und aus den Fehlern der Vergangenheit zu lernen, ist die Entwicklung eines sicheren und nachhaltigen Energiekonzeptes notwendig.

Weshalb bereits Studien veröffentlicht wurden, welche diese Thematik beschreiben. Allerdings fehlt bisher ein Berechnungsprogramm mit dessen Hilfe verschiedene Szenarien berechnet und verglichen werden können. Um eine validierte Aussage über die Eignung eines Energieversorgungssystems zu erhalten, sollten die verschiedenen Konzepte anhand von festgelegten einflussnehmenden Variablen, miteinander verglichen werden.

Der Kern dieser Ausarbeitung ist es eine Vergleichbarkeit dieser verschiedenen Szenarien zu ermöglichen, um eine Aussage über die Anwendbarkeit zu treffen. Im Allgemeinen werden zwei Ziele angestrebt.

Das erste Ziel besteht aus dem Aufbau eines Systems zum Vergleichen verschiedener Energiesysteme. Dazu werden zunächst die Einflussfaktoren identifiziert und mithilfe einer Excel-Tabelle durch Programmierung parametrisiert. Ein Energiesystem besteht dabei immer aus einem Teilsystem zur Generierung von elektrischer Energie und einem

Teilsystem für die Energiespeicherung. In dieser Arbeit erfolgt diese Aufbereitung der Vergleichbarkeit anhand von zwei Energiesystemen. Beide Systeme erzeugen Energie mittels einer Photovoltaikanlage (PV-Anlage). Die Energiespeicherung des ersten Konzeptes erfolgt mittels Lithium-Ionen-Batterie (LIB-System) während das zweite Wasserstoffbrennstoffzellen (FC-System) zur Energiespeicherung nutzt. Zur Ausarbeitung der einzelnen Konzepte wird eine eigene Vorgehensweise entwickelt, welche die energetische Betrachtung der Systeme in den Vordergrund stellt.

Das zweite Ziel dieser Arbeit ist die Gestaltung eines Energiekonzeptes aus energetischer Perspektive. Wodurch schließlich die Systemgewichte und Systemkosten für explizite Szenarien ermittelt und verglichen werden sollen.

Diese Ziele sollen mithilfe der verfügbaren Literatur sowie der Verwendung des Rechenprogrammes Excel erreicht werden.

Zu Beginn dieser Arbeit werden im Rahmen der theoretischen Grundlagen die Umgebungsbedingungen auf dem Mars und somit auch die Bedingungen für eine bemannte Marsmission thematisiert. Ebenso werden die Grundlagen der Strahlungsberechnung und die Funktionsweise der Energiespeicherungssysteme LIB und FC erläutert. Anschließend wird die Methodik der Ausarbeitung vorgestellt, mit welcher das zuvor definierte Ziel erreicht werden soll. Im folgenden Kapitel wird das Berechnungstool, welches im Rahmen dieser Arbeit entwickelt wird, detailliert beschrieben. Darüber hinaus werden drei Szenarien ausgearbeitet und die Auswahl der Parameter begründet. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Berechnungen im Vergleich miteinander vorgestellt. Im letzten Kapitel werden die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit zusammengefasst und interpretiert. Dabei wird auch eine kritische Betrachtung der Ergebnisse vorgenommen und auf Möglichkeiten der anschließenden Weiterentwicklung hingewiesen.

## 2 Methodik

Im Rahmen dieser Arbeit soll ein erneuerbares Energiekonzept als Alternative zum bisherig geplantem nuklearen Energiesystem, auch Fission Surface Power genannt (FSP), entwickelt und in Hinblick auf die Kosten und dem für eine Marsmission maßgeblichen Gesamtgewicht des jeweiligen Systems untersucht werden.

Um geeignete Energiekonzepte zu ermitteln, soll ein parametrisiertes System entwickelt werden. Anhand dessen werden verschiedene Konzepte erstellt und anschließend verglichen. Dazu werden in einem ersten Schritt die Eingangsparameter ermittelt. Diese werden aus der Recherche der Umgebungsbedingungen auf dem Mars, den Rahmenbedingungen einer Marsmission und der Betrachtung von Energiewandlungs- und Energiespeicherverfahren evaluiert. Auf Grundlage der ermittelten Eingangsparameter wird anschließend ein Rechentool in EXCEL entwickelt, welches das Erstellen verschiedener Szenarien für Solarkonzepte ermöglicht. Abschließend werden die Konzepte miteinander verglichen und diskutiert.

Im Rahmen dieser Ausarbeitung werden drei Szenarien für das Batteriesystem und das Brennstoffzellensystem ausgearbeitet und miteinander verglichen. Diese Szenarien stellen jeweils den Worst-Case, den Best-Case und den Real-Case dar. Je Szenario wird zusätzlich eine Variation der Solarflächen durchgeführt. Dabei wird die Solarfläche sukzessive um 20 %-Punkte von der mindestens benötigten (einfachen) bis zur dreifachen Solarfläche erhöht. Dadurch stehen am Ende insgesamt 33 verschiedene Ergebnisse für eine Auswertung zur Verfügung.

Die Ausarbeitung basiert auf Daten aus den Jahren 1993 bis 2022. Da der technische Fortschritt in den letzten Jahrzehnten sehr rasant erfolgt, wird im Hinblick auf die Szenarioanalyse Wert auf technische Parameter aus aktueller Datenbasis gelegt. Diese Parameter sind teilweise unabhängig voneinander und werden in Kontext zueinander gesetzt, um einzelne Szenarien zu ermitteln. Für die Berechnungen werden zum Großteil zwei Literaturquellen genutzt. Zum einen wird zur Berechnung der Solarstrahlung auf der Marsoberfläche die Berechnungsmethode von Appelbaum (Appelbaum & Flood, August 1989) zum anderen zur Berechnung der Solarstrahlung auf

geneigter Ebene die Berechnungsmethoden nach Quaschnig (Quaschnig, 2019) verwendet.

Die Berechnungen der Speicherkapazitäten und der Speicherauslegung erfolgen nach einem speziell für die vorliegende Anwendung entwickeltem Vorgehen und unter Verwendung verschiedener in der Literatur zu recherchierenden Formeln. Um den Vergleich zwischen den erneuerbaren Energiesystemen zu gewährleisten, werden die folgenden Aspekte in die Bewertung eingebracht.

Die benötigte Solarfläche und die entsprechende Speichergröße werden in Abhängigkeit der Wirkungsgrade der Photovoltaikmodule (PV-Module) und der jeweiligen Speichertypen, der entsprechenden Selbstentladung, der optischen Dicke und des Sols, der Aufstellung der PV-Module und der benötigten Energie berechnet. Die Solarfläche und die benötigte Speichergröße dienen als Basis für die Gewichts- und Kostenberechnung. Equipment für die Montage der Energiesysteme sowie Wechselrichter und Systemsteuerung wurden aus Komplexitätsgründen zunächst von der Betrachtung ausgeschlossen.

Mithilfe der folgenden Annahmen können die Ergebnisse der Berechnungen bestimmt werden. Die gesamte Konzeption erfolgt zunächst aus rein energetischen Aspekten, das bedeutet, dass die Leistungskomponente nicht berücksichtigt wird. Vereinfachend wird auch angenommen, dass die optische Dicke innerhalb eines Tages konstant bleibt und die Tageslänge auf 24 h reduziert wird, obwohl ein Sol eine Dauer von 24,65 h hat. Darüber hinaus wird angenommen, dass der Speicher Schwankungen der Stromerzeugung durch unterschiedliche Sonnenstände ausgleichen kann. Vereinfachend gilt darüber hinaus in dieser Arbeit der isotrope Ansatz für die Berechnung von diffuser Sonnenstrahlung auf geneigter Ebene und damit die Annahme, dass diffuse Strahlung gleichmäßig aus allen Himmelsrichtungen strahlt. Da es sich um eine bemannte Marsmission handelt, wird außerdem angenommen, dass die PV-Module jederzeit sauber gehalten werden und somit kein Leistungsverlust der PV-Module durch Staub entsteht. Auch die Bewertungen werden sich am Ende nur auf die hier betrachteten Aspekte beziehen. Bei der Bewertung werden somit das für den Transport der Energiesysteme benötigte Volumen, die Resilienz der einzelnen Systeme und eventuell benötigte Zusatzsysteme für Montage und Betrieb außen vorgelassen.

## **3 Theoretische Grundlagen**

In diesem Kapitel werden die theoretischen Grundlagen, die zum Verständnis sowie zur Nachvollziehbarkeit dieser Arbeit benötigt werden, beschrieben. Bevor auf die technischen Grundlagen der Energiewandlung eingegangen wird, werden im Vorfeld die Bedingungen der Marsumgebung sowie die Anforderungen an eine bemannte Marsmission vorgestellt.

### **3.1 Umgebungsbedingungen des Mars**

Der Mars ähnelt unserem Heimatplaneten in vielen Hinsichten, was den Mars, neben der verhältnismäßig geringen Entfernung zur Erde, sehr attraktiv für eine interplanetare Raummission macht. (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022)

Der Mars ist zwar nur halb so groß wie die Erde, ist allerdings ebenfalls schalenförmig aufgebaut und besteht im Kern aus Eisen, der von einer dicken Silikatschale ummantelt ist. Die äußere Schicht des Mars ist, wie bei der Erde, eine Gesteinskruste. Aufgrund der ähnlichen Neigung der Rotationsachse mit 25,2 Grad herrschen auch Jahreszeiten auf dem Mars, die jeweils wegen der größeren Umlaufbahn um die Sonne etwa ein halbes Erdenjahr länger andauern. (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022)

Gleichwohl unterscheiden sich die beiden Nachbarplaneten in einigen Bereichen. Der Mars verfügt nicht über ein Magnetfeld und nur über eine äußerst dünne Atmosphäre, infolge derer die Temperaturen auf dem Mars im Durchschnitt bei minus 60 Grad Celsius liegen. Indes können die Temperaturen in Äquatornähe im Sommer auf knapp 27 Grad Celsius ansteigen. An den Polregionen im Winter können die Temperaturen hingegen auf minus 133 Grad Celsius fallen. (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022)



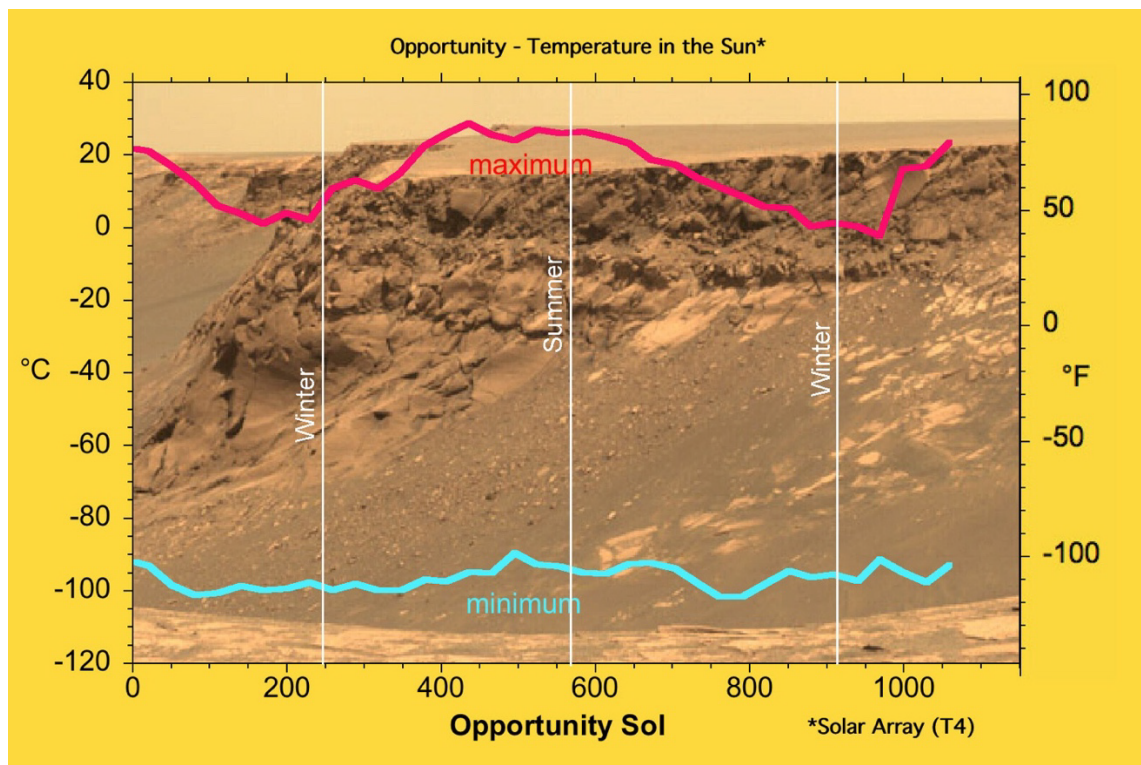


Abbildung 1: Solarpaneltemperatur des Marsrovers Opportunity aus dem Jahr 2004 über 1150 Sols. Landezone des Rovers war das Meridiani Planum. (Porter, 2007)

Die Abbildung 1 zeigt den Temperaturverlauf der Solarpanels des Marsrovers Opportunity aus dem Jahr 2004. Die Höchsttemperaturen im Meridiani Planum, welches der Landeort der Opportunitysonde war, schwanken zwischen 0 und 30 Grad Celsius, wohingegen die Temperaturen nachts auf ca. minus 90 Grad Celsius bis minus 100 Grad Celsius fallen. (Porter, 2007)

Die Atmosphäre des Mars unterscheidet sich nicht nur in deren Dicke von der der Erde, sondern auch in deren Zusammensetzung. Die Abbildung 2 der European Space Agency (esa) vergleicht die Hauptbestandteile der jeweiligen Atmosphären.

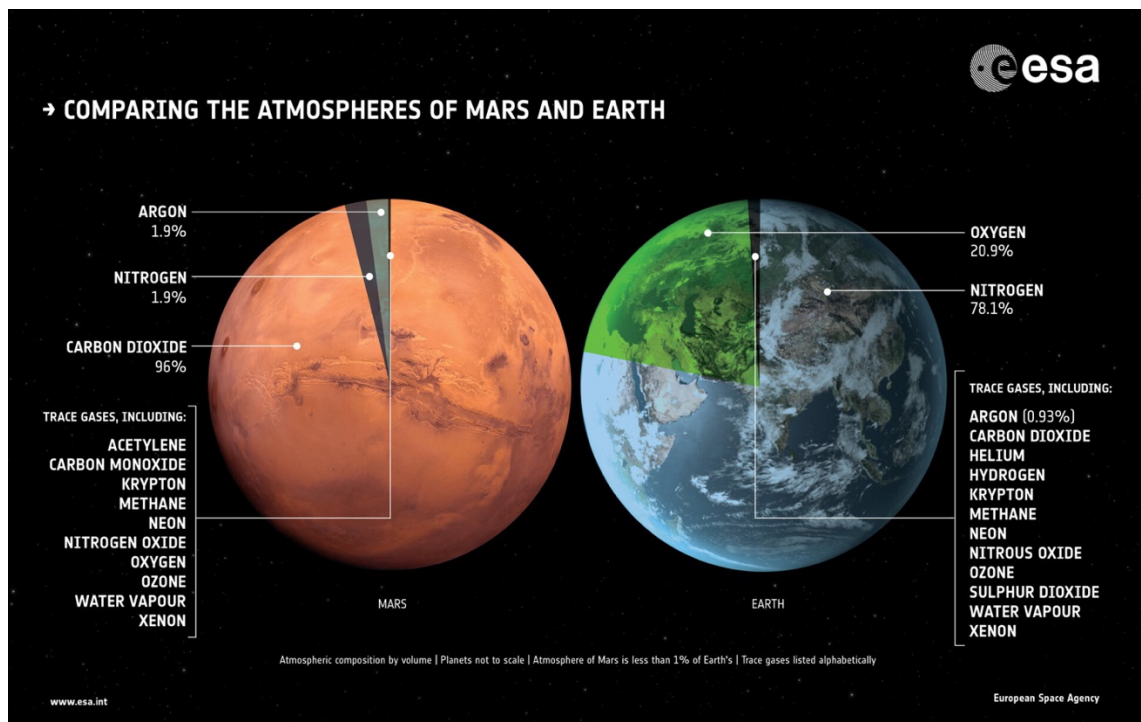


Abbildung 2: Vergleich der Zusammensetzung der Atmosphären der Erde und des Mars (European Space Agency, 2018)

Die Marsatmosphäre besteht vordergründig aus Kohlendioxid (CO<sub>2</sub>) und zu geringen Anteilen aus Argon, Stickstoff und Spurengasen wie Sauerstoff, Edelgasen und Methan. Die Erdatmosphäre hingegen besteht zum Großteil aus Stickstoff und Sauerstoff. Spurengase wie Wasserstoff, Wasserdampf und Edelgasen ergänzen diese. (European Space Agency, 2018)

Neben der unterschiedlichen Zusammensetzung der Atmosphäre unterscheidet sich der Mars auch durch den atmosphärischen Staub von der Erde. Dadurch wird auch das Lichtspektrum an der Marsoberfläche verändert. Der atmosphärische Staub hat zum einen Einfluss auf die Intensität der einzelnen Wellenlängen und sorgt zum anderen für eine Verschiebung des AM0 Lichtspektrums, welches das Lichtspektrum im Weltall ohne Einflüsse von atmosphärischen Effekten beschreibt. (Landis & Hyatt, 2006) (Quaschnig, 2019) Diese Auswirkungen hängen mit der Transmission der einzelnen Wellenlängen des Lichts zusammen und werden durch Effekte wie Absorption, Reflexion und Streuung des Lichts an den einzelnen Bestandteilen beeinflusst (Quaschnig, 2019). Somit verändert sich das Lichtspektrum nicht nur durch eine Änderung der Staubdichte in der Atmosphäre, auch optische Dicke genannt, sondern auch durch den Sonnenstand,

da sich dadurch die Strecke, die das Licht durch die Atmosphäre zurücklegen muss, verändert und das Licht damit entweder auf mehr oder weniger Staubpartikel trifft. Mithilfe der optischen Dicke  $\tau$  kann die Transmittivität des Lichts durch das Gesetz von Lambert-Beer wie folgt bestimmt werden. (Cosmos-Indirekt, 2022)

$$T = \frac{I}{I_0} = e^{-(\tau \cdot AM)} \quad (\text{Cosmos-Indirekt, 2022}) \quad (1)$$

$T$	Transmittivität des Lichts
$I$	Gemessene Lichtintensität in $\frac{W}{m^2}$
$I_0$	Solarkonstante in $\frac{W}{m^2}$
$\tau$	Optische Dicke
$AM$	Atmosphärische Masse

Die Transmittivität  $T$  wird durch das Verhältnis der gemessenen Lichtintensität  $I$  und der exatmosphärischen Sonneneinstrahlung bzw. der Solarkonstante  $I_0$  beschrieben. Dieser Zusammenhang lässt sich durch die Exponentenschreibweise mit Hilfe der optischen Dicke  $\tau$  und der atmosphärischen Masse  $m$ , die die Wegstrecke des Lichts durch die Atmosphäre beschreibt, darstellen. (Cosmos-Indirekt, 2022) Die Studie von Landis et al. (2006) (Landis & Hyatt, 2006) hat aus den Messdaten der beiden Marsrover Spirit und Opportunity aus dem Januar 2003 das Lichtspektrum an der Marsoberfläche bestimmt und zunächst die in der folgenden Tabelle 1 dargestellten optischen Dicken gemessen (Landis & Hyatt, 2006).

Tabelle 1: Darstellung der optischen Dichte der Marsatmosphäre aus dem Januar 2003 gemessen anhand der Wellenlängen 440 nm und 980 nm der beiden Marsrover Spirit im Gusev Crater und Opportunity im Meridiani Planum (Landis & Hyatt, 2006). Eigene Darstellung.

Marsrover	Messstelle	Optische Dicke	Optische Dicke
		bei 440nm	bei 980nm
Marsrover Spirit	Gusev Crater	0,91	0,95
Marsrover Opportunity	Meridiani Planum	0,93	0,95

Die Messdaten wurden innerhalb der ersten Woche der Marsmission erhoben. Im Verlauf der Marsmission sank die optische Dicke im Gusev Crater mitten im Winter auf ein Minimum von 0,2 ab. (Landis & Hyatt, 2006) Verglichen mit der Erdatmosphäre,

deren optische Dichte in den USA im Schnitt zwischen 0,1 bis 0,15 liegt und bei sehr dichten Verhältnissen auf maximal 0,4 ansteigt, ist die Atmosphäre des Mars um ein vielfaches Dichter als die der Erde. (Global Monitoring Laboratory, 2021)

Landis et al. (2006) (Landis & Hyatt, 2006) haben die Messdaten der beiden Marsrover verwendet, um die atmosphärische Transsmision der globalen Strahlung, welche sich aus direkter und indirekter Sonneneinstrahlung zusammensetzt, für die Wellenlängen von 400 nm bis 1000 nm zu bestimmen. Die Abbildung 3 zeigt die ermittelten Werte von Landis et al. (2006) in Abhängigkeit der Wellenlänge und des Sonnenstandes.

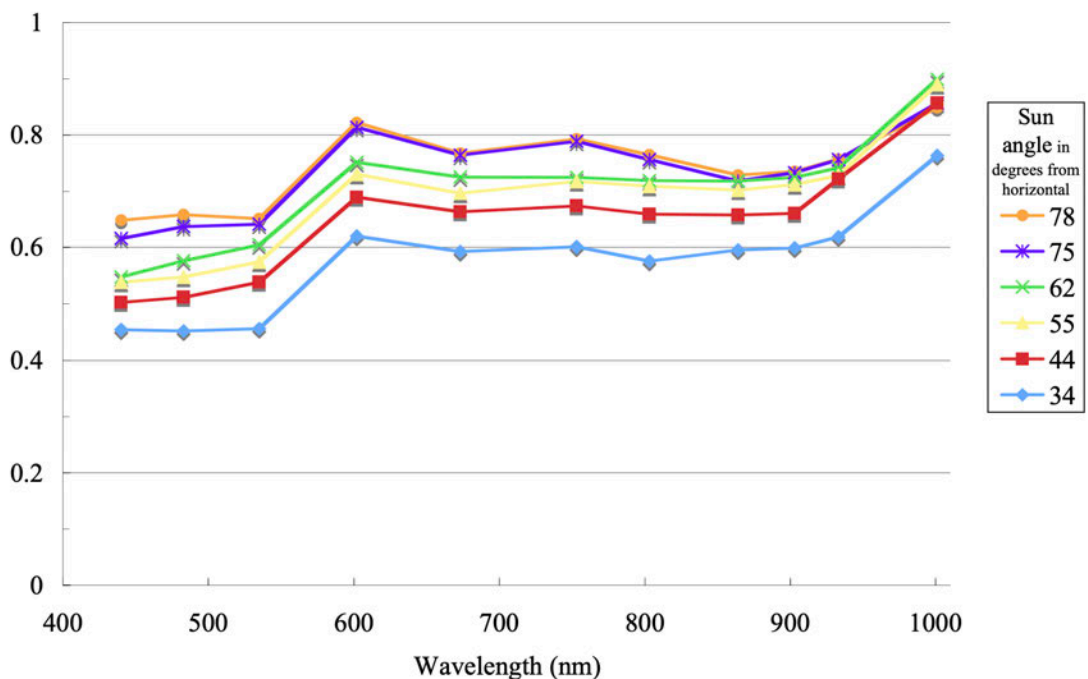


Abbildung 3: Atmosphärische Transmission der Globalstrahlung für die Wellenlängen von 400 nm bis 1000 nm in Abhängigkeit des Sonnenstandes. Basierend auf Messdaten der Marsrover Spirit und Opportunity aus 2003 bei angenommener optischer Dicke von 0,93. (Landis & Hyatt, 2006)

Da sich die Globalstrahlung aus der direkten und indirekten Strahlung zusammensetzt, ermittelten Landis et al. (2006) (Landis & Hyatt, 2006) auch die Transmittivitäten der einzelnen Strahlungsbestandteile für die Sonnenstände 43° und 77° über der Horizontale. Die Messergebnisse basieren auf den Aufzeichnungen des Marsrovers Spirit und sind in Abbildung 4 vergleichend dargestellt. Sie sind nicht wie die Daten aus Abbildung 3 über Messdaten von beiden Rovern gemittelt, sondern stellen die direkten Messdaten dar, weswegen diese Daten nicht untereinander vergleichbar sind. (Landis & Hyatt, 2006)

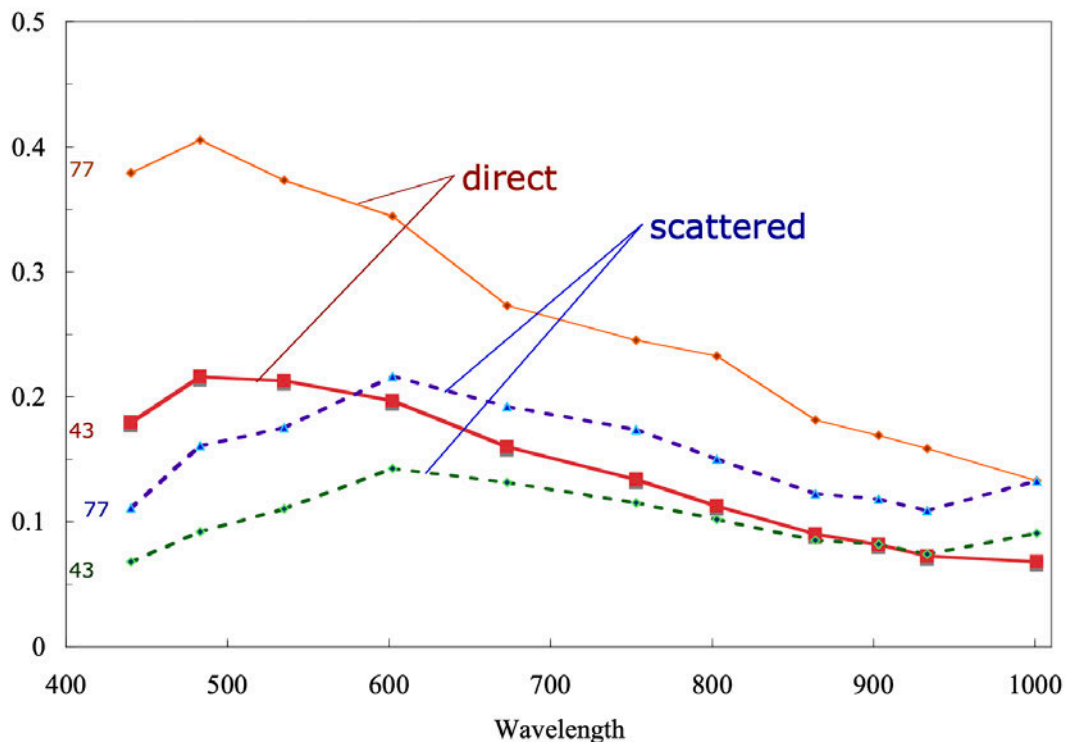


Abbildung 4: Vergleich der Transmittivität des Lichtspektrums von direkter Strahlung und indirekter (scattered) Strahlung auf der Messsonde des Marsrovers Spirit für die Wellenlängen von 400 nm bis 1000 nm und den beiden Sonnenständen von 43° und 77° über der Horizontalen für  $\tau = 0,93$ . (Landis & Hyatt, 2006)

Durch unterschiedliche Sonneneinstrahlungen entstehen auf dem Mars, wie in Abbildung 4 zu sehen, lokal unterschiedliche Temperaturen, was wiederum zu einem Luftdruckgefälle in der Atmosphäre führt. Diese Gefälle sorgen auf dem Mars für die allgemeine Windzirkulation. Bisher sind wenig direkte Messdaten von Marswinden vorhanden, weswegen die Merkmale der Marswinde mit Hilfe von vertikalen Temperaturmesswerten aus unterschiedlichen Höhen abgeleitet werden können. Von diesen Temperaturprofilen lassen sich Rückschlüsse auf die Druckverteilung ziehen und damit Aussagen über das Windverhalten auf dem Mars treffen. (Conway, 2001)

Die Mittelwerte der zonalen Windgeschwindigkeiten der Ostwinde erreichen in den mittleren Breiten außerhalb des Hochsommers, wie der Abbildung 5 zu entnehmen ist, Jetstream-Geschwindigkeiten in einer Höhe von 30 km. In den subtropischen und tropischen Gebieten herrschen hingegen hauptsächlich Westwinde. Die zonalen Winde auf dem Mars unterscheiden sich von denen der Erde, da aufgrund der Marsoberfläche, die im Gegensatz zur Erde hauptsächlich aus Wüste besteht, und der damit verbundenen thermischen Reaktion sowie der kürzeren Strahlungszeitskala stärkere



Jetstreams entstehen und diese im Sommer vorwiegend westlich gerichtet sind. Zusätzlich zu den Temperaturfeldmessungen lassen sich aus den Ablagerungstreifen auf der Marsoberfläche auch die Längengrad parallelen Winde, auch meridionale Winde genannt, analysieren. (Conway, 2001)

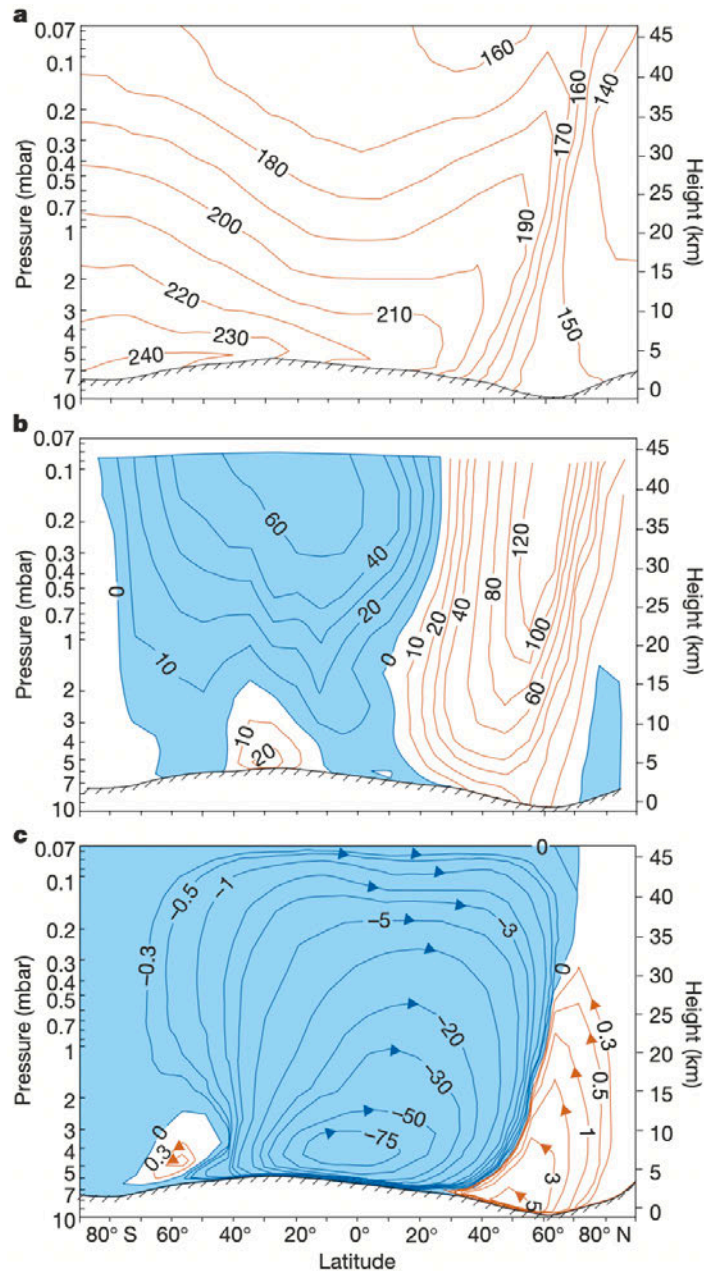


Abbildung 5: Zonale mittlere Zirkulationskomponenten aus einer Simulation von Haberle et. al. (Haberle, (1993)) abgebildet sind a, die Temperatur (K), b, der West-Ost-Wind (m s<sup>-1</sup>; Schattierung entspricht dem Westwind) und c meridionale Massenstromfunktion (10<sup>8</sup> kg s<sup>-1</sup>; Schattierung entspricht er Zirkulation im Uhrzeigersinn in der Ebene der Seite). Jeweils in Abhängigkeit des Breitengrades und der Höhe. (Conway, 2001)

Ähnlich zur Erde herrscht auf dem Mars ebenfalls eine sogenannte Hadley-Zirkulation. Dabei zirkuliert der Wind auf der Erde häufig aufsteigend am Äquator und absteigend bei 30 Grad in den Subtropen beider Hemisphären. Diese Symmetrie ist auf der Erde allerdings nur in der Nähe der Tag-und-Nacht-Gleiche zu beobachten. Während im Nordwinter die Hadley-Zirkulation durch eine einzige Zelle mit aufsteigender Bewegung südlich des Äquators und absteigender Bewegung in den nördlichen Subtropen verursacht wird, kehrt sich diese Zirkulation im Südwinter um. Ähnliche, allerdings stärkere Strömungen, treten auch auf dem Mars auf. Diese Strömungen sind dort nur weiter vom Äquator entfernt. Zusätzlich sorgt die exzentrische Umlaufbahn des Mars und die damit verbundene Schwankung der Erwärmung für eine stärkere und breitere Zirkulation im nördlichen Winter als im südlichen Winter. (Conway, 2001)

Neben der Hadley-Zirkulation existieren auf dem Mars auch eine Art Passatwinde, die in der nördlichen Hemisphäre aus Nordostrichtung wehen und auf der südlichen Hemisphäre aus südöstlicher Richtung. Diese Winde treten in der Regel nur unterhalb des 30. Breitengrades auf, erstrecken sich im nördlichen Winter bis zum 50. Breitengrad. Zur Zeit der Sommersonnenwende reichen die Passatwinde über den Äquator hinweg und verlaufen anschließend nach Osten, wodurch im Sommer ein leichter, östlich gerichteter Jet entsteht, wie in Abbildung 5 zu erkennen ist. Die größten oberflächennahen Windgeschwindigkeiten lassen sich aufgrund dieser Strömungen wahrscheinlich in den Tälern und an den nach Osten gerichteten Hängen großer topographischer Erhebungen auffinden. (Conway, 2001)

Wegen der geringeren Gravitation können sich auf dem Mars langanhaltende Staubstürme entwickeln. Dabei können Sand und Staub bis zu 50 km hoch aufgewirbelt werden und sich über den gesamten Mars ausbreiten, wodurch sich der Himmel gelbbraunlich färbt. (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022) Diese Staubstürme entstehen durch starke Oberflächenwinde, die Partikel mit einem Durchmesser von bis zu 100  $\mu\text{m}$  in pulsierende Bewegungen bringen können. Diese Ereignisse an der Oberfläche können jene Partikel in Schwebelage bringen und dadurch Staubstürme erzeugen. Die dafür erforderliche Windgeschwindigkeit hängt von der Oberflächenrauigkeit, der Größe der Partikel sowie von der Oberflächentemperatur und dem Oberflächendruck ab. (Conway, 2001)

An den beiden Standorten der Viking-Landefähren reichte eine Windgeschwindigkeit von 30 m/s in 2 m Höhe aus, um lokale Staubstürme zu bilden. Obwohl solche starken Windgeschwindigkeiten an den meisten Standorten eher selten sind, treten regelmäßig lokale Staubstürme auf. (Conway, 2001) Durch die tägliche Konvektion entstehen zusätzlich sogenannte Staubteufel. Staubteufel sind kleine Windhosen, die sich mit hoher Geschwindigkeit über die Marsoberfläche bewegen. (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022)

Staubstürme in den Sturmzonen der mittleren Breiten weisen oftmals Größen von 104-106 km<sup>2</sup> auf. Im nördlichen Winter, wenn die Entfernung zwischen Mars und Sonne am geringsten ist, treten auch Staubstürme in niedrigen Breiten auf. Diese werden von der saisonalen Hadley-Zirkulation, thermischen Gezeiten, topographisch erzwungenen Strömungen und lokaler Konvektion beeinflusst. (Conway, 2001)

Die aufsteigende Strömung der Hadley-Zirkulation transportiert den Staub in große Höhen und breitet sich von dort weit aus, sodass die optische Dicke von wenigen Zehnteln auf Eins während der nördlichen Wintersonnenwende ansteigt. Die Aufwirbelung des Staubs in die Atmosphäre hat zur Folge, dass sich diese stark aufwärmt, dadurch werden die Hadley-Zirkulation sowie die thermischen Gezeiten verstärkt. Stärkere Gezeiten und eine stärkere Hadley-Zirkulation sorgen allerdings für stärkere Winde in den niedrigeren Breiten, was zu einer positiven Rückkopplung führt. (Conway, 2001)

In einigen Fällen können sich subtropische Staubstürme entwickeln, die während der Wintersonnenwende den Planeten umkreisen oder gar die gesamte Marsoberfläche bedecken. Die Zirkulation auf dem Mars ist vorhersagbar und in wiederholende Zyklen eingebunden. (Conway, 2001)



### 3.2 Bedingungen einer bemannten Marsmission

Bei einer idealen Marsmission ist der Aufenthalt auf dem Mars so kurz wie möglich, um die negativen Einflüsse auf die menschliche Gesundheit zu minimieren und dennoch lang genug, um die größtmöglichen Forschungsergebnisse zu erzielen. Dabei ist die notwendige Masse, die auf den Mars transportiert werden muss, möglichst gering, damit die damit zusammenhängenden Kosten der Marsmission so gering wie möglich bleiben. (Drake, Juli 2009)

Die unterschiedlichen planetarischen Bewegungen lassen sich ausnutzen, um die Transportstrecke zwischen Erde und Mars gering zu halten. Daraus ergeben sich zwei mögliche Optionen für eine bemannte Marsmission. Entweder ein Kurzeitenaufenthalt von 30 Tagen auf der Marsoberfläche oder ein Langzeitaufenthalt von 496 Tagen auf der Marsoberfläche. (Drake, Juli 2009)

Tabelle 2: Gegenüberstellung der Zeitaufteilung der jeweiligen Möglichkeiten zur Marsmission. Verglichen wird der Kurzeitenaufenthalt mit dem Langzeitaufenthalt. (Drake, Juli 2009) Eigene Darstellung.

<b>Bewertungskriterium</b>	<b>Kurzeitenaufenthalt</b>	<b>Langzeitaufenthalt</b>
Hinreisezeit in Tagen	217	210
Aufenthalt in Tagen	30	496
Rückreisezeit in Tagen	403	210
Gesamtzeit der Mission in Tagen	650	916

Die Tabelle 2 zeigt, dass die Reisezeit bei einem Langzeitaufenthalt deutlich geringer ist und somit die effektive Zeit vor Ort verhältnismäßig größer ist als bei dem Kurzeitenaufenthalt. Ein weiterer Vorteil durch die verkürzte Reisezeit ist, dass die Crew weniger der erhöhten Strahlung im Weltall sowie fehlender Gravitation ausgesetzt ist. Die Studie von Drake (2009) hat noch weitere Aspekte untersucht und bewertet. In der Abbildung 6 sind diese dargestellt.

Human Exploration Of Mars		
Long Surface Stay (Conjunction Class)	Figure of Merit	Short Surface Stay * (Opposition Class)
Similar	Total mass in Low-Earth Orbit (mt)	Similar *
45% Smaller	LEO Complexity / Size of Crew Vehicle	Larger
~3100 crew-sols	Expected Useful Crew Sols on Surface (mission return)	~80-500 crew-sols
Best	Exploration Goal Satisfaction (range, depth, frequency)	Lower
3 / 6 kg/kg	Architecture Sensitivity (gear ratios: NTR/Chem)	4 / 13 kg/kg
No Clear Advantage	Probability of Loss of Crew	Somewhat Less
Somewhat Less	Probability of Loss of Mission	No Clear Advantage
950	Total Mission Duration	650 days
500 sols	Mission Flexibility (contingency replanning)	Few sols
Less	Crew Health Risks from Radiation Exposure	More
200 / 500 / 200	Crew Exposure to Zero-G (days out / surface / back)	180 / 30 / 360
Available	Backup Lander and Surface Habitat	None
Somewhat More	Cost Through First Mission	Slight Advantage
Somewhat More	Cost Through Third Mission	Slight Advantage

Abbildung 6: Gegenüberstellung der Eigenschaften eines Langzeitaufenthaltes mit den Eigenschaften des Kurzzeitaufenthaltes. Die Vorteile des jeweiligen Aufenthaltes sind grün hinterlegt. (Drake, Juli 2009)

Die Abbildung 6 zeigt, dass die Vorteile des Langzeitaufenthaltes den Kostenvorteil sowie den Vorteil der Missionsdauer des Kurzzeitaufenthaltes überwiegen. Aus diesen Gründen ist ein Langzeitaufenthalt auf dem Mars dem Kurzzeitaufenthalt vorzuziehen. (Drake, Juli 2009)

Da nicht alle Ressourcen, die auf der Marsoberfläche benötigt werden, auch während der Reise zum Mars notwendig sind, besteht die Möglichkeit, diesen Teil der Ressourcen, wie zum Beispiel die Geräte für die In-Situ Ressource Utilization (ISRU) und die Wohnräume, die auf der Marsoberfläche verwendet werden, auf eine frühere und energieeffizientere Umlaufbahn zu schicken. Dadurch kann entweder bei gleicher Treibstoffmenge mehr Material auf den Mars transportiert werden oder der Treibstoffverbrauch reduziert werden. Diese Art der Mission ist als „Pre-Deploy-Ansatz“ bekannt. Für den Langzeitaufenthalt werden zwei Jahre vor Landung der Besatzung auf dem Mars die Frachtstücke, die während der Reise der Besatzung zum Mars nicht benötigt werden, zur Landestelle transportiert. Durch den getrennten Transport von Besatzung und Materialien, kann für den Materialtransport eine energiesparende Route unabhängig von der Reisezeit gewählt werden. Hinzu kommt, dass die Zeit bis zum Eintreffen der Besatzung genutzt werden kann, um Rohstoffe vor Ort zu gewinnen oder bereits Teile der Infrastruktur zu installieren. Dies setzt allerdings voraus, dass die

Geräte eine längere Lebensdauer aufweisen müssen und auch ohne Reparaturen oder Instandhaltungsmaßnahmen funktionsfähig bleiben müssen. (Drake, Juli 2009)

Vor Ort können somit der für die sechsköpfige Crew benötigte Sauerstoff sowie der Treibstoff, der für das Mars-Acent-Vehicles, welches das Transportsystem von der Marsoberfläche in den Orbit darstellt, hergestellt werden. Durch die Herstellung des Treibstoffes für das Mars-Acent-Vehicles auf dem Mars kann enormes Gewicht eingespart werden, was auch die benötigte Energie für das Eintreffen auf dem Mars sowie dem Start von der Marsoberfläche verringert. Um die für die ISRU benötigte Energie bereitzustellen, ist bei kontinuierlicher Stromerzeugung eine Leistung von 26 kW erforderlich. (Drake, Juli 2009)

Dieser Leistungsbedarf passt sich jedoch an, sobald die Crew auf der Marsoberfläche gelandet ist. Für die stationäre Unterkunft der Crew wird eine kontinuierliche elektrische Leistung von 12 kW benötigt. Hinzu kommt der Leistungsbedarf für die unter Druck stehenden Fahrzeuge, die zu Expeditionszwecken verwendet werden. Der elektrische Leistungsbedarf liegt in Ruhe beider Fahrzeuge tagsüber bei 3,4 kW und nachts bei 2,4 kW. Während der Fahrt werden zusätzlich bis zu 25 kW elektrischer Leistung benötigt. (Drake, Juli 2009)

Tabelle 3: Leistungsbedarfe für verschiedene Betriebszustände in kW. (Drake, Juli 2009) Eigene Darstellung.

<b>Objekt</b>	<b>Leistungsbedarf am Tag in kW</b>	<b>Leistungsbedarf in der Nacht in kW</b>	<b>Leistungsbedarf während der Fahrt am Tag in kW</b>
Stationäre Unterkunft	26	26	26
Marsfahrzeuge	3,4	2,4	25
Gesamt	29,4	28,4	54,4

Diese angegebenen Leistungszahlen beziehen sich auf eine kontinuierliche Stromerzeugung. Mithilfe von Photovoltaikanlagen kann Strom allerdings nur während der Sonnenstunden erzeugt werden, wodurch die Photovoltaikanlagen größer ausgelegt werden müssen. (Drake, Juli 2009)

Neuere Studien der NASA gehen davon aus, dass für eine sechsköpfige Marsmission eine kontinuierliche Leistung von 80 kW zur Verfügung stehen muss, um die Crew versorgen zu können. (Rucker, 2015) Dieser Leistungsbedarf wird auch in den späteren Berechnungen als Basis dienen.

### 3.3 Energiewandlungsverfahren

Nachdem die Anforderungen für eine bemannte Marsmission sowie die Gegebenheiten auf dem Mars beschrieben wurden, werden in dem folgenden Kapitel die Energiewandlungsverfahren vorgestellt. In diesem Kapitel werden die für die Berechnungen benötigten Grundlagen zusammengefasst und vorgestellt.

#### 3.3.1 Solarstrahlung

Die Sonne ist eine große Energiequelle, die durch Kernfusion und den dadurch verbundenen Massendefekt Strahlung erzeugt. Diese Strahlung kann mithilfe von Photovoltaikanlagen in elektrischen Strom umgewandelt werden. Die spezifische Strahlungsleistung der Sonne pro Quadratmeter liegt bei 63,3 MW/m<sup>2</sup>. Mit der Gleichung (2) lässt sich die mittlere extraterrestrische Bestrahlungsstärke des Mars berechnen. (Quaschnig, 2019) Im Rahmen dieser Arbeit wird von einer gleichmäßigen Bestrahlungsstärke unabhängig der Jahreszeiten ausgegangen.

$$G_{ob} = G_{e,S} * \frac{r_s^2}{r_{SM}^2} \quad (\text{Quaschnig, 2019}) \quad (2)$$

$G_{ob}$  Mittlere extraterrestrische bestrahlungsstärke des Mars in  $\frac{W}{m^2}$

$G_{e,S}$  spezifische Ausstrahlung der Sonne in  $\frac{W}{m^2}$

$r_s$  Radius der Sonne in m

$r_{SM}$  Mittlerer Abstand Sonne und Mars in m

Aus dieser Gleichung (2) und den entsprechenden Daten ergibt sich eine mittlere extraterrestrische Bestrahlungsstärke des Mars  $G_{ob}$  in Höhe von 590,96  $\frac{W}{m^2}$ . Dieser Wert entspricht der Strahlung, die außerhalb der Marsatmosphäre auf eine senkrecht zur Sonne gerichteten Fläche trifft. (Quaschnig, 2019)

Die Atmosphäre sowie der Sonnenstand haben allerdings einen großen Einfluss auf die Strahlungsstärke auf der Marsoberfläche. Dieser Einfluss lässt sich mit Hilfe der folgenden Formel berechnen. (Quaschning, 2019)

$$G_h = G_{ob} * \sin\gamma_s * \tau_{Absorption} * \tau_{Rayleigh} * \tau_{Mie} * \tau_{Wolken} * (1 + \rho) \quad (3)$$

(Quaschning, 2019)

$G_h$	Globalstrahlung auf horizontaler Ebene $\frac{W}{m^2}$
$G_{ob}$	Mittlere extraterrestrische Bestrahlungsstärke des Mars in $\frac{W}{m^2}$
$\gamma_s$	Sonnenhöhe zur Horizontalen in °
$\tau_{Absorption}$	Reduktion der Strahlung durch Absorption
$\tau_{Rayleigh}$	Reduktion der Strahlung durch Rayleighstreuung
$\tau_{Mie}$	Reduktion der Strahlung durch Miestreuung
$\tau_{Wolken}$	Reduktion der Strahlung durch Wolken
$\rho$	Reflexion an der Atmosphäre

Dabei ist die Berücksichtigung der Sonnenhöhe ein relevanter Aspekt, da je nach Sonnenstand das Licht einen anderen Weg durch die Atmosphäre zurücklegen muss. Dadurch werden die Effekte der Absorption, der Rayleighstreuung, die die Streuung des Lichts an Molekülen innerhalb der Atmosphäre beschreibt, deren Durchmesser deutlich kleiner ist als die Wellenlänge des Lichts, der Miestreuung, die die Streuung des Lichts an Staubteilchen angibt, deren Durchmesser so groß ist wie die Wellenlänge des Lichts sowie der Transmission der Wolken und Reflexion an der Atmosphäre verstärkt. (Quaschning, 2019)

Über die Aufsummierung der Produkte von Bestrahlungsstärke und Zeit lässt sich dann die Globalstrahlung  $H_G$  in  $\frac{kWh}{m^2}$  bestimmen. Diese Globalstrahlung setzt sich aus einem direkten Strahlungsanteil sowie einem indirekten Strahlungsanteil zusammen. (Quaschning, 2019)

Die Globalstrahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche setzt sich zusammen aus der direkten und diffusen Strahlung auf der Marsoberfläche. Die Strahlungsanteile lassen sich nach Appelbaum mit den folgenden Formeln (4) bis (6) berechnen. Dabei

stellt  $f(Z, \tau)$  die normalisierte Nettosolarstrahlung dar, die sich durch die Integration über das Solarspektrum auf der Marsoberfläche ergibt. Die Tabelle zeigt die normalisierte Nettosolarstrahlung auf der Marsoberfläche in Abhängigkeit der optischen Dicke und des Sonnenstandes. (Appelbaum & Flood, August 1989)

$$G_h = G_{bh} + G_{dh} \quad (4)$$

- $G_h$  Globalstrahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$   
 $G_{bh}$  Direkte Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$   
 $G_{dh}$  Diffuse Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$

$$G_h = G_{ob} \cos Z \frac{f(Z, \tau)}{1 - A} \quad (5)$$

- $G_h$  Globalstrahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$   
 $G_{ob}$  Extraterrestrische Bestrahlungsstärke oberhalb der Marsatmosphäre in  $\frac{W}{m^2}$   
 $Z$  Zenitwinkel in  $^\circ$   
 $f(Z, \tau)$  Normalisierte Nettosolarstrahlung  
 $A$  Albedo

$$G_{bh} = G_{ob} \cos Z \exp\left(\frac{-\tau}{\cos Z}\right) \quad (6)$$

- $G_{bh}$  Direkte Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$   
 $G_{ob}$  Extraterrestrische Bestrahlungsstärke oberhalb der Marsatmosphäre in  $\frac{W}{m^2}$   
 $Z$  Zenitwinkel in  $^\circ$   
 $\tau$  Optische Dicke

Optical depth $\tau$	Zenith angle Z, deg									
	0	10	20	30	40	50	60	70	80	85
0.1	0.885	0.883	0.882	0.880	0.876	0.870	0.857	0.830	0.755	0.635
0.2	.866	.865	.860	.858	.851	.836	.813	.758	.640	.470
0.3	.847	.846	.841	.836	.826	.806	.774	.708	.562	.412
0.4	.828	.827	.821	.815	.802	.778	.740	.667	.502	.373
0.5	.810	.810	.802	.796	.778	.752	.708	.628	.452	.342
0.6	.793	.791	.785	.775	.755	.725	.677	.593	.414	.318
0.7	.776	.773	.766	.755	.733	.700	.646	.555	.383	.298
0.8	.760	.756	.750	.736	.710	.675	.616	.520	.360	.280
0.9	.745	.740	.733	.717	.690	.650	.587	.487	.336	.264
1.0	.732	.725	.717	.700	.670	.628	.560	.455	.317	.252
1.1	.713	.709	.700	.682	.651	.604	.539	.433	.300	.239
1.2	.697	.692	.683	.662	.632	.585	.518	.413	.288	.230
1.3	.682	.677	.667	.646	.613	.567	.498	.394	.273	.220
1.4	.666	.661	.650	.629	.596	.546	.478	.379	.262	.210
1.5	.651	.646	.633	.612	.580	.530	.460	.362	.251	.202
1.6	.637	.630	.618	.597	.563	.512	.441	.348	.240	.195
1.7	.622	.615	.601	.581	.546	.494	.424	.332	.232	.188
1.8	.609	.600	.586	.568	.531	.480	.408	.318	.224	.181
1.9	.596	.587	.571	.551	.514	.464	.393	.304	.217	.176
2.0	.582	.573	.558	.537	.500	.448	.378	.293	.208	.170
2.25	.552	.542	.522	.501	.462	.410	.343	.265	.190	.156
2.50	.518	.509	.492	.469	.430	.378	.316	.242	.174	.145
2.75	.486	.478	.462	.440	.401	.353	.293	.224	.158	.136
3.00	.460	.450	.434	.414	.376	.330	.273	.206	.150	.128
3.25	.434	.424	.410	.390	.354	.308	.254	.193	.140	.120
3.50	.411	.400	.387	.367	.333	.290	.240	.180	.132	.110
4.00	.370	.360	.347	.330	.296	.258	.212	.160	.118	.100
5.00	.294	.286	.275	.258	.230	.203	.166	.130	.094	.080
6.00	.228	.223	.215	.200	.178	.153	.130	.103	.080	.068

Abbildung 7: Veränderung der Nettosolarstrahlung auf der Marsoberfläche in Abhängigkeit der optischen Dicke sowie des Zenitwinkels. (Appelbaum & Flood, August 1989)

Da sich der Zenitwinkel in Abhängigkeit der Tageszeit, Jahreszeit sowie dem Standort auf dem Mars ändert, kann mithilfe der Gleichung (7) der Zenitwinkel bestimmt werden.

$$Z = \arccos(\sin\phi * \sin\delta + \cos\phi * \cos\delta * \cos\omega) \quad (7)$$

- Z Zenitwinkel in °
- $\phi$  Breitengrad in °
- $\delta$  Deklinationswinkel in °
- $\omega$  Stundenwinkel in °

Dabei ist der Deklinationswinkel durch die folgende Gleichung (8) definiert

$$\delta = \arcsin(\sin \delta_O \sin \delta_{LS}) \quad (8)$$

- $\delta$  Deklinationswinkel in  $^\circ$
- $\delta_O$  Neigungswinkel der Marsrotationsachse in  $^\circ$
- $\delta_{LS}$  Aerozentrischer Längengrad in  $^\circ$

Der aerozentrische Längengrad  $\delta_{LS}$  beschreibt die Position des Mars auf dessen Umlaufbahn um die Sonne und ist damit ebenfalls zur Beschreibung der Jahreszeiten verwendbar. Aufgrund der elliptischen Umlaufbahn des Mars ändert sich die tägliche Veränderung des aerozentrischen Längengrades in Abhängigkeit der Jahreszeit. Die Änderung des aerozentrischen Längengrades pro Sol in Abhängigkeit der Jahreszeit ist in der folgenden Tabelle dargestellt

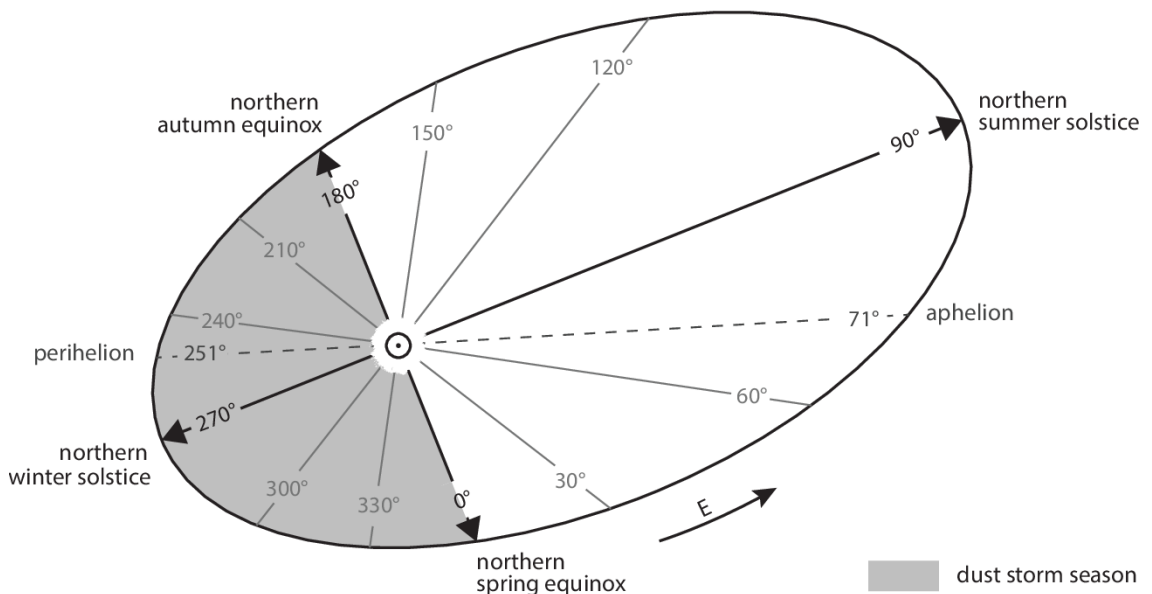


Abbildung 8: Darstellung der Umlaufbahn des Mars um die Sonne unter Angabe des aerozentrischen Längengrades (Pal, et al., 2019)

Tabelle 4: Veränderung des aerozentrischen Längengrades pro Sol in Abhängigkeit der Jahreszeit. (Appelbaum & Flood, August 1989) Eigene Darstellung.

Jahreszeit	Veränderung des aerozentrischen Längengrades $\delta_{LS}$ pro Sol
Frühling	0,46 $^\circ$
Sommer	0,51 $^\circ$
Herbst	0,62 $^\circ$
Winter	0,58 $^\circ$



Darüber hinaus zeigt die folgende Abbildung 9, dass auf eine kleinere senkrecht zur Sonne ausgerichtete Fläche die gleiche Strahlung auftritt wie auf eine größere horizontale Fläche. Dadurch kann durch eine optimal ausgerichtete Ebene die gleiche Energie umgewandelt werden wie auf einer größeren nicht senkrecht ausgerichteten Fläche. (Quaschnig, 2019) Dieser Aspekt ist insbesondere für Marsmissionen relevant, da jede Einsparung von Materialien große Kosten einspart.

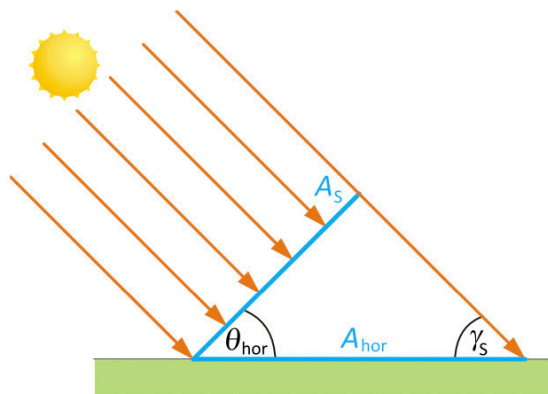


Abbildung 9: Vergleich der Sonneneinstrahlung auf eine ebene und auf eine geneigte Ebene. (Quaschnig, 2019)

Um die Sonneneinstrahlung auf eine geneigte Ebene zu bestimmen, ist der Einfallswinkel auf die geneigte Ebene von Nöten. (Quaschnig, 2019)

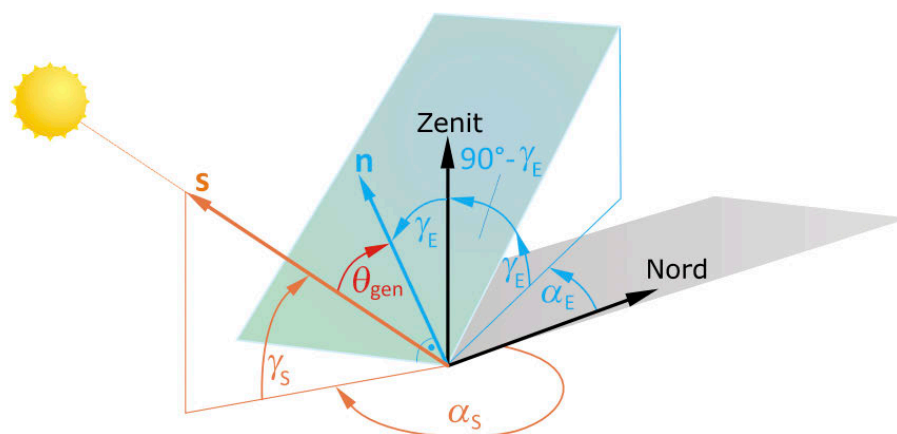


Abbildung 10: Darstellung des Einfallswinkels  $\theta_{gen}$  der Sonnenstrahlen auf die geneigte Ebene. (Quaschnig, 2019)

Der Einfallswinkel  $\theta_{gen}$  beschreibt den Winkel zwischen der Sonneneinstrahlung und dem Normalenvektor der geneigten Ebene. Dieser Winkel ist in Abbildung 10 verbildlicht und kann mit der folgenden Gleichung (9) ermittelt werden. (Quaschning, 2019)

$$\theta_{gen} = \arccos(-\cos \gamma_s \sin \gamma_E \cos(\alpha_s - \alpha_E) + \sin \gamma_s \cos \gamma_E)$$

mit (Quaschning, 2019) (9)

$$\gamma_s = 90 - Z$$

- $\theta_{gen}$  Einfallswinkel zwischen der Sonneneinstrahlung und dem Normalenvektor der geneigten Ebene in °
- $\gamma_s$  Sonnenhöhe in °
- $\gamma_E$  Neigungswinkel der Ebene in °
- $\alpha_s$  Sonnenazimutwinkel in °
- $\alpha_E$  Ausrichtung der Ebene in °
- $Z$  Zenitwinkel in °

Mit Hilfe des Einfallswinkels  $\theta_{gen}$  und der Sonnenhöhe  $\gamma_s$  lässt sich über die folgende Beziehung der Formel (10) die direkte Strahlung auf geneigter Ebene berechnen. (Quaschning, 2019)

$$G_{bg} = G_{bh} \frac{\cos \theta_{gen}}{\sin \gamma_s} \quad (\text{Quaschning, 2019}) \quad (10)$$

- $G_{bg}$  Direkte Sonnenstrahlung auf geneigter Ebene in  $\frac{W}{m^2}$
- $G_{bh}$  Direkte Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$
- $\theta_{gen}$  Einfallswinkel zwischen der Sonneneinstrahlung und dem Normalenvektor der geneigten Ebene in °
- $\gamma_s$  Sonnenhöhe in °

Die Berechnung der diffusen Strahlung auf geneigter Ebene lässt sich mit Hilfe des isotropen Ansatzes aus Gleichung (11) näherungsweise bestimmen, dabei wird davon ausgegangen, dass die diffuse Strahlung gleichmäßig über die Atmosphäre verteilt ist. Durch die Neigung der Ebene verändert sich die diffuse Einstrahlung mit den folgenden Parametern. (Quaschning, 2019)

$$G_{dg} = G_{dh} * \frac{1}{2} * (1 + \cos \gamma_E) \text{ (Quaschnig, 2019)} \quad (11)$$

$G_{dg}$  Diffuse Sonnenstrahlung auf geneigter Ebene in  $\frac{W}{m^2}$

$G_{dh}$  Diffuse Strahlung auf horizontaler Ebene auf der Marsoberfläche in  $\frac{W}{m^2}$

$\gamma_E$  Neigungswinkel der Ebene in  $^\circ$

Aufgrund der Neigung der Ebene können zusätzlich Strahlen, die von der Oberfläche reflektiert werden, auf der Ebene auftreffen. Dieser Effekt ist insbesondere vom Neigungswinkel der Ebene sowie des Albedos der Oberfläche abhängig. Die folgende Gleichung beschreibt diesen Effekt. (Quaschnig, 2019)

$$G_{rg} = G_h * A * \frac{1}{2} * (1 - \cos \gamma_E) \text{ (Quaschnig, 2019)} \quad (12)$$

$G_{rg}$  Reflektierte Strahlung auf geneigter Ebene in  $\frac{W}{m^2}$

$G_h$  Globalstrahlung auf horizontaler Ebene in  $\frac{W}{m^2}$

$A$  Albedo

$\gamma_E$  Neigungswinkel der Ebene in  $^\circ$

Die gesamte Strahlung auf der geneigten Ebene setzt sich aus der direkten Strahlung  $G_{bg}$ , der diffusen Strahlung  $G_{dg}$  und der reflektierten Strahlung  $G_{rg}$  zusammen.

### 3.3.2 Speichertechnologie

Nachdem die Berechnung der nutzbaren Solarstrahlung vorgestellt wurde, befasst sich das folgende Kapitel mit den Möglichkeiten der Energiespeicherung. Diese ist insbesondere für ein nachhaltiges Energiekonzept unabdingbar. Im Rahmen dieser Arbeit werden zwei Speichervarianten für die bemannte Marsmission untersucht und berücksichtigt. Zuerst werden die Grundlagen zur Lithium-Ionen-Batterie (LIB) und im Anschluss die Grundlagen der Wasserstoffspeicherung und Funktionsweise der Brennstoffzelle (FC) erläutert.

### 3.3.2.1 Lithium-Ionen Batterie

Aufgrund der hohen Energiedichte der Lithium-Ionen-Batterie ist die Lithium-Ionen-Batterie besonders für Marsmissionen als Speichermedium geeignet. (Smart & et al., 2018)

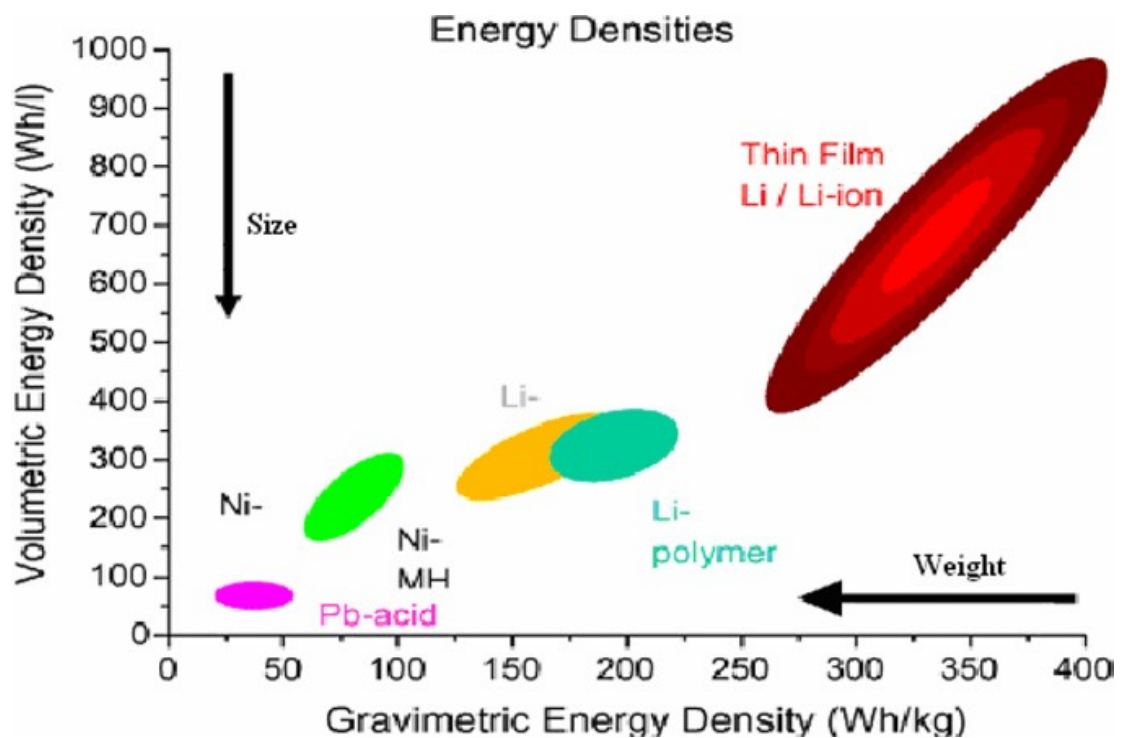


Abbildung 11: Vergleich der volumetrischen und gravimetrischen Energiedichten verschiedener Batteriearten. (Agrawal & Pandey, 2008)

Eine Lithium-Ionen-Batterie (LIB) besteht aus einer Anode und einer Kathode. Für die Kathode wird hauptsächlich metallisches Lithium als Legierung mit weiteren Elementen wie z.B. Eisen, Chrom, Kobalt, Mangan oder Phosphat verwendet. Die Anode besteht in der Regel aus Graphit. Diese Materialkombination ist auf die Elektronegativitäten der Elemente zurückzuführen, die damit verbundene erzeugbare Spannung und die daraus resultierende verhältnismäßig hohe Energiedichte. Die Oberflächen beider Elektroden sind in der Lage Lithium Ionen aufzunehmen, ohne dass dabei deren Struktur verändert wird. Die beiden Elektroden befinden sich innerhalb eines Elektrolyts, welches dafür sorgt, dass sich Ladungen zwischen den Elektroden bewegen können. Damit sich nur Lithium-Ionen zwischen den Elektroden bewegen können, sind diese durch einen Separator voneinander getrennt. Das Entladen der Batterie beginnt mit dem Wandern der Lithium-Ionen (Li+) im Graphit zur Grenzschicht zum Elektrolyt, wodurch sich von

der negativen Elektrode ein Elektron löst. So kann das Lithium-Ion in Elektrolyt übergehen und sich vollständig von der Anode trennen. Das Elektron wird über die hinter der Anode liegenden Ableitfolie aus Kupfer abgeleitet und über eine äußere elektrische Verbindung der Kathode über den Stromableiter aus Aluminium zugeführt. Dadurch entsteht ein äußerer elektrischer Stromfluss. In der Zwischenzeit diffundieren die Lithium-Ionen durch das Elektrolyt und den Separator und siedeln sich im Metallgitter der Kathode an. Dabei kommt es zur Ladungsreaktion und die Elektronen werden von der Metallverbindung der positiven Elektrode aufgenommen. Dabei bleibt das Lithium stets im ionisierten Zustand. Aufgrund der relativ langsamen Einlagerungsrate der Lithium-Ionen in das Graphit, lässt sich eine Lithium-Ionen-Batterie nicht so schnell laden wie sie sich entladen lässt. Zudem führen schon geringe Mengen von Wasser oder Sauerstoff zur Schädigung der Zelle, weswegen die Dichtigkeitsanforderung an eine solche Zelle sehr hoch ist. Lebensdauern von 10 bis 15 Jahren sind mit Lithium-Ionen-Batterien aktuell realisierbar. (Doppelbauer, 2020)

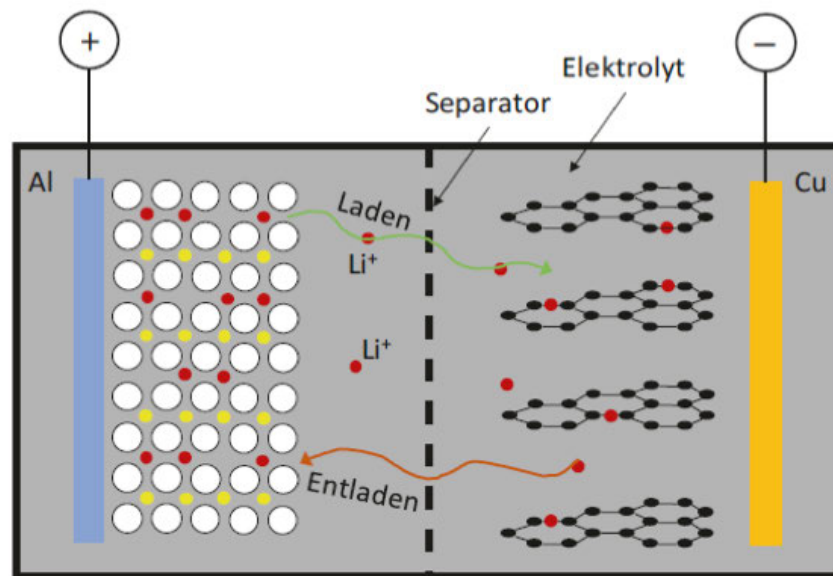


Abbildung 12: Schematische Darstellung des Lade und Entladevorgangs innerhalb einer Lithium-Ionen-Batterie (LIB). (Doppelbauer, 2020)

Durch Anpassungen des Kathodenmaterials und des Elektrolyts sind in LIB gravimetrische Energiedichten von bis zu 590 Wh/kg möglich. (Wu & et al., 2021)

### 3.3.2.2 Wasserstoffspeicher

Eine weitere Möglichkeit der Energiespeicherung auf dem Mars ist die Speicherung von Wasserstoff und die Nutzung von Elektrolyseur und Brennstoffzelle. Dabei wird während der Zeit des Stromüberschusses die übrige Energie verwendet, um Wasser in Wasserstoff und Sauerstoff zu trennen. Der Wasserstoff wird dann in Wasserstofftanks gespeichert und in der Nacht oder während der Zeit der Staubstürme, wenn Energie benötigt wird, mit Hilfe der Brennstoffzelle in elektrische Energie umgewandelt. Die Konversionsrate von Brennstoffzellen liegt zwischen 40 % und 60 %. Regenerative Brennstoffzellen (RFC) haben viele Vorteile, die insbesondere für die Raumfahrt interessant sind. So verfügen sie über eine hohe spezifische Energiedichte von bis zu 3660 Wh/kg, einen Effizienzgrad von bis zu 70 %, lange Lebensdauern und weisen eine hohe Zuverlässigkeit auf. (Pu, 2021)

Regenerative Brennstoffzellen bestehen somit aus einem Elektrolyseur, einem Wärmemanagement, einer Brennstoffzelle, Gas und Wasser. Für die Raumfahrt kommt insbesondere eine kombinierte Bauart in Frage. Die unitized RFC (URFC) vereint den Elektrolyseur und die Brennstoffzelle in einer Komponente. So kann je nach Bedarf der Betrieb angepasst werden. (Pu, 2021)

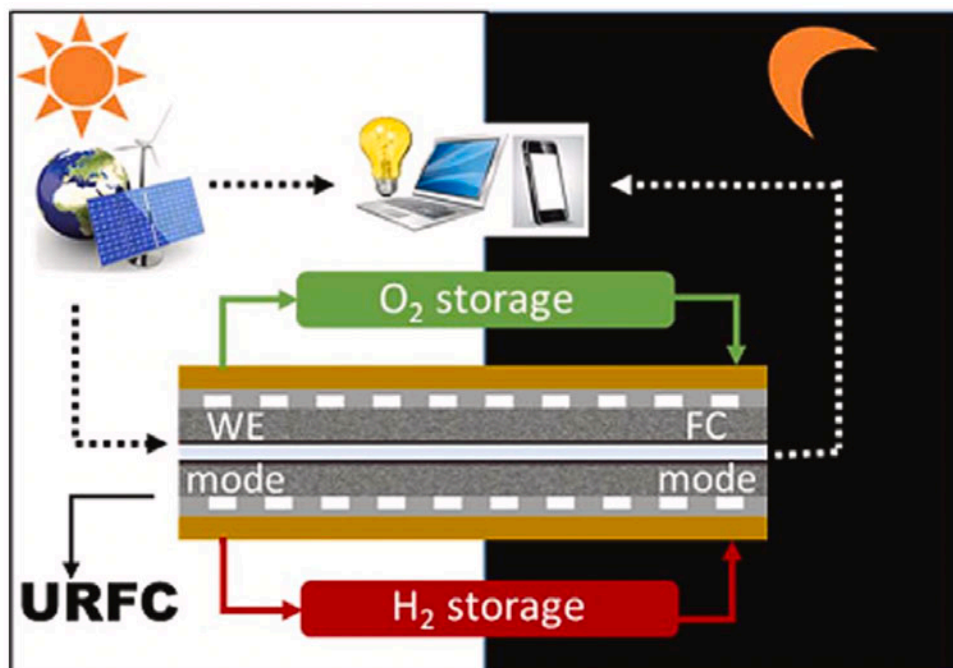


Abbildung 13: Schematische Darstellung einer URFC (Unitized Regenerative Fuel Cell) (Pu, 2021)

Um das Konzept von URFCs umzusetzen stehen verschiedene Brennstofftechnologien zur Verfügung. Da bisher die Polymer-Elektrolyt-Membran Brennstoffzelle (PEMFC) bereits in Brennstoffzellenfahrzeugen und weiteren Anwendungen weit vertreten ist, liegt diese Art der Brennstoffzelle im Fokus dieser Arbeit. (Pu, 2021)

Eine Polymer-Elektrolyt-Membran Brennstoffzelle (PEMFC) besteht ebenfalls wie die LIB aus einer Anode und einer Kathode. Am häufigsten werden Platinlegierungen auf porösem Kohlenstoffpapier für die Elektroden innerhalb der PEMFC verwendet. Dabei stellt das Platin den Katalysator dar und das Kohlenstoffpapier die Gasdiffusionsschicht. Diese Technologie erzielt die höchste Leistung bei einer hohen Lebensdauer der Brennstoffzelle. Die beiden Elektroden werden durch eine protonenleitende Polymermembran getrennt, die zeitgleich auch das Elektrolyt darstellt. Diese Polymermembran muss permeabel für Ionen sein und darf zeitgleich keine Gase durchdringen lassen. Diese Eigenschaften erfüllt das Material Nafion, welches durch Kopolymerisation von Tetrafluorethylene und Perfluoroalkyl Sulfonyl Fluorid hergestellt wird. (Usai, et al., 2021) Die Abbildung 14 zeigt den Aufbau einer PEMFC sowie deren Funktionsweise.

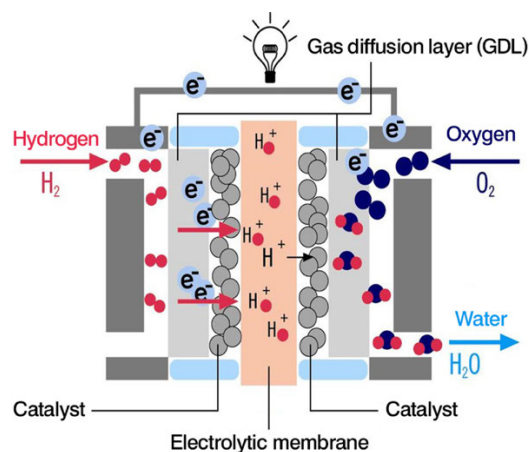


Abbildung 14: Aufbau und Funktionsweise einer Polymer Elektrolyt Membrane Brennstoffzelle (PEMFC) (Mitsubishi Chemicals, kein Datum)

Der molekulare Wasserstoff diffundiert durch die Gasdiffusionsschicht zur Anode und wird von der Anodenoberfläche adsorbiert. Dort wird das Wasserstoffmolekül unter Abgabe von zwei Elektronen in zwei Hydronium-Ionen aufgebrochen. Diese Ionen diffundieren durch das Elektrolyt. Die Elektronen werden durch einen äußeren Stromkreis geführt, wodurch ein nutzbarer elektrischer Stromfluss entsteht. An der

Kathode nimmt ein Sauerstoffmolekül, das durch die Gasdiffusionsschicht diffundiert ist, die Elektronen auf und reagiert mit den Hydronium-Ionen zu Wasser. Die durch die Reaktionen entstehende Wärme sowie das entstehende Wasser und der Strom werden mit Hilfe der Gasdiffusionsschicht abgeführt. (Usai, et al., 2021)

Wasserstoff kann auf zwei Arten und Weisen gespeichert werden. Die Speicherung kann entweder gasförmig unter hohem Druck von 344 bar bis 689 bar erfolgen oder in flüssiger Form bei  $-252,8^{\circ}$  Celsius. Die Art der Speicherung hat keinen Einfluss auf die gravimetrische Energiedichte von Wasserstoff, sondern lediglich auf die volumetrische Energiedichte. (Universität Augsburg, kein Datum) Da das Gewicht der Speichertechnologie in dieser Arbeit das entscheidende Kriterium für die Auswahl der Technologie ist, liegt im Rahmen dieser Arbeit der Fokus auf dem Gewicht der Speicherkomponenten.

Ein aktueller Tank für gasförmigen Wasserstofftank, der diesen mit 700 bar speichert und ein Gesamtvolumen von 185 L hat, wiegt 117 kg. Dieser Tank kann maximal 7,4 kg Wasserstoff aufnehmen, wodurch sich für diese Speicherart ein spezifisches Speichergewicht von 0,474 kg/kWh ergibt. (hyfindr GmbH, kein Datum)

Ein aktueller Wasserstofftank für flüssigen Wasserstoff, der 120 Liter und 8 kg flüssigen Wasserstoff bei 5 bar speichert, hat ein Leergewicht von 140 kg. (Universität Augsburg, kein Datum) Daraus resultiert bei einer gravimetrischen Energiedichte von 33,33 kWh/kg (Ingenieurbüro für Energie und Versorgungstechnik, kein Datum) ein spezifisches Speichergewicht von 0,617 kg/kWh.

Im Vergleich zum Tank für flüssigen Wasserstoff weist der Tank für gasförmigen Wasserstoff ein um 23,18 % geringeres Gewicht pro gespeicherte Kilowattstunde auf. Des Weiteren ist flüssiger Wasserstoff nicht für lange Lagerzeiten geeignet, da aufgrund der Erwärmung des flüssigen Wasserstoffs, dieser gasförmig wird und so den Druck innerhalb des Tanks stark erhöht. Dieser Druckerhöhung wird durch das Ablassen von Wasserstoff, auch „Boil-Off“ genannt, entgegengewirkt, wodurch hohe Speicherverluste entstehen. (Universität Augsburg, kein Datum) Aus den genannten Gründen wird im Rahmen der Arbeit die Speichertechnologie für gasförmigen Wasserstoff herangezogen.



## 4 Berechnungen und Simulationen

In diesem Kapitel wird zunächst das Berechnungstool bzw. die EXCEL-Datei vorgestellt und die Berechnungen innerhalb dieses Tools erläutert. Im Nachgang werden die für die Simulation notwendigen Szenarien beschrieben und begründet.

### 4.1 Berechnungstool

Die Berechnungen, die Grundlage dieser Arbeit sind, basieren auf einer EXCEL-Datei. In dem Kapitel wird die Funktionsweise der EXCEL-Datei beschrieben. Basis der Datei sind die Gleichungen aus Kapitel 3.3.1.

Zur Berechnung der Solarstrahlung auf geneigter Ebene sind mehrere Zwischenberechnungen notwendig. Zuerst werden die einzelnen Strahlungskomponenten auf horizontaler Ebene berechnet, dazu gehören die direkte Sonnenstrahlung gemäß Gleichung (6) sowie die diffuse Strahlung gemäß Gleichung (4). Zur Berechnung dieser Komponenten wird gemäß Gleichung (5) die Nettosolarstrahlung benötigt. Appelbaum hat die Nettosolarstrahlung gemäß Abbildung 7 veröffentlicht. Die Nettosolarstrahlung wird allerdings in Abhängigkeit des Zenitwinkels in  $10^\circ$  Schritten angegeben. Dies führt in den folgenden Berechnungen zu starken Unsicherheiten. Aus diesem Grund basieren die übrigen Werte auf Berechnungen mit Hilfe der Polynominterpolation.

Die Werte der Interpolation stammen aus dem Berechnungstool Google Colaboratory. Mithilfe der Werte der von Appelbaum sowie der CubicSpline-Funktion können die Werte in  $1^\circ$  Schritten kubisch interpoliert werden. Diese Berechnungen werden für jeden Wert der optischen Dicken durchgeführt, wodurch sich die Werte aus dem Reiter  $f(t,z)$  der EXCEL-Datei ergeben.

```
✓ 1 s ▶ from scipy.interpolate import CubicSpline

x= [0,10,20,30,40,50,60,70,80,85]
y=[0.294,0.286,0.275,0.258,0.23,0.203,0.166,0.13,0.094,0.08]

f=CubicSpline(x,y)

▶ import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

xs = np.arange(0,91,1)
plt.plot(xs,f(xs))
plt.plot(x,y,'d')

print(f(xs))
```

Abbildung 15: Quellcode zur Polynominterpolation mithilfe von Google Colaboratory. Diese Berechnung interpoliert die Nettosolarstrahlung auf dem Mars zwischen den Zenitwinkel  $0^\circ$  bis  $90^\circ$  für die optische Dicke von fünf. Eigene Darstellung.

Da die optischen Dicken selten Werte von 3 übersteigen, wurde an dieser Stelle auf eine Interpolation der Werte zwischen den verschiedenen optischen Dicken verzichtet.

Zur weiteren Berechnung der Strahlungskomponenten wird die Strahlung am oberen Ende der Marsatmosphäre  $G_{ob}$  nach Gleichung (2) bestimmt. Zur Vereinfachung dient hier der mittlere Abstand von Mars zur Sonne die Grundlage der Strahlung. Dadurch wird an dieser Stelle ein konstanter Wert von  $590 \text{ W/m}^2$  angenommen.

Ein weiterer entscheidender Parameter zur Bestimmung der Strahlungskomponenten ist der Zenitwinkel der Sonne. Dieser ist gemäß Gleichung (7) abhängig von dem Stundenwinkel, dem Breitengrad sowie dem Deklinationswinkel. Diese Berechnungen sind in dem Reiter w, Ls, sin delta, Z der EXCEL-Datei dokumentiert. In den Spalten A bis Y sind für die jeweiligen Stunden der entsprechende Stundenwinkel aufgeführt. Die Berechnungen sind an der Stelle auf irdische Zeiten angepasst, um die Ergebnisse sowie die Berechnungen leichter nachvollziehen zu können. In den Spalten AC bis AG ist der jeweilige Deklinationswinkel des jeweiligen Marstages berechnet. Dabei ist zu erwähnen, dass die Änderung des Deklinationswinkels bzw. aerezentriscen Längengrades abhängig von der Jahreszeit ist. So ist die Veränderung des aerezentriscen Längengrades gemäß Tabelle 4 innerhalb der EXCEL-Datei

berücksichtigt. So ergeben sich die Werte des Zenitwinkels in den Spalten AM bis BJ in Abhängigkeit der Uhrzeit und des aerozentrischen Längengrades. Da für spätere Berechnungen gerundete Zenitwinkel benötigt werden, sind in den Spalten BM bis CJ die Zenitwinkel auf ganze Zahlen gerundet.

Zur Berechnung der Strahlungskomponenten wird die Nettosolarstrahlung benötigt, die wiederum von der optischen Dicke sowie des Zenitwinkels abhängig ist. Diese entsprechende Nettosolarstrahlung wird mithilfe des Reiters Suche nach  $f(t,z)$  aus dem Reiter  $f(t,z)$  rausgesucht. Dafür wird die entsprechende optische Dicke, die in dem Reiter optische Dicke in den Spalten I bis AF manuell in Abhängigkeit von aerozentrischem Längengrad und Uhrzeit eingegeben werden kann, sowie der jeweilige Zenitwinkel als Suchkriterium verwendet. Dabei sind die Spalten D bis AY des Reiters Suche nach  $f(t,z)$  eine Unterstützung zur Identifizierung der entsprechenden Nettosolarstrahlungen, welche schließlich in den Spalten CB bis CY in Abhängigkeit des aerozentrischen Längengrades und der optischen Dicke angegeben sind. Dabei ist zu erwähnen, dass die implementierte Suchfunktion immer auf die kleinere optische Dicke zurückgreift. Das bedeutet, dass beim Eintrag einer optischen Dicke von beispielsweise 5,6 die Suchfunktion die Nettosolarstrahlung der nächstgeringeren optischen Dicke ausgibt, in diesem Fall die Nettosolarstrahlung bei einer optischen Dicke von 5. Des Weiteren kommen an dieser Stelle die gerundeten Zenitwinkel zum Einsatz. Die in den Spalten BC bis BZ aufgeführten optischen Dicken basieren auf jenen, die in dem Reiter optische Dicke enthalten ist.

Mithilfe dieser Daten sowie der Albedo der Marsatmosphäre, die im Reiter Kopfdaten und Berechnung in der Zelle 3BC individuell eingegeben werden kann, können so die Globalstrahlung, die gemäß Gleichung (5) im Reiter  $G_h$  enthalten ist, sowie die direkte Strahlung mit Hilfe der Gleichung (6) aus dem Reiter  $G_{bh}$  berechnet werden. Durch die in Gleichung (4) beschriebene Differenz von Globalstrahlung und direkter Strahlung lässt sich die diffuse Strahlung aus dem Reiter  $G_{dh}$  bestimmen.

In Kapitel 3.3.1 ist beschrieben, dass eine Neigung der Photovoltaikanlage eine höhere Ausbeute bringen kann. Um die elektrische Energie, die mithilfe der Photovoltaikanlage bereitgestellt werden kann, zu berechnen, sind als nächstes die Strahlungskomponenten auf geneigter Ebene zu bestimmen. Mit der Gleichung (9) wird

im Reiter Theta\_gen der Sonneneinstrahlungswinkel auf die geneigte Ebene in Abhängigkeit des Zenitwinkels, des Neigungswinkels der Ebene, des Sonnenazimutwinkels sowie der Ausrichtung der Ebene ermittelt. Dabei lässt sich der Neigungswinkel sowie der Ausrichtungswinkel im Reiter Kopfdaten und Berechnung in den Zellen C4 und C5 manuell eingeben.

Mithilfe dieses Winkels kann nun durch die Gleichung (10) die direkte Sonnenstrahlung auf geneigter Ebene sowie durch Gleichung (11) die diffuse Strahlung auf geneigter Ebene bestimmt werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass die diffuse Strahlung gleichmäßig aus allen Himmelsrichtungen auf die geneigte Fläche strahlt. Diese Werte sind in den Reitern G\_bg und G\_dg festgehalten. Durch die Neigung der Fläche hat zusätzlich vom Boden reflektierte Strahlung die Möglichkeit auf der Ebene aufzutreffen. Dieser Effekt wird mit der Gleichung (12) berechnet und liefert so die Ergebnisse des Reiters G\_rg. Die für die Berechnung benötigte Albedo greift ebenfalls auf BC3 des Reiters Kopfdaten und Berechnung zurück.

Im Reiter G\_hg, H\_hg werden alle Strahlungskomponenten aufsummiert, wodurch man die Strahlungsleistung in  $W/m^2$  erhält. Diese ist in den Spalten C bis Z angegeben. In der Spalte AB wird die Strahlungsenergie über den Tag aufsummiert und gibt so die zur Verfügung stehende Strahlungsenergie pro Tag und  $m^2$  an. In der Zelle AB1 wird die gesamte Strahlungsenergie eines Marsjahres pro  $m^2$  angegeben und in der Zelle AC1 der Mittelwert.

Im Anschluss wird im Reiter H\_mission in der Spalte AB die nutzbare Strahlungsenergie pro Quadratmeter und Tag während der Marsmission bestimmt. Im Reiter Kopfdaten und Berechnung lassen sich in den Zellen BC18 und BC20 die Dauer der Marsmission in Sol und der Beginn der Marsmission in Sol eingeben. Dadurch passen sich die Energien im Reiter H\_mission automatisch an die neuen Rahmenbedingungen an. So können viele verschiedene Szenarien gebildet werden, die nicht nur die Länge der Marsmission berücksichtigen können, sondern auch den Einfluss des Beginns der Marsmission bestimmen können. In der Zelle AC5 wird die durchschnittliche tägliche zur Verfügung stehende Strahlungsenergie während der Marsmission berechnet. Dieser Wert ist die Basis zur Berechnung der notwendigen Solarfläche in Abhängigkeit der benötigten Energie.

Die endgültigen Berechnungen für das Solarkonzept werden in dem Reiter H\_stor durchgeführt. Hier fließen die vorherigen Rechnungen mit ein und ermitteln schließlich das Gesamtgewicht der verschiedenen Energiekonzepte und darüber hinaus auch die Kosten für das jeweilige System. Als Zielgröße wurde neben den Kosten das Gesamtgewicht des jeweiligen Energiekonzeptes gewählt, da das Gesamtgewicht ein wesentlicher Kostentreiber für den Transport ist und davon auch die Machbarkeit des jeweiligen Konzeptes abhängt. In diesem Reiter werden jeweils Konzepte durch die Kombination von Photovoltaik und Lithium-Ionen-Batterie sowie der Kombination von Photovoltaik und einem Wasserstoffspeicher berechnet. Die jeweiligen Systemgewichte sind in den Zeilen 2 und 3 angegeben und stehen damit dem Gewicht des FSP-Systems aus Zeile 3 gegenüber. Darüber hinaus werden mit den Kostenparametern aus dem Reiter Kopfdaten und Berechnung aus den Zeilen 37 bis 41 die Kosten für das jeweilige Energiesystem ermittelt. Die Gesamtkosten aus den Zeilen 6 bis 8 des Reiters H\_stor setzen sich additiv aus den entsprechenden Herstellungskosten aus den Zeilen 13 bis 16 sowie den Transportkosten aus den Zeilen 9 bis 12 zusammen.

Um verschiedene Konzepte zu entwickeln, muss zunächst die minimal benötigte Solarfläche bestimmt werden. Diese wird in den Kopfdaten in der Zelle B6 berechnet. Dafür wird der benötigte Energiebedarf pro Tag aus der Zelle B17, der sich aus den Leistungsdaten der Zeilen 12 bis 14 sowie den dazugehörigen Abrufzeiten aus den Zeilen 15 und 16 zusammensetzt, mit dem Wirkungsgrad in Zelle B7 und der während der Mission durchschnittlich zur Verfügung stehenden Solarenergie pro Quadratmeter aus dem Reiter H\_mission aus der Zelle AC5 gemäß Gleichung (13) verrechnet.

$$A_{ben} = \frac{H_{ben,tag}}{H_{mission} * \eta_{PV}} \quad (13)$$

$A_{ben}$  Benötigte Solarfläche in m<sup>2</sup>

$H_{ben,tag}$  Benötigte Energie pro Missionstag in kWh

$H_{mission}$  Durchschnittlich zur Verfügung stehende Solarenergie pro Tag in W/(m<sup>2</sup>\*d)

$\eta_{PV}$  Wirkungsgrad der Photovoltaikanlage in %

Die daraus resultierende Solarfläche ist ausreichend, um die gesamte Mission mit den entsprechend hinterlegten Parametern mit Energie zu versorgen, sofern der Speicher so ausgelegt ist, jede überschüssige Energie zu speichern.

Zur Berechnung des Systemgewichts ist nun noch die Speichergröße relevant. Die Speichergröße wird wieder in dem Reiter H\_stor berechnet. Zur Dimensionierung des Speichers wird in den Zellen E43 bis E714 zunächst die tägliche Differenz zwischen der benötigten Energie für die Mission und der täglichen zur Verfügung stehenden Solarenergie gebildet. In den Zellen F43 bis G714 wird berechnet, wie viel Kilowattstunden Energie der Speicher am jeweiligen Tag zusätzlich zu den durch die PV-Anlage erzeugte elektrische Energie bereitstellen muss, wobei der entsprechende Umwandlungswirkungsgrad für die jeweilige Speicherart berücksichtigt wird. Dabei wird in der Spalte F die Berechnung für das Lithium-Ionen-Batterie-System durchgeführt und in der Spalte G die Berechnung für das Wasserstoffspeichersystem. Die entsprechenden Umwandlungswirkungsgrade können im Reiter Kopfdaten und Berechnungen parametrisiert werden.

Da eine geladene LIB nicht schwerer ist als eine ungeladene, wird im Rahmen dieser Arbeit die Annahme getroffen, dass die LIB mit einem vollständigen Ladestand zum Mars transportiert wird. Dabei wurde die Selbstentladung der Batterie während des Transports nicht berücksichtigt. Die maximal benötigte Kapazität der LIB in Zelle B24 setzt sich dann aus der Summe der notwendigen Energie aus den Zellen F43 bis F714 zusammen.

Für das Wasserstoffspeichersystem wird die Berechnung analog zur LIB durchgeführt, allerdings wird hier zunächst davon ausgegangen, dass kein Wasserstoff mit zum Mars transportiert wird. Die Ergebnisse sind in den Zellen I43 bis I714 dargestellt. Reichen die während der Stromproduktion anfallenden Überschüsse nicht aus, um genügend Wasserstoff zu speichern, werden in den Zellen J43 bis J714 die Ergebnisse neu berechnet unter der Annahme, dass der aus der vorherigen Szenarioberechnung fehlende Wasserstoff mit zum Mars transportiert wird.

Da eine LIB eine Selbstentladung hat und ein Wasserstoffspeicher Speicherverluste aufweist, werden diese Faktoren ebenfalls berücksichtigt. Der Speicherverlust wird mithilfe der folgenden Formel (14) berechnet.

$$H_{verlust} = r_{verlust} * H_{stor,mittel} * t_{speicher,mittel} \quad (14)$$

$H_{verlust}$	Selbstentladung bzw. Speicherverluste in kWh
$r_{verlust}$	Selbstentladungsrate bzw. Speicherverlustrate in % pro Monat
$H_{stor,mittel}$	Mittlerer Ladezustand in kWh
$t_{speicher,mittel}$	Mittlere Speicherdauer in Sol

Dabei wird zur Bestimmung der mittleren Speicherdauer auf die Berechnung des mittleren Lagerbestandes aus der Betriebswirtschaftslehre zurückgegriffen. Bezogen auf Energiespeicher lässt sich die mittlere Speicherdauer mithilfe der folgenden Formel (15) bestimmen.

$$t_{speicher,mittel} = \frac{t_{mission} * H_{stor,mittel}}{H_{ben,mission}} \text{ (EPG, kein Datum)} \quad (15)$$

$t_{speicher,mittel}$	Mittlere Speicherdauer in Sol
$t_{mission}$	Dauer der Mission in Tagen
$H_{stor,mittel}$	Mittlerer Ladezustand in kWh
$H_{ben,mission}$	Benötigter Energiebedarf aus dem Speicher während der gesamten Mission in kWh

Die daraus resultierende Selbstentladung in den Zellen B26 und B34 werden dann mit den jeweiligen maximal benötigten Kapazitäten aufsummiert und bilden so die tatsächlich benötigte Kapazität für das jeweilige Speichersystem in den Zellen 23 und B30. Bisher berücksichtigt die Kalkulation allerdings nur die Speicherung von Energie über Tage bzw. Sols hinweg und nicht die Speicherung von Energie für den nächtlichen Energiebedarf. Dieser Energiebedarf wird insofern in den Berechnungen berücksichtigt, dass der Speicher mindestens die dafür notwendige Kapazität aufweist.

Die daraus resultierenden Speicherkapazitäten sowie die benötigte Solarfläche sind die Ausgangsbasis für die Berechnung des jeweiligen Systemgewichts und der jeweiligen Kosten. Mithilfe der entsprechenden Energiedichten der Speicherarten und des spezifischen Gewichts der PV-Module, aus dem Reiter Kopfdaten und Berechnung wird dann das gesamtheitliche Systemgewicht in den Zellen B2 und B3 bestimmt. Darüber hinaus werden die Kosten durch die Kostenparameter aus dem Reiter Kopfdaten und Berechnung in den Zellen B6 bis B16 errechnet.

Da im Rahmen dieser Arbeit mehrere Konzepte erstellt werden, kalkuliert der Reiter H\_stor mehrere diskrete Varianten zur Bestimmung des optimalen Verhältnisses von Solarfläche zur Speichergröße. Das optimale Verhältnis wird in dieser Arbeit an dem Gesamtsystemgewicht bemessen.

Zur Konzeptentwicklung berechnet das Programm zehn zusätzliche Szenarien. Dabei wird die Solarfläche immer um 20 %-Punkte erhöht. So werden die Solarflächen vom einfachen bis hin zum dreifachen Satz abgebildet. Die Ergebnisse werden analog berechnet. Durch die größere Solarfläche wird die benötigte Speicherkapazität geringer. Aus diesem Grund ist eine Variation der Solarfläche und der damit verbundenen veränderten Speicherkapazität notwendig, um ein optimales Energiekonzept zu entwickeln.

Da diese Kalkulationsmethodik die Speicher überdimensioniert gibt es die Möglichkeit im Reiter Kopfdaten und Berechnung in den Zeilen 30 und 32 Dimensionierungsfaktoren festzulegen, um die Speichergröße zu minimieren. In den Zeilen 31 und 33 sind die Tiefstände der jeweiligen Speicherarten in Abhängigkeit der Solarfläche angegeben. Durch Anpassung der Dimensionierungsfaktoren kann nun der Speicher manuell so ausgelegt werden, dass der Tiefstand einen bestimmten Wert nicht unterschreitet. Damit ist die Möglichkeit geschaffen Sicherheitsfaktoren in die Speicherkalkulation einfließen zu lassen. Die in der folgenden Tabelle 5 aufgeführten Parameter können innerhalb der EXCEL-Datei für verschiedene Szenarien variiert werden.



Tabelle 5: Übersicht über die änderbaren Parameter für die Szenarienbildung. Eigene Darstellung.

---

<b>Solarparameter</b>
Breitengrad des Standortes
Albedo
Neigungswinkel des PV-Moduls
Ausrichtung des PV-Moduls
Wirkungsgrad der PV-Module
Spezifisches Gewicht der PV-Module
Optische Dicke
<b>Parameter Energiebedarf</b>
Minimal benötigte Leistung tagsüber
Maximal benötigte Leistung tagsüber
Benötigte Leistung nachts
Nachtdauer
Expeditionszeit
Dauer der Marsmission
Missionsbeginn
<b>Speicherparameter</b>
Selbstentladung der Speicher
Umwandlungswirkungsgrad der Speicherarten
Gravimetrische Energiedichten der Speicher
Faktoren zur Speicherdimensionierung
<b>Kostenparameter</b>
Transportkosten
Herstellungskosten der LIB
Herstellungskosten Wasserstoff
Herstellungskosten PEMFC
Herstellungskosten PV-Module

---

## 4.2 Solarkonzept

Nachdem im vorherigen Kapitel die EXCEL-Datei ausführlich beschrieben wurde, liegt der Fokus dieses Kapitels auf der Ausgestaltung von zwei verschiedenen Energiekonzepten.

Für alle Konzeptionen werden die folgenden Annahmen in Bezug auf die bereits vorgestellten Grundlagen getroffen. Die Missionsdauer wird zunächst aufgrund der bereits genannten Vorteile auf 500 Tage festgelegt (Drake, Juli 2009). Da durch die 500 Tage fast ein gesamtes Marsjahr abgedeckt wird, wird der Missionsbeginn zunächst auf Tag null festgelegt. Da für eine erste Approximation der Albedowert von 0,1 verwendet werden kann (Appelbaum & Flood, August 1989), wird auch dieser über die verschiedenen Szenarien nicht verändert. Für die optische Dicke werden Messdaten des Marsrovers Opportunity verwendet. Dieser hat über den Zeitraum seiner Mission von mehr als 3000 Sols die optische Dicke gemessen (Lemmon & al., 2015). Da das Auftreten eines Staubsturmes nicht beeinflusst werden kann, werden für alle drei Szenarien dieselben optischen Dicken angenommen. Darüber hinaus wird in diesem Fall der Worst Case angenommen, dass während der Mission der Staubsturm stattfindet. Dazu werden die Messdaten von Opportunity von Sol 1000 bis 1500 verwendet (Lemmon & al., 2015).

Bei den Berechnungen werden Abschattungsverluste durch die Umgebung auf der Photovoltaikanlage vernachlässigt. Außerdem wird davon ausgegangen, dass in beiden Szenarien die Photovoltaikanlagen regelmäßig von Staub befreit werden, wodurch der Wirkungsgrad der PV-Anlagen in den Berechnungen konstant bleibt. Da die optimale Ausrichtung der PV-Anlagen stets möglich ist, wird an dieser Stelle davon ausgegangen, dass diese stets Richtung Süden bzw. entgegen der Sonnenstrahlung ausgerichtet ist. Des Weiteren wurde ein wesentlicher Aspekt der Konzeptionierung des Energiesystems zunächst außenvorgelassen, denn innerhalb der Berechnungen werden zwar die benötigten Energien berechnet und betrachtet, allerdings wurde die maximale Lade- und Entladeleistung der jeweiligen Speichersysteme nicht berücksichtigt.

Zur besseren Vergleichbarkeit der Ergebnisse und zur eindeutigen Interpretation der Ergebnisse, wird in allen Szenarien derselbe Energiebedarf zugrunde gelegt. Ebenfalls bleibt die Selbstentladung der LIB bei 3 % pro Monat in allen Szenarien konstant, da sich

diese nur schwer noch weiter verringern lässt (Plarad Torque Tension Systems, kein Datum). Die Parameter, die für die einzelnen Szenarien nicht verändert werden, sind in der folgenden Tabelle 6 angegeben.

Tabelle 6: Aufstellung der Parameter, die für die Szenarien konstant bleiben. Eigene Darstellung

Parameter	Einheit	Wert	Quelle
Albedo	–	0,1	(Appelbaum & Flood, August 1989)
Ausrichtung des Solarpanels	°	0	Eigene Annahme
Benötigte konstante Leistung	<i>kW</i>	80	(Rucker, 2015)
Dauer der Mission	<i>Sol</i>	500	(Drake, Juli 2009)
Selbstentladung Lithium-Ionen-Batterie	$\frac{\%}{Sol}$	0,1	(Plarad Torque Tension Systems, kein Datum)
Herstellung von Wasserstoff	$\frac{\$}{kg}$	4,25	(Caspersen, 2018)

Ziel der Szenariobildung ist es zum einen eine obere und untere Abschätzung der Kosten für die Errichtung eines erneuerbaren Energiekonzeptes für eine bemannte Marsmission abzuschätzen und zum anderen die Einflüsse der einzelnen Parameter auf die Kosten zu untersuchen. Aus diesen Gründen werden im Rahmen dieser Arbeit drei Szenarien betrachtet. Das erste Szenario (S1) betrachtet das pessimistische Szenario, das zweite Szenario (S2) stellt ein realistisches Szenario dar und das optimistische dritte Szenario (S3) bildet den Best-Case ab. Diese drei Szenarien werden in den folgenden drei Unterkapiteln detaillierter beschrieben.

#### 4.2.1 Pessimistisches Szenario S1

Im pessimistischen Szenario wird von dem Worst-Case ausgegangen. Dieses Szenario bildet den unteren Rand der Ergebnisse ab und die Ergebnisse werden sich voraussichtlich durch ein hohes Systemgewicht und insbesondere auch hohe Kosten kennzeichnen.

Ein vom Äquator abweichender Landeplatz sorgt dafür, dass die Tage im Verlauf der Mission unterschiedliche Längen aufweisen. Dies ist eine Herausforderung für die Marsmission, da der Energiespeicher größer ausgelegt werden muss als in Äquatornähe, da die Tage in den Wintermonaten kürzer sind als in den Sommermonaten und somit weniger Strom mit den PV-Anlagen erwirtschaftet werden kann. Aus diesem Grund wird in S1 ein Breitengrad von 30° angenommen.

Der Neigungswinkel der PV-Anlage wird auf 20 ° festgelegt, da dieser Winkel nach den Berechnungen der EXCEL-Datei die größte Ausbeute bei dem Breitengrad von 30° mit sich bringt. Das Gewicht für die PV-Anlage pro Quadratmeter wird auf  $2,42 \frac{kg}{m^2}$  festgelegt. Bei diesem Gewicht handelt es sich um eine Studie aus dem Jahr 2004 und diese dient der oberen Abschätzung des Gesamtgewichts der PV-Anlage. (Landis & Kerlake, 2004)

Im Jahr 2015 wurden die Speicherverluste von Wasserstoffspeichern auf 0,05 g/h pro Kilogramm gespeicherten Wasserstoff reduziert. Dieser Verlust wird im Rahmen dieses Szenarios berücksichtigt und durch einen täglichen prozentualen Verlust dargestellt. (Niaz, et al., 2015) Der aktuelle Umwandlungswirkungsgrad bei LIB liegt inklusive Lade- und Entladevorgang bei 84% (MMLogistik, kein Datum). Dem gegenüber steht der Umwandlungswirkungsgrad der Brennstoffzelle, dieser liegt zwischen 40% und 60% (Luo, 2021), weswegen in diesem Szenario ein Wirkungsgrad von 40% angenommen wird. Dabei wird zusätzlich in allen Szenarien angenommen, dass der Wirkungsgrad von Elektrolyseur und Brennstoffzelle identisch ist.

Um die Gesamtkosten abschätzen zu können werden im Rahmen dieser Arbeit die Gesamtkosten anhand der Herstellungskosten und der Transportkosten bestimmt. Zur Bestimmung der Transportkosten dient die vergangene Marsmission Perseverance, die im Jahr 2020 startete. Die Herstellungskosten von LIB liegen derzeit bei 137 \$ pro Kilowattstunde (Statista, 2022), wohingegen die Herstellung eines Wasserstofftanks derzeit bei 14,19 \$/kWh liegt (Houchins & James, 2020). Zusätzlich zu den Herstellungskosten des Wasserstofftanks werden die Herstellungskosten der Brennstoffzelle mit 3.537 \$/kW berücksichtigt. Diese Stückkosten werden von Battelle für eine Produktion von 100 Einheiten pro Jahr angesetzt und spiegeln so die pessimistischen Kosten wider. (Battelle Memorial Institute, 2017) Die Kosten pro

Quadratmeter Solarzelle aus Gallium Arsenid, welche für Raumfahrtanwendungen aufgrund des hohen Wirkungsgrades verwendet werden, liegen 2015 bei 45\$. (David C., et al., 2015) Die festgelegten Parameter für S1 sind in der folgenden Tabelle 7 zusammengefasst.

Tabelle 7: Aufstellung der für das Worst-Case Szenario S1 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung.

Parameter	Einheit	Wert	Quelle
Breitengrad	°	30	Eigene Annahme
Neigungswinkel des Solarpanels	°	20	Eigene Annahme
Wirkungsgrad der PV-Anlage	%	23	(Helmhotz Zentrum Berlin, 2018)
Spezifische Masse des PV-Moduls	$\frac{kg}{m^2}$	2,42	(Landis & Kerlake, 2004)
Selbstentladung Wasserstoffspeicher	$\frac{\%}{Sol}$	0,001 2	(Niaz, et al., 2015)
Umwandlungswirkungsgrad LIB	%	84	(MMLogistik, kein Datum)
Umwandlungswirkungsgrad FC	%	40	(Luo, 2021)
Gravimetrische Energiedichte LIB	$\frac{kWh}{kg}$	0,265	(Clean Energy Institute university of Washington, 2020)
Gravimetrische Energiedichte FC	$\frac{kWh}{kg}$	0,4	(Sadhasivam & al., 2016)
Transportkosten	$\frac{\$}{kg}$	243.000	(Jermyn, 2020)
Herstellungskosten LIB	$\frac{\$}{kWh}$	137	(Statista, 2022)
Herstellungskosten Wasserstoffspeicher	$\frac{\$}{kWh}$	14,19	(Houchins & James, 2020)
Herstellungskosten PEMFC	$\frac{\$}{kW}$	3.537	(Battelle Memorial Institute, 2017)
Herstellungskosten MJ-PV	$\frac{\$}{m^2}$	320	(David C., et al., 2015)

Durch diese angenommenen Werte müssen nun noch die Speicher richtig dimensioniert werden. Durch die in Abbildung 16 dargestellten Dimensionierungsfaktoren des Berechnungstools wird die Speichergröße so dimensioniert, dass der Tiefladestand des jeweiligen Speichers zwischen 400 und 500 kWh liegt, dieser Tiefladestand soll als Sicherheitsfaktor einkalkuliert werden.

Faktoren zur Speicherdimensionierung	Vielfaches der Solarfläche										
	1	1,2	1,4	1,6	1,8	2	2,2	2,4	2,6	2,8	3
Faktor zur Speicherdimensionierung der LIB	0,805	0,448	0,547	0,8	0,88	1	1	1	1	1	1
Tiefladestand der LIB in kWh	513	491	447	466	454	1486	1486	1486	1486	1486	1486
Faktor zur Speicherdimensionierung der FC	0,385	0,214	0,26	0,38	0,42	1	1	1	1	1	1
Tiefladestand der FC in kWh	497	580	419	447	460	3120	3120	3120	3120	3120	3120

Abbildung 16: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Worst-Case Szenario S1 in Abhängigkeit des Tiefladestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung.

#### 4.2.2 Realistisches Szenario S2

Das realistische Szenario stellt den Real-Case dar und geht davon aus, dass bei der Komponentenauswahl des Energiesystems auf hochwertige Materialien zurückgegriffen wird. Hier lassen sich mittlere Ergebnisse erwarten.

Für das realistische Szenario werden die Parameter angepasst. Da am Äquator kaum Schwankungen der Tageslänge auftreten, was zur kleineren Dimensionierung des Speichers führt, wird für dieses Szenario der Breitengrad 0° angesetzt. Insbesondere, da ohnehin der vielversprechende Landeplatz im Meridiani Planum in Äquatornähe liegt. (University of Arizona, 2008) Wie auch in S1 wurde der Neigungswinkel mittels EXCEL-Datei empirisch ermittelt und festgelegt. Ein Großteil der Multijunction Solarzellen erreichen eine Effizienz von etwas mehr als 30%. (Kurtz, et al., 2000) Aus diesem Grund wird für dieses Szenario ein Wirkungsgrad der PV-Anlage von 30% angenommen. Da die Selbstentladung des Wasserstoffspeichers durch Undichtigkeiten entsteht und die vorherigen Werte aus 2015 stammen (Niaz, et al., 2015), wird im Rahmen dieses Szenarios angenommen, dass der Wasserstoffspeicher keine Speicherverluste mehr hat. Der Umwandlungswirkungsgrad der LIB wird in diesem Szenario auf 90 % erhöht und der Umwandlungswirkungsgrad der Brennstoffzelle gemäß Luo (2021) auf 60 % erhöht, da dies der obere Wirkungsgrad von PEMFCs ist. (Luo, 2021)

Da eine Veränderung des Aufbaus der LIB eine erhöhte gravimetrische Energiedichte von bis zu 590 Wh/kg ermöglicht (Wu & et al., 2021) und davon ausgegangen werden kann, dass bei einer Marsmission die neusten Technologien eingesetzt werden, geht das realistische Szenario von einer gravimetrischen Energiedichte von LIBs von 590 Wh/kg aus. Die höchste bisherige gravimetrische Energiedichte bei Brennstoffzellensystemen liegt nach Sadhasivam et al. (2016) (Sadhasivam & al., 2016) bei 1000 Wh/kg. Diese wird für S2 angenommen. Das spezifische Gewicht, welches für dieses Szenario für die Solarzellen angenommen wird, ergibt sich aus dem technischen Datenblatt für eine Multijunction Gallium Arsenid Solarzelle. (Holly Technology Co., Ltd., kein Datum)

Die Transportkosten pro Tonne von der Erde zum Mars lag bei der Perseverance Mission bei 243 Milliarden \$. Die Falcon 9 Rakete von SpaceX kann dasselbe Gewicht transportieren und kostet 60 Milliarden \$. (Jermyn, 2020) Da noch keine Falcon 9 Rakete zum Mars geflogen ist wird für das realistische Szenario der Mittelwert beider Kosten als Ansatz zur Transportkostenberechnung gewählt.

Die Herstellungskosten für LIB werden im Jahr 2023 auf 101 € pro kWh prognostiziert. Dieser Wert dient als realistische Abschätzung der entstehenden Kosten für das LIB-System. Da bei der Herstellung von Wasserstofftanks noch deutliche Kosteneinsparungen zu erwarten sind (Houchins & James, 2020), wird für diese Kostenposition der Mittelwert der aktuellen Kosten aus S1 sowie den in Zukunft erwartbaren Preisen aus S3 gebildet. Da im Bereich der Brennstoffzellen in den nächsten Jahren eine höhere Nachfrage zu erwarten ist, sollen in diesem Szenario auch die Skaleneffekte der Brennstoffzellenherstellung berücksichtigt werden und somit geringere Kosten für die PEMFC angesetzt werden als im pessimistischen Szenario. Bobela et al. (David C., et al., 2015) gibt für die Kosten von MJ-PV-Anlagen eine Preisspanne von 160 bis 320 \$/m<sup>2</sup> an (David C., et al., 2015), da die 320 \$/m<sup>2</sup> für das pessimistische Szenario angenommen werden und die 160 \$/m<sup>2</sup> für das optimistische Szenario, wird für das realistische Szenario der Mittelwert 240 \$/m<sup>2</sup> festgelegt.

Die Parameterübersicht ist in der folgenden Tabelle 8 dargestellt.

Tabelle 8: Aufstellung der für das Real-Case Szenario S2 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung.

Parameter	Einheit	Wert	Quelle
Breitengrad	°	0	Eigene Annahme
Neigungswinkel des Solarpanels	°	18	Eigene Annahme
Wirkungsgrad der PV-Anlage	%	30	(Kurtz, et al., 2000)
Spezifische Masse des PV-Moduls	$\frac{kg}{m^2}$	1,25	(Holly Technology Co., Ltd., kein Datum)
Selbstentladung Wasserstoffspeicher	$\frac{\%}{Sol}$	0	Eigene Annahme
Umwandlungswirkungsgrad LIB	%	90	Eigene Annahme
Umwandlungswirkungsgrad FC	%	60	(Luo, 2021)
Gravimetrische Energiedichte LIB	$\frac{kWh}{kg}$	0,59	(Wu & et al., 2021)
Gravimetrische Energiedichte FC	$\frac{kWh}{kg}$	1	(Sadhasivam & al., 2016)
Transportkosten in	$\frac{\$}{kg}$	151500	(Jermyn, 2020) ,Eigene Annahme
Herstellungskosten LIB in	$\frac{\$}{kWh}$	101	(Statista, 2022)
Herstellungskosten Wasserstoffspeicher	$\frac{\$}{kWh}$	11,29	(Houchins & James, 2020), Eigene Annahme
Herstellungskosten PEMFC	$\frac{\$}{kW}$	2.958	(Battelle Memorial Institute, 2017)
Herstellungskosten MJ-PV	$\frac{\$}{m^2}$	240	(David C., et al., 2015), Eigene Annahme

Auch in diesem Szenario werden Dimensionierungsfaktoren für die Speichergröße festgelegt. Die angenommenen Faktoren sind in Abbildung 17 dargestellt.

Faktoren zur Speicherdimensionierung	Vielfaches der Solarfläche										
	1	1,2	1,4	1,6	1,8	2	2,2	2,4	2,6	2,8	3
Faktor zur Speicherdimensionierung der LIB	0,905	0,9075	0,911	0,915	0,91	0,86	0,9	0,89	1	1	1
Tiefeladestand der LIB in kWh	437	437	439	449	418	429	471	483	924	924	924
Faktor zur Speicherdimensionierung der FC	0,6035	0,605	0,6075	0,61	0,607	0,575	0,6	0,58	1	1	1
Tiefeladestand der FC in kWh	458	437	449	449	427	456	471	442	1387	1387	1387

Abbildung 17: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Real-Case Szenario S2 in Abhängigkeit des Tiefeladestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung.



### 4.2.3 Optimistisches Szenario S3

Das optimistische Szenario geht zusätzlich vom realistischen Szenario davon aus, dass weitere Verbesserungen in Bezug auf Kosten, Leistung und Gewicht erzielt werden können und gibt damit das Best-Case-Szenario an. Hier lassen sich die für das erneuerbare Energiekonzept günstigsten Ergebnisse erwarten.

Das optimistische Szenario S3 baut im Wesentlichen auf S2 auf. Neben dem Breitengrad bleibt auch der Neigungswinkel des Solarpanels, die Speicherverluste des Wasserstofftanks, der Umwandlungswirkungsgrad der LIB sowie der Umwandlungswirkungsgrad der Brennstoffzellen konstant.

Eine der bisher höchsten Energieeffizienzen von Multijunction Solarzellen lag bei 45 % (Solar Energy Technologies Office, kein Datum). Aus diesem Grund wird für das optimistische Szenario ein Wirkungsgrad der PV-Anlage von 45 % angenommen. Darüber hinaus ist das Ziel dünnwandige Multijunction Solarzellen zu entwickeln, die ein Gewicht pro Quadratmeter von 0,335 kg aufweisen (Law, 2006). Diese dünnwandigen Solarzellen bieten die Basis dieses Szenarios. Da Brennstoffzellen eine theoretische Energiedichte von bis zu 3,6 kWh/kg erreichen können (Sadhasivam & al., 2016), soll dieser Grenzwert für die Berechnungen dieses Szenarios angenommen werden. Auch die theoretische Energiedichte von LIB kann teilweise über 1 kWh/kg betragen (Wenzhuo Cao, 2020), weswegen dieser Wert für das Best-Case-Szenario angenommen wird.

Wie bereits in Kapitel 4.2.2 beschrieben liegen die Kosten für eine Falcon 9 Rakete von SpaceX bei 60 Milliarden \$ bei ihrer Traglast von einer Tonne ergeben sich gewichtsspezifische Transportkosten von der Erde zum Mars in Höhe von 60.000 \$/kg. (Jermyn, 2020) Da die Kosten für eine LIB pro kWh bis 2030 auf 58 \$ sinken sollen (Statista, 2022), wird für das optimistische Szenario dieser Preis angesetzt. Die bereits in Kapitel 4.2.2 beschriebenen geringen Kosten für die Herstellung der Wasserstoffspeicher werden für S3 angenommen. In S3 wird darüber hinaus noch von größeren Skaleneffekten in der Herstellung der PEMFC ausgegangen wodurch der Preis pro Leistung auf 2622 \$/kW fällt (Battelle Memorial Institute, 2017). Und auch die Kosten für die Photovolatanlage werden nach Bobela (2015) (David C., et al., 2015) auf 160 \$/m<sup>2</sup> festgelegt. (David C., et al., 2015)

Tabelle 9: Aufstellung der für das Best-Case Szenario S3 angenommenen Parameter. Eigene Darstellung.

Parameter	Einheit	Wert	Quelle
Breitengrad	°	0	Eigene Annahme
Neigungswinkel des Solarpanels	°	18	Eigene Annahme
Wirkungsgrad der PV-Anlage	%	45	(Solar Energy Technologies Office, kein Datum)
Spezifische Masse des PV-Moduls	$\frac{kg}{m^2}$	0,335	(Law, 2006)
Selbstentladung Wasserstoffspeicher	$\frac{\%}{Sol}$	0	Eigene Annahme
Umwandlungswirkungsgrad LIB	%	90	Eigene Annahme
Umwandlungswirkungsgrad FC	%	60	(Luo, 2021)
Gravimetrische Energiedichte LIB	$\frac{kWh}{kg}$	1	(Wenzhuo Cao, 2020)
Gravimetrische Energiedichte FC	$\frac{kWh}{kg}$	3,6	(Sadhasivam & al., 2016)
Transportkosten	$\frac{\$}{kg}$	60.000	(Jermyn, 2020)
Herstellungskosten LIB	$\frac{\$}{kWh}$	58	(Statista, 2022)
Herstellungskosten Wasserstoffspeicher	$\frac{\$}{kWh}$	8,29	(Houchins & James, 2020)
Herstellungskosten PEMFC	$\frac{\$}{kW}$	2.622	(Battelle Memorial Institute, 2017)
Herstellungskosten MJ-PV	$\frac{\$}{m^2}$	160	(David C., et al., 2015)

Auch in diesem Szenario werden Dimensionierungsfaktoren für die Speichergroße festgelegt. Die angenommenen Faktoren sind in Abbildung 18 zusammengefasst.

Faktoren zur Speicherdimensionierung	Vielfaches der Solarfläche										
	1	1,2	1,4	1,6	1,8	2	2,2	2,4	2,6	2,8	3
Faktor zur Speicherdimensionierung der LIB	0,905	0,908	0,911	0,915	0,912	0,865	0,9	0,87	1	1	1
Tiefładestand der LIB in kWh	437	465	439	449	454	483	471	442	924	924	924
Faktor zur Speicherdimensionierung der FC	0,6035	0,605	0,608	0,61	0,609	0,575	0,6	0,58	1	1	1
Tiefładestand der FC in kWh	458	437	479	449	481	456	471	442	1387	1387	1387

Abbildung 18: Angenommene Faktoren zur Speicherdimensionierung für das Best-Case Szenario S3 in Abhängigkeit des Tiefładestandes des jeweiligen Speichersystems. Eigene Darstellung.

## 5 Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der EXCEL-Datei vorgestellt, die sich aus den einzelnen Szenarien ergeben. In den jeweiligen Unterkapiteln 5.1 bis 5.3 werden die Ergebnisse detailliert beschrieben und bewertet. Ein Vergleich der einzelnen Konzepte folgt in den Kapiteln 5.4 und 5.5. Die expliziten berechneten Werte der einzelnen Szenarien können der Abbildung 35 im Anhang A entnommen werden.

### 5.1 Pessimistisches Szenario S1

Zunächst wird mithilfe der EXCEL-Datei und den in Kapitel 4.2.1 beschriebenen Parametern das Gesamtgewicht für die jeweiligen Systeme berechnet. Zu dem Gesamtgewicht zählt jeweils das Gewicht der jeweiligen Speicherart sowie das Gewicht für die Solarzellen. Für das Brennstoffzellensystem wird außerdem je nach Notwendigkeit der zu Beginn benötigte Wasserstoff mit einbezogen.

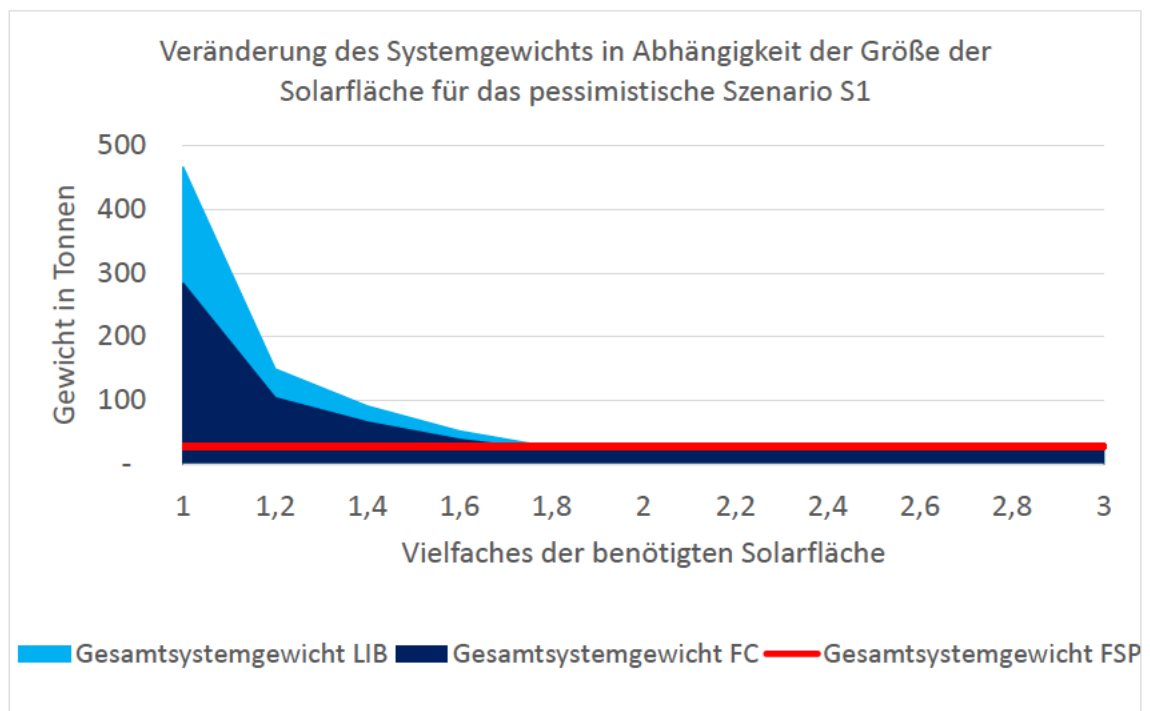


Abbildung 19: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung.

Die Abbildung 19 vergleicht für das Worst-Case-Szenario das Brennstoffzellengesamtsystem und das Lithium-Ionen-Batteriegamtsystem mit dem

von der NASA vorgeschlagenen Nuklearem Energieversorgungssystem (FSP). Dargestellt ist die Entwicklung des Gesamtgewichts des jeweiligen Energiesystems in Tonnen über die Größe der Solarfläche. Zur Versorgung der bemannten Marsmission werden 80 kW Leistung benötigt (Rucker, 2015). Um diese mittels FSP zur Verfügung zu stellen werden 8 Stück mit einem Gewicht von je 3.500 kg benötigt (Tofil, 2021). Dadurch ergibt sich für das FSP ein Gesamtgewicht von 28.000 kg, um die benötigte Energie zur Verfügung zu stellen.

Bei der einfach benötigten Solarfläche muss der Energiespeicher bei den erneuerbaren Energiesystemen so groß ausgelegt sein, um Tage mit geringer Sonneneinstrahlung kompensieren zu können. Aus der Abbildung 19 lässt sich erkennen, dass mit steigender Solarfläche das Gesamtgewicht beider Systeme stark abnimmt und sich einem Wert annähert. Dieser Effekt ist auf die verhältnismäßig schweren Speicherarten zurückzuführen.

Das Gesamtgewicht in S1 für das Brennstoffzellensystem liegt bei 283,5 Tonnen und fällt bei der doppelten Solarfläche auf ein Minimum von insgesamt 22 Tonnen. So kann durch die Erhöhung der Solarfläche eine Gesamtgewichtsersparnis des Brennstoffzellensystems von 92,2 % erzielt werden. Dieses Minimum wird bei der 1,8-fachen Solarfläche, also 4902 Quadratmetern, für das FC-System erreicht. Bei einer weiteren Steigerung der Solarfläche nimmt das Gesamtgewicht jedoch wieder zu. Dies liegt daran, dass bei der 1,8-fachen Solarfläche der Speicher nur noch für die Energiebereitstellung während der Nacht benötigt wird. Eine weitere Erhöhung der Solarfläche führt zu einer Überproduktion von elektrischer Energie.

Eine ähnliche Entwicklung ist bei dem Batteriesystem zu beobachten. Das Gesamtgewicht liegt bei einfacher Solarfläche zunächst mit 465,9 Tonnen 64,3 % oberhalb des Gesamtgewichts des Brennstoffzellensystems. Hier kann durch die Verdopplung der Solarfläche ebenfalls eine Reduktion um 95,3 % auf 21,7 Tonnen erfolgen. Damit ist das Batteriesystem bei doppelter Solarfläche sogar leichter als das Brennstoffzellensystem mit 1,8-facher Solarfläche.

Somit liegen bei einer Solarfläche von insgesamt 4.902 bzw. 5.446 Quadratmetern die jeweiligen Gesamtgewichte beider Systeme bis zu 6,3 Tonnen unterhalb des Gesamtgewichts für die Nukleare Energieversorgung für die Marsmission.

Die folgende Abbildung 20 veranschaulicht die Zusammensetzung des Gesamtsystemgewichts für das Batteriesystem in Abhängigkeit der Solarfläche. Dabei sind die Gewichtsanteile in Tonnen angegeben. Während bei der einfachen Solarfläche das Gewicht des LIB-Speichersystems mit 459,3 Tonnen 98,6 % des Gesamtgewichts ausmacht, sinkt der Anteil im Optimum mit 8,5 Tonnen auf 39,3 %.

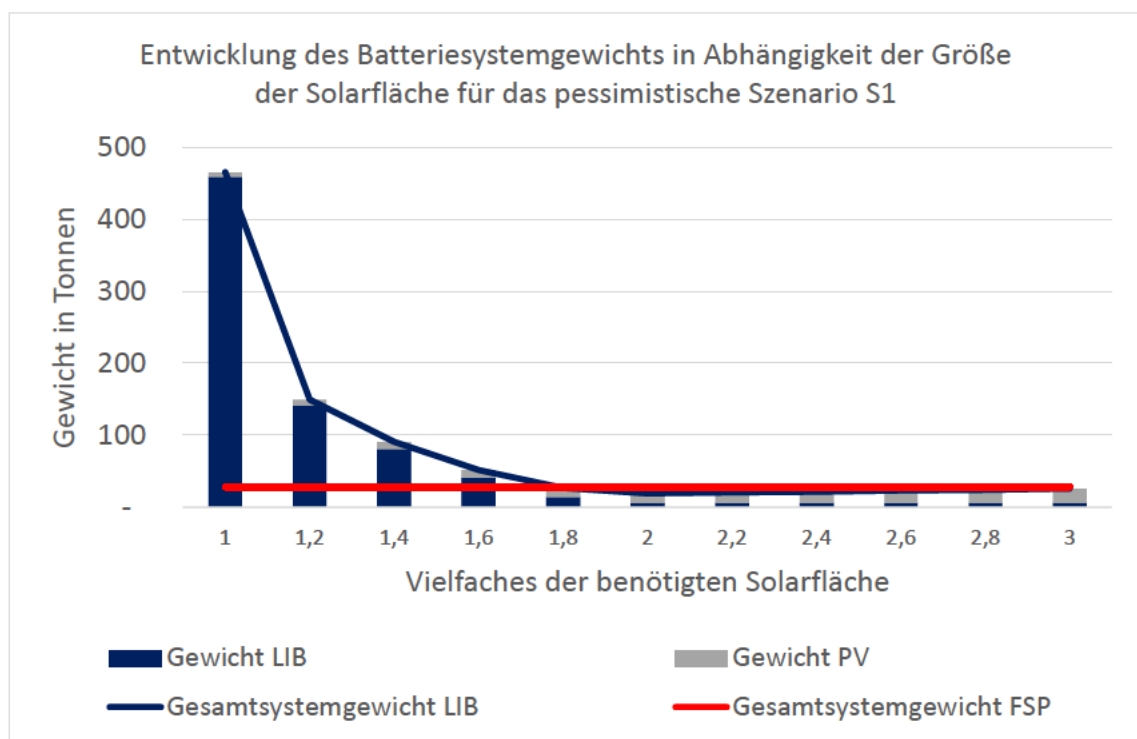


Abbildung 20: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung.

In der Abbildung 21 ist die Zusammensetzung des Gesamtgewichts des Brennstoffzellensystem in Tonnen über die Größe der Solarfläche dargestellt. Von anfänglich 276,8 Tonnen und einem Gewichtsanteil von 97,6 % sinkt das Gewicht des Brennstoffzellenspeichersystems auf 10,2 Tonnen und macht nur noch 46,2 % des Gewichts aus.

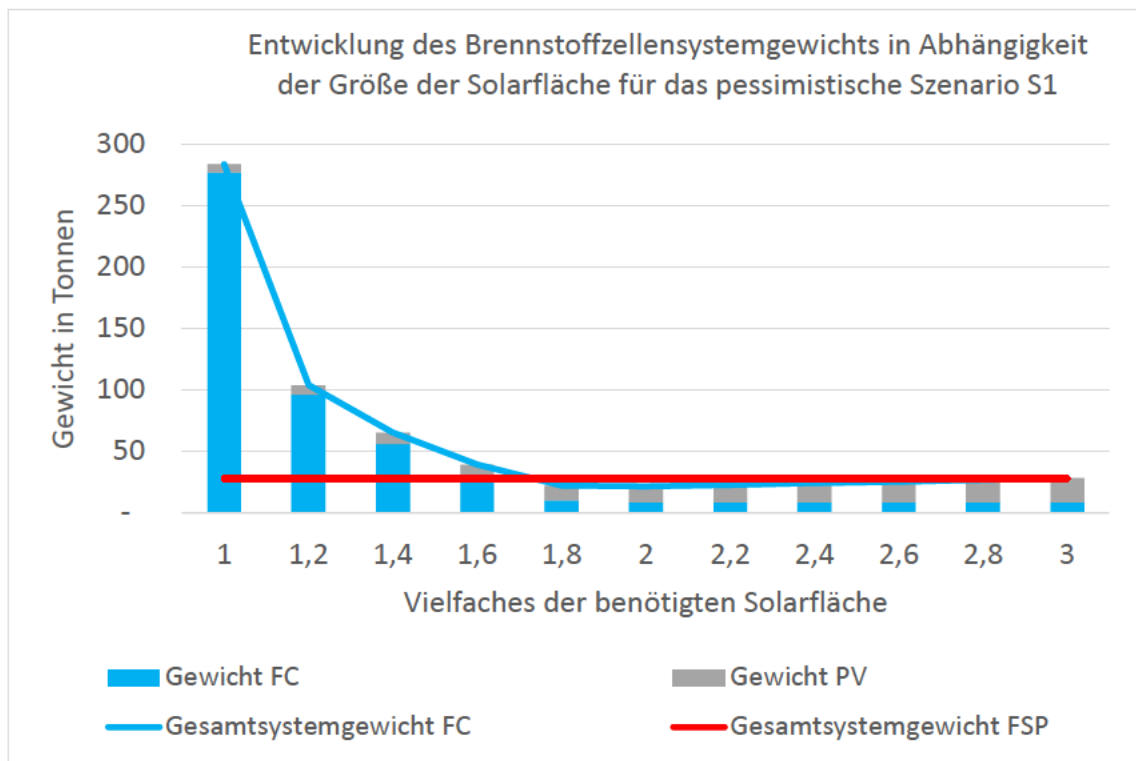


Abbildung 21: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung.

Die Reduktion der Speichergrößen durch die erhöhte Solarfläche hat einen enormen Einfluss auf das Gesamtgewicht des jeweiligen Systems. Dies hängt vor allem mit den Wirkungsgraden, der Selbstentladung und der gravimetrischen Energiedichten der Speicherarten zusammen. Neben der Reduktion der Speicherkapazitäten sind diese Faktoren weitere Einflussmöglichkeiten die Gewichte zu minimieren. Diese Parameter werden mit den folgenden Szenarien S2 und S3 verändert.

Aus den Gewichtsanteilen beider Energiesysteme lässt sich erkennen, dass bei einer optimierten Solarfläche, bzw. bei der damit verbundenen Speichergröße, das Gesamtgewicht am ehesten durch eine Wirkungsgradsteigerung der PV-Module oder deren Reduktion des spezifischen Gewichts pro Quadratmeter verringert werden kann.

Die Kosten des Systems korrelieren mit dem Gesamtgewicht des jeweiligen Speichersystems. Damit fallen die Kosten des Brennstoffzellensystems bei 1,8-facher

Solarfläche von zunächst 68,9 Mrd. \$ um 92,2% auf ein Minimum von 5,4 Mrd. \$. Somit liegen die Gesamtkosten des Brennstoffzellensystems knapp 2,3 Mrd. \$ unterhalb der Systemkosten für das FSP, dessen Gesamtkosten bei 7,7 Mrd. \$ liegen.

Die Gesamtkosten des FSP-Systems basieren auf Angaben der NASA. Diese hat im Jahr 2013 für ein 13 kW FSP Kosten in Höhe von 145 Millionen \$ prognostiziert. (Mason & Gibson, 2013) Für eine Leistung von 80 kW entstehen so Kosten in Höhe von 892 Millionen \$ für die Herstellung zuzüglich der Transportkosten zum Mars.

Die Gesamtkosten des LIB-Systems sind, wie auch das Gewicht, höher als beim FC-System. Bei einfacher Solarfläche liegen die Kosten des LIB-Systems bei 113,2 Mrd. \$. Damit ist in diesem Fall das LIB-System um 64,3 % teurer als das FC-System. Diese Kosten fallen bei doppelter Solarfläche allerdings um 95,3 % auf 5,3 Mrd. \$ und sind somit geringer als die Kosten des FC-Systems. Dies liegt an den in dem LIB-System angenommenen höheren Wirkungsgraden. Dadurch kann die benötigte Speicherkapazität verringert werden, wodurch eine Gewichtsreduktion und somit auch eine Kosteneinsparung möglich ist.

Der Verlauf der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ des jeweiligen Systems ist in Abbildung 22 über die Größe der Solarfläche abgebildet.

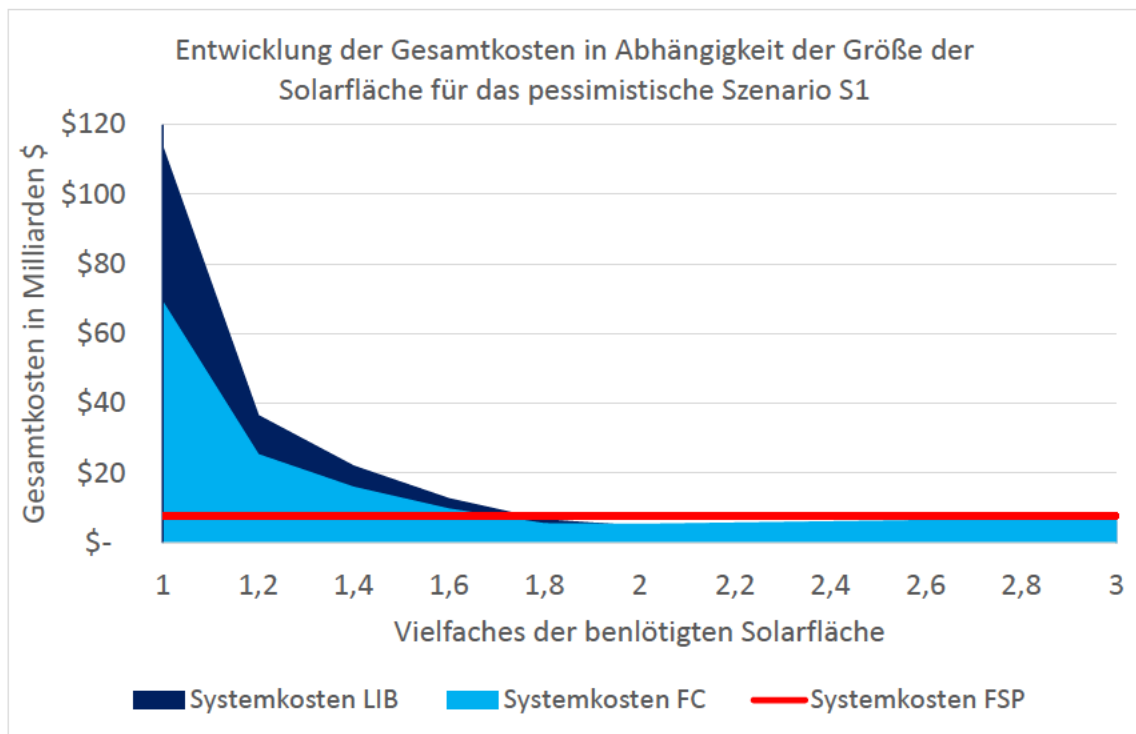


Abbildung 22: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im pessimistischen Szenario S1. Eigene Darstellung.

Die in dieser Arbeit betrachteten Gesamtkosten setzen sich aus den Herstellungskosten sowie den Transportkosten zusammen. Da der Transport pro Kilogramm in diesem Szenario mit 243.000 \$ (Jermyn, 2020) angesetzt ist, ist das Gesamtsystemgewicht wesentlicher Kostentreiber der Marsmission. Dies erklärt die starke Korrelation zwischen Gesamtsystemgewicht und Gesamtsystemkosten.

Obwohl in dem Szenario S1 der Worst-Case berechnet wird, können unter den im Rahmen dieser Arbeit getroffenen Annahmen beide Energiesysteme mit dem bisherigen von der NASA vorgestellten nuklearen Energieversorgungskonzept mithalten und sogar Einsparpotentiale bieten.

Der anfängliche Gewichts- und Kostenvorteil des FC-Systems gegenüber dem LIB-System ist auf die geringen Speicherverluste bei dem FC-System, wie auch auf die höhere gravimetrische Energiedichte zurückzuführen. Dadurch kann das FC-System den schwächeren Wirkungsgrad kompensieren.



## 5.2 Realistisches Szenario S2

Nach den Berechnungen für das pessimistische Szenario, folgen nun jene für das realistische Szenario. An dieser Stelle wird erneut zunächst das Gesamtgewicht beschrieben und verglichen. Auch im Szenario S2 liegt das Systemgewicht des LIB-Systems deutlich über dem Systemgewicht des FC-Systems. Während das LIB-System bei einfacher Solarfläche ein Gesamtgewicht von 154 Tonnen aufweist, wiegt das FC-System unter gleichen Bedingungen 79,7 Tonnen, also 39,2 % weniger. Das geringste Gesamtgewicht des LIB-Systems ergibt sich bei der Verwendung der 2,6-fachen Größe der benötigten Solarfläche und für das FC-System bei der 2,4-fachen Solarfläche. Dort reduziert sich das Gesamtgewicht des LIB-Systems um 93,4 % auf 10,1 Tonnen und das des FC-Systems um 90 % auf 7,9 Tonnen. Durch diese Gewichtsersparnis liegen beide Energiesysteme um mehr als 63,9 % unterhalb des Gewichts des FSP-Systems.

Bei einer weiteren Vergrößerung der Solarfläche als das 2,4 bzw. 2,6-fache, steigt das Gesamtgewicht erneut an, da eine weitere Steigerung keine Reduktion der Speicherkapazität zur Folge hat. Dieser Verlauf des Systemgewichts in Tonnen über die Größe der Solarfläche ist in der Abbildung 23 zu sehen.

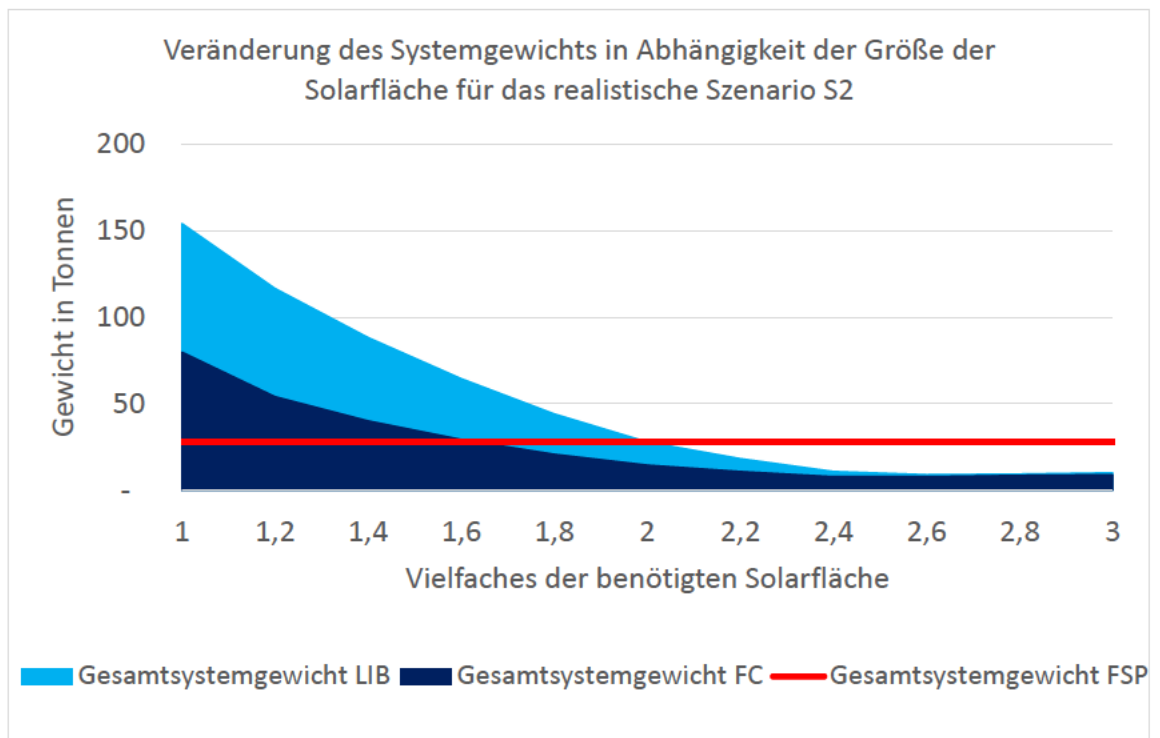


Abbildung 23: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung.

In diesem Szenario nimmt der LIB-Speicher erneut einen großen Teil des Gesamtgewichts des LIB-Systems ein. Dies lässt sich in Abbildung 24 erkennen, welche die Zusammensetzung der Gewichtsanteile des LIB-Systems in Abhängigkeit der Solarfläche angibt. Der Anteil des PV-Gewichts liegt bei einfacher Solarfläche mit 2,5 Tonnen bei unter 1,7% des Gesamtgewichts. Dieses Verhältnis nimmt mit Abnahme der Speicherkapazität zu. Dadurch steigt der Gewichtsanteil der PV-Module durch ein Gewicht von 6,6 Tonnen auf 65,3 %.

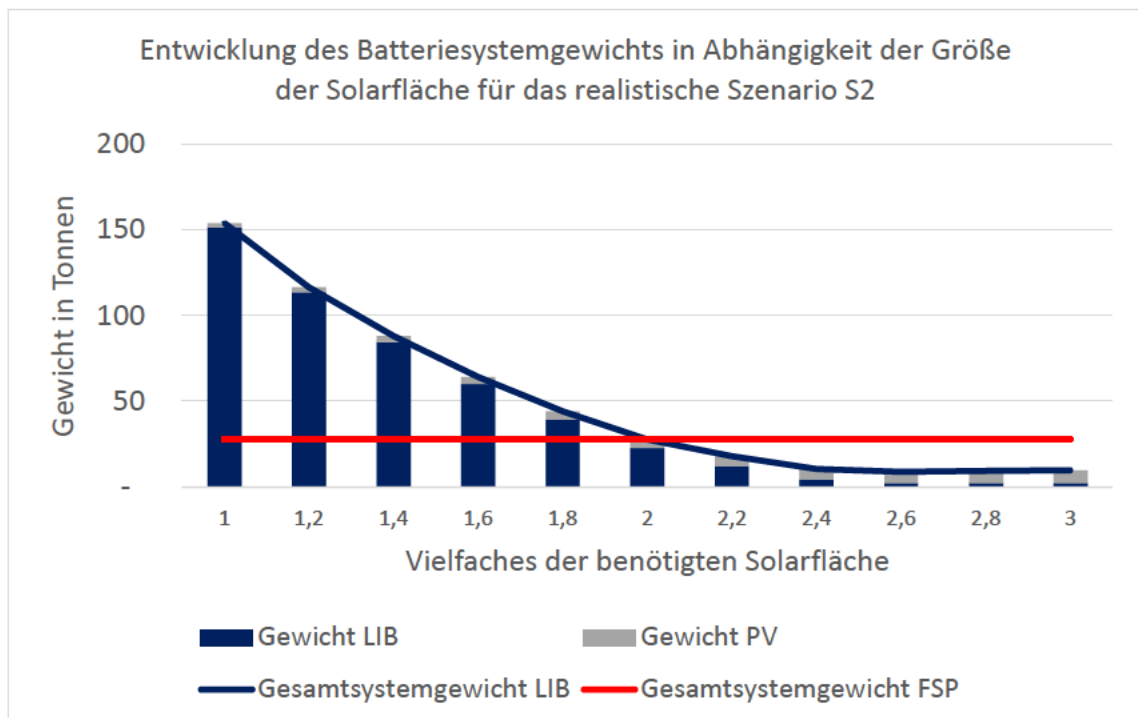


Abbildung 24: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung.

Ein ähnliches Verhältnis ergibt sich bei dem FC-System, was sich der Abbildung 25 entnehmen lässt, welche analog zum LIB-System die Entwicklung der Gewichtsanteile über die Größe der Solarfläche angibt. Der Gewichtsanteil der PV-Module beträgt mit 2,5 Tonnen etwa 3,1 % des Gesamtsystemgewichtes des FC-Systems. Im gewichtsoptimierten Bereich beim 2,4-fachen der benötigten Solarfläche erhöht sich der Anteil auf insgesamt 77,2 %.

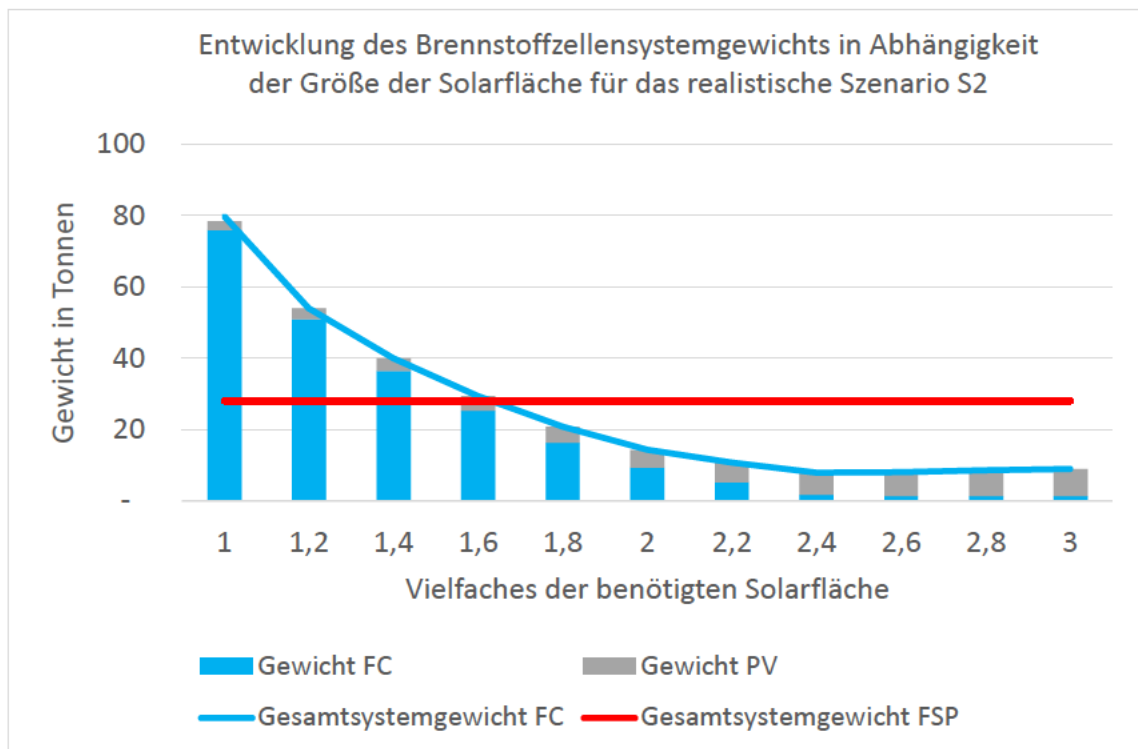


Abbildung 25: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung.

Auch in diesem Szenario lässt sich eine weitere Gewichtsreduktion des jeweiligen Gesamtsystems am einfachsten durch eine Wirkungsgradoptimierung der PV-Module oder eine durch eine Reduktion des spezifischen Gewichts der PV-Module erreichen.

Auch für dieses Szenario wurden die Gesamtkosten in \$ kalkuliert. Die Abbildung 26 vergleicht die Kostenentwicklung aller des FC-Systems und des LIB-Systems mit den Gesamtkosten des FSP-Systems. Dabei werden die Gesamtkosten über die Größe der Solarfläche abgebildet. In diesem Fall liegen die Kosten des LIB-Systems bei einfacher Solarfläche mit 23,3 Mrd. \$ etwa 88 % höher als die Gesamtkosten des FC-Systems, die bei 12,5 Mrd. \$ liegen. Durch die Erhöhung der Solarfläche können die Systemkosten in diesem Szenario auf 1,2 Mrd. \$ für das FC-System und auf 1,5 Mrd. \$ für das LIB-System gesenkt werden. Das entspricht jeweils einer Reduktion von 90,4 % bzw. 94 %. Durch diese Optimierung gelingt es deutlich geringere Kosten im Vergleich zum FSP-System zu verursachen. Das FSP-System erzeugt Gesamtsystemkosten in Höhe von 5,1 Mrd. \$,

was über das 4-fache an Kosten hervorruft, als das FC-System und über den 3,4-fachen Kosten des LIB-Systems entspricht. Dadurch sind die erneuerbaren Energiesysteme im Hinblick auf diese Kosten nicht nur konkurrenzfähig zum FSP-System, sondern sorgen sogar für massive Einsparungen von bis zu 3,9 Mrd. \$.

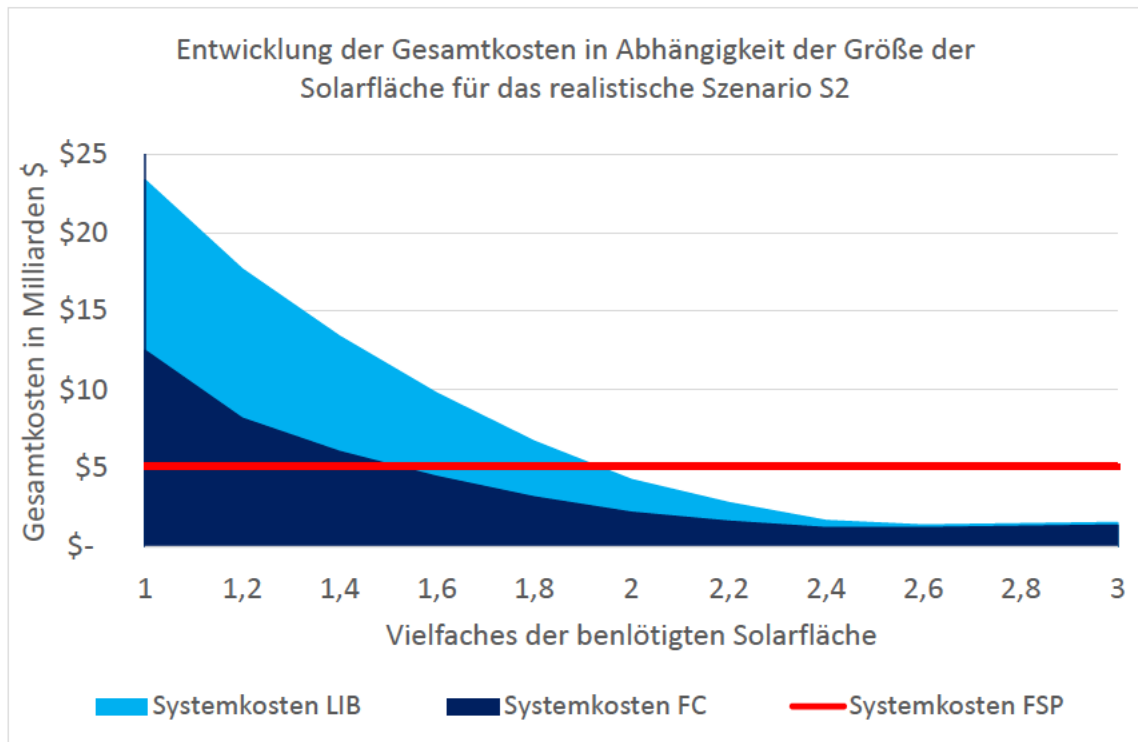


Abbildung 26: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im realistischen Szenario S2. Eigene Darstellung.

Der große Kostenvorteil des FC-Systems gegenüber dem LIB-System ist vor allem auf das geringere Gewicht zurückzuführen, welches zum einen von der höheren Energiedichte des FC-Systems beeinflusst wird, zum anderen aber auch von den hier angenommenen nicht vorhandenen Speicherverlusten des Wasserstoffspeichers. Diese Faktoren gleichen den Nachteil des schlechteren Wirkungsgrades des FC-Systems wieder aus.

### 5.3 Optimistisches Szenario S3

Nachdem das pessimistische und realistische Szenario vorgestellt wurden, wird jetzt auf die Ergebnisse des optimistischen Szenarios eingegangen. Diese Ergebnisse werden aufgrund der angenommenen Werte, welche die höchsten Wirkungsgrade mit den geringsten Kosten kombinieren, am günstigsten ausfallen.

Die Abbildung 27 zeigt die Entwicklung der Systemgesamtwichte der einzelnen Energiesysteme in Tonnen in Bezug auf die Größe der Solarfläche. Bei einfacher Solarfläche liegt das Systemgesamtwicht des LIB-Systems bei 89,8 Tonnen. Das Gewicht des FC-Systems unterschreitet selbst bei großer Speicherauslegung mit 22,9 Tonnen das Gesamtwicht des FSP-Systems um 5,1 Tonnen. Während zum Minimalgewicht des LIB-Systems eine Senkung des Gewichts um 96,3 % auf 3,3 Tonnen möglich ist, reduziert sich das Gewicht des FC-Systems maximal um 93 % auf 1,6 Tonnen. Das Gewichtsoptimum des FC-Systems wird beim 2,4-fachen der benötigten Solarfläche erreicht und das des LIB-Systems bei dem 2,6-fachen. Somit wird in diesem Szenario eine Solarfläche von 4.732 bzw. 5.127 Quadratmetern benötigt, um das Gewicht der beiden erneuerbaren Systeme auf ein Minimum zu reduzieren. Eine jeweils weitere Erhöhung der Solarfläche hat bei beiden Systemen eine Steigerung des Systemgewichts zur Folge, da durch den weiteren Ausbau der Solarfläche keine Speicherverkleinerung mehr erreicht werden kann.

Aufgrund der hohen angenommenen Energiedichte des FC-Systems von 3,6 kWh/kg, der Annahme, dass beim Wasserstoffspeicher keine Speicherverluste auftreten und dem Wirkungsgrad von 60 %, ist das FC-System deutlich leichter als das LIB-System. Die Differenz zwischen den Gewichten beider Systeme wird geringer, da der Anteil der Speichergewichte immer kleiner wird.

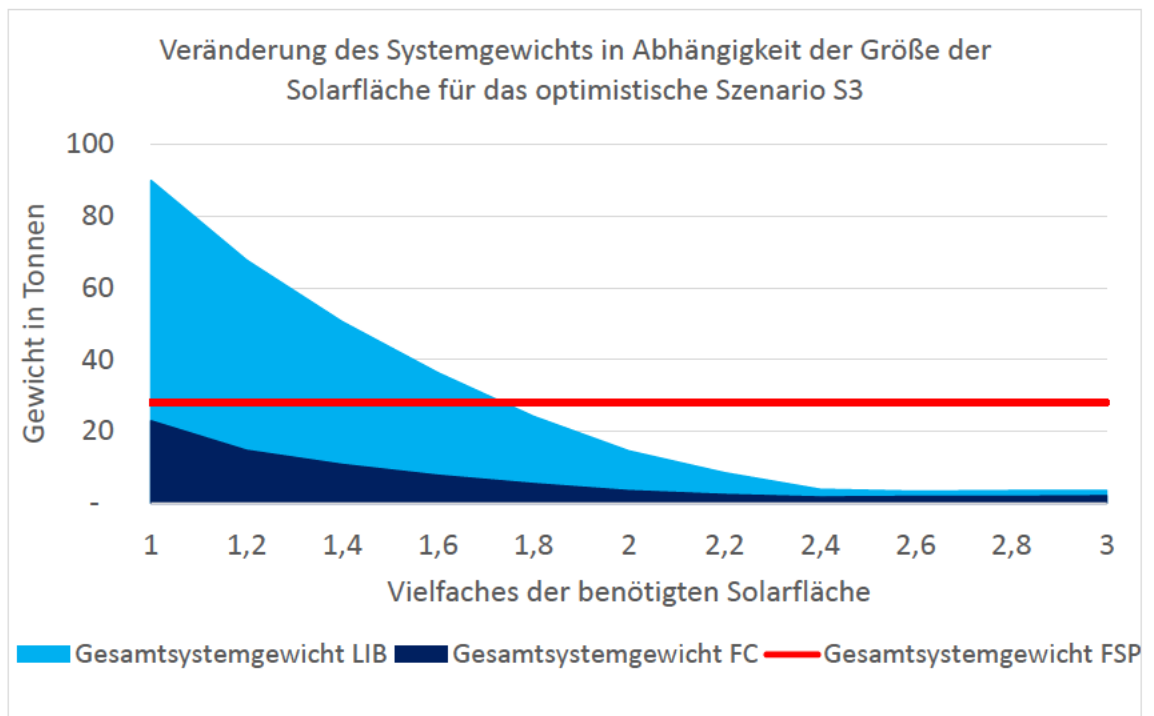


Abbildung 27: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung.

Diesen Verlauf der Gewichtsanteile beschreibt die Abbildung 28 für das LIB-System in Tonnen über die Größe der Solarfläche. Dabei wird in Gewichtsanteile der PV-Module und in Gewichtsanteile des LIB-Speichersystems unterschieden. Bei einfacher Solarfläche liegt der Gewichtsanteil des LIB-Speichersystems mit 89,3 Tonnen bei 99,4% des Gesamtgewichts des LIB-Systems. Durch die Reduktion des Speichergewichts und das gleichzeitig steigende Gewicht für die PV-Module, erhöht sich dessen prozentualer Anteil vom LIB-Gesamtgewicht von 0,6 % auf 67 %. Eine weitere Reduktion des Gesamtgewichts des LIB-Systems scheint nach Betrachtung der angenommenen Parameter kaum noch erreichbar zu sein, da weder die Parameter des LIB-Speichersystems noch die PV-Modul-Parameter ernsthafte Verbesserungen erwarten lassen.



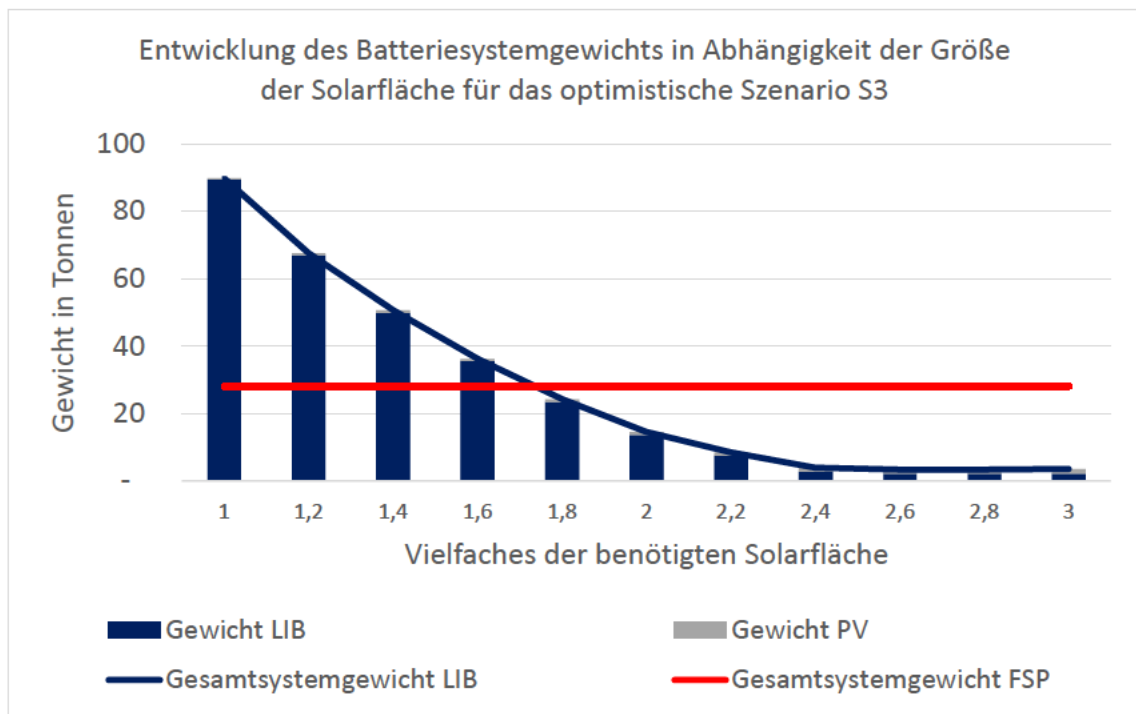


Abbildung 28: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System) differenziert nach dem Gewicht für die Lithium-Ionen-Batterie und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung.

Analog zur Abbildung 28 stellt die Abbildung 29 die Zusammensetzung des Gesamtgewichtes für das FC-System in Abhängigkeit der Solarfläche dar. An dieser Stelle lässt sich der bereits beschriebene Gewichtsvorteil gegenüber dem FSP-System deutlicher erkennen. Bei einfacher Solarfläche weist das Gewicht des FC-Speichersystems mit 22,4 Tonnen einen Anteil am Gesamtsystemgewicht von 98 % auf. Dieser Anteil sinkt durch die Gewichtsoptimierung auf 31,7 %. Ähnlich wie beim LIB-System sind weitere Gewichtseinsparungen im FC-System sehr unwahrscheinlich. Eine weitere Verringerung des Gewichts mit Hilfe der beeinflussbaren Parameter wäre durch eine Wirkungsgradsteigerung der Brennstoffzelle jedoch denkbar.



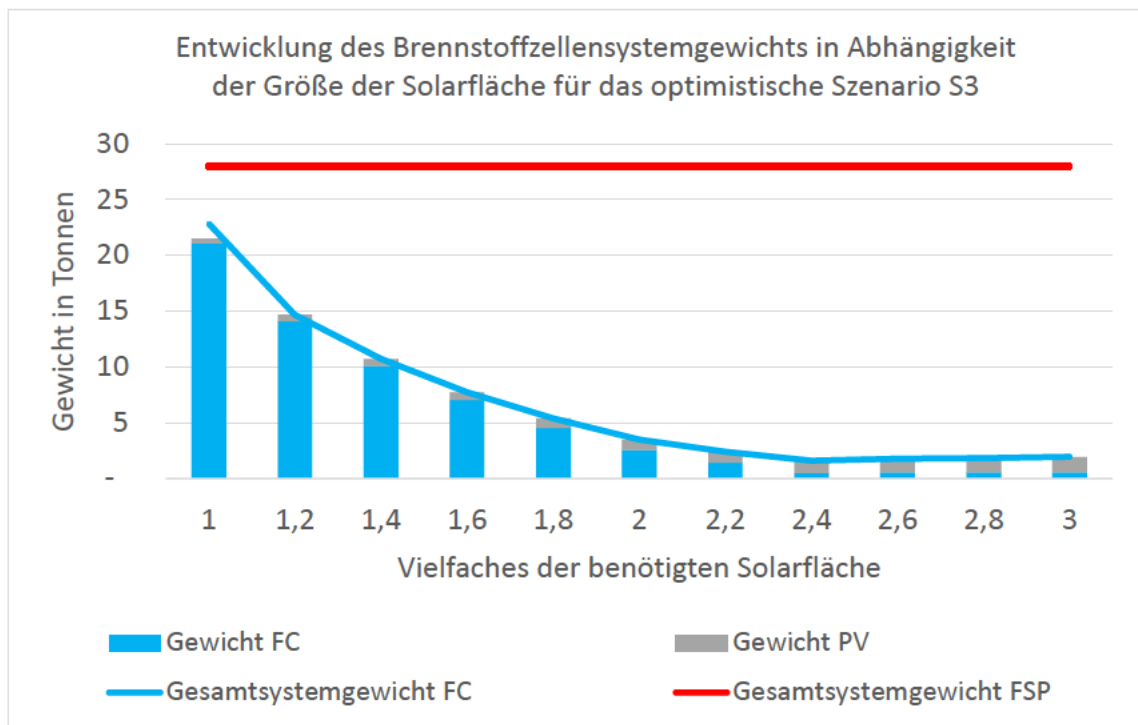


Abbildung 29: Zusammensetzung des Gesamtgewichtes in Tonnen für das Brennstoffzellensystem (FC-System) differenziert nach dem Gewicht für die Brennstoffzelle mit dem dazugehörigen Wasserstoffspeicher und dem Gewicht für die Photovoltaik-Module (PV). Verglichen wird das Gesamtgewicht des LIB-Systems mit dem des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung.

Wie auch in den vorherigen Szenarien, lässt sich zwischen dem Gesamtsystemgewicht und den Gesamtsystemkosten eine starke Korrelation erkennen. Dabei liegen die Gesamtkosten für das LIB-System mit 5,4 Milliarden \$ bei mehr als den doppelten Kosten des FSP-Systems. Erst durch die Steigerung der Solarfläche wird das LIB-System günstiger als das FSP-System. Die geringsten Kosten für das LIB-System werden bei 2,6-facher Größe der benötigten Solarfläche erreicht. Dort sind die Kosten mit 196,8 Millionen \$ um 96,4 % geringer. Die Kosten des FC-Systems haben einen ähnlichen Trend. Bei einfacher Solarfläche liegen die Kosten mit 1,5 Mrd \$ für das FC-System zwar deutlich unter den Kosten für das FSP-System, allerdings lassen sich an dieser Stelle durch Minimierung des FC-Speichers die Kosten um 93,6 % auf 96 Millionen \$ senken.

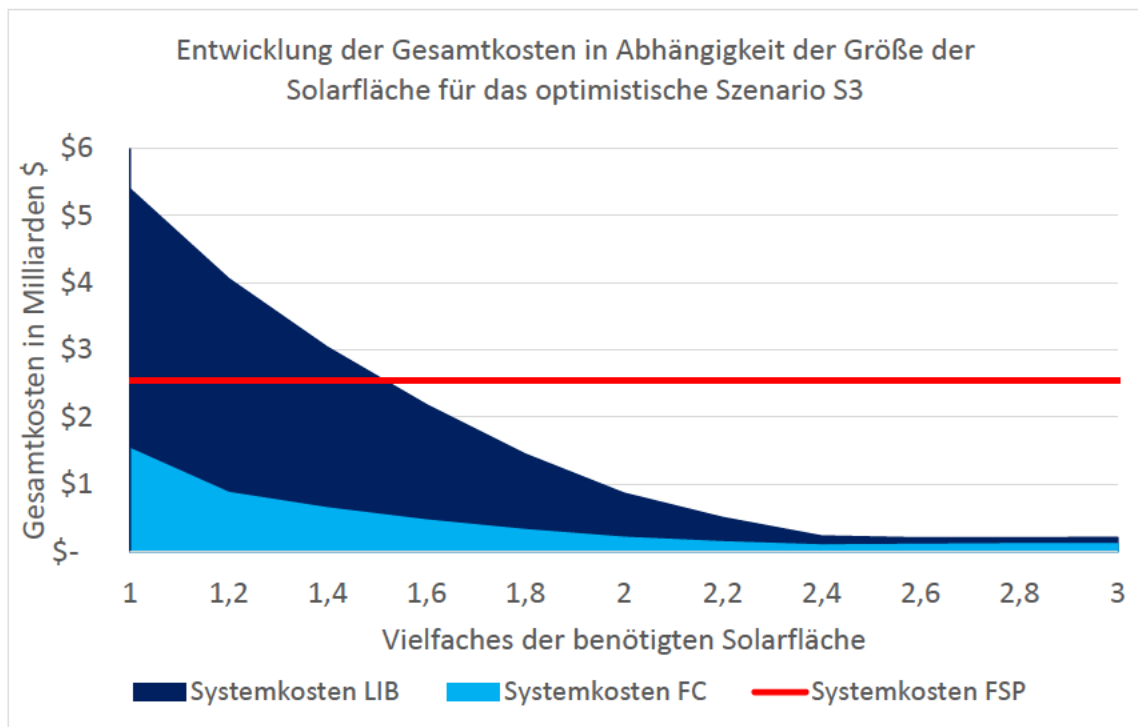


Abbildung 30: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Milliarden \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden das Lithium-Ionen-Batteriesystem (LIB-System), das Brennstoffzellensystem (FC-System) und das Nuklearsystem der NASA (FSP-System) im optimistischen Szenario S3. Eigene Darstellung.

Somit weisen die erneuerbaren Energiesysteme im Rahmen dieser Arbeit gesetzten Grenzen einen klaren Kostenvorteil gegenüber dem FSP-System auf. Wodurch sich in dem optimistischen Szenario durch ein erneuerbares Energiekonzept bis zu 2,45 Mrd. \$ einsparen lassen.

#### 5.4 Vergleich der Szenarien in Bezug auf das Gewicht

Nachdem innerhalb der Szenarien die einzelnen Energiesysteme verglichen wurden, werden im Folgenden die Ergebnisse der einzelnen Szenarien in Hinblick auf das Gewicht der jeweiligen Systeme untersucht.

In der Abbildung 31 sind die Gesamtgewichte des Brennstoffzellensystems aus den Szenarien S1, S2 und S3 im Vergleich zum Gesamtgewicht des FSP-Systems dargestellt. In den Szenarien S2 und S3 liegt das jeweilige Gesamtgewicht bei einfacher Solarfläche mit 283,5 Tonnen in S1 und 79,7 Tonnen in S2 deutlich über dem Gewicht des FSP-Systems mit 28 Tonnen. Lediglich im Szenario S3 unterschreitet das Gesamtgewicht des FC-Systems bereits bei einfacher Solarfläche mit 22,9 Tonnen das

Gewicht des FSP-Systems. Während das FC-System im Szenario S1 das minimale Gewicht von 22,1 Tonnen bei 1,8-facher Solarfläche, wird das Minimum von 7,9 Tonnen bzw. 1,6 Tonnen in den Szenarien S2 bzw. S3 bei der jeweils 2,4-fachen Solarfläche erreicht. In allen drei Szenarien ist unter dem Aspekt des Gesamtgewichts die Ausgestaltung der Energieversorgung durch die Kombination von Photovoltaikmodulen und Wasserstoffspeicher mit Brennstoffzelle dem FSP-System vorzuziehen.

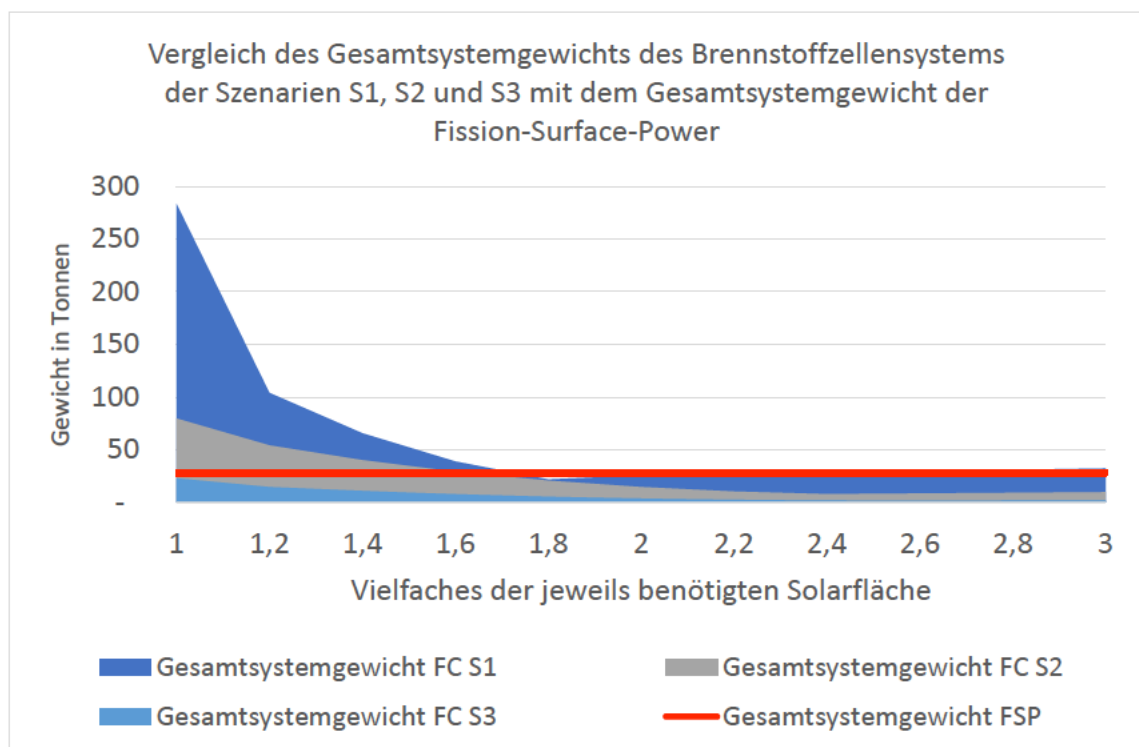


Abbildung 31: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Brennstoffzellensystem (FC-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind dem Gesamtsystemgewicht des Nuklearsystems der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.

Die starken Unterschiede des Gesamtgewichts bei einfacher Solarfläche der einzelnen Szenarien sind vor allem auf den jeweils angenommenen Wirkungsgrad der Brennstoffzelle und der PV-Module, der angenommenen gravimetrischen Energiedichte sowie auf das spezifische Gewicht der PV-Module zurückzuführen. Einen weiteren großen Einfluss auf das Gesamtgewicht des FC-Speichersystems hat der Breitengrad des Standorts, da eine steigende Entfernung vom Äquator für eine stärkere Schwankung der Tageslängen über die Missionsdauer führt. Werden die Tage kürzer, kann mit Hilfe der Photovoltaikanlage auch nur über einen kürzeren Zeitraum elektrische Energie

bereitgestellt werden. Somit muss der Speicher größer ausgewählt werden, damit in der übrigen Zeit die benötigte Leistung zur Verfügung gestellt werden kann. Der Breitengrad von 30 ° ist ebenfalls der maßgebende Faktor dafür, dass das Minimum des Gesamtgewichts im Szenario S1 bereits bei der 1,8-fachen Solarfläche erreicht ist. Jedoch ist an dieser Stelle zu erwähnen, dass die 1,8-fache Solarfläche im Szenario S1 einer Gesamtfläche von 4.902 Quadratmetern entspricht und das 2,4-Fache der benötigten Solarfläche in Szenario S2 4.040 Quadratmetern und in S3 4.732 Quadratmetern entspricht. Das bedeutet, dass an dieser Stelle kein absoluter Vergleich der Solarflächen möglich ist.

Ähnliche Effekte lassen sich auch beim LIB-System beobachten. Diese sind in der Abbildung 32 erkennbar. Dort ist das Gesamtsystemgewicht des LIB-Systems des jeweiligen Szenarios über das Vielfache der jeweils mindestens benötigten Solarfläche aufgetragen. Bei einfacher Solarfläche liegt das Gesamtsystemgewicht im Szenario S1 bei 465,9 Tonnen und damit bei dem mehrfachen der Systemgewichte der Szenarien S2 mit 154 Tonnen und S1 mit 89,8 Tonnen. Auch das Gewicht des LIB-Systems fällt in allen drei Szenarien in dessen Gewichtsoptimum unterhalb des Gesamtsystemgewichts des FSPs. Dieses ist im Szenario S1 bereits bei der doppelten Solarfläche erreicht, in den Szenarien S2 und S3 hingegen erst bei der 2,6-fachen Solarfläche. Dieser Unterschied ist erneut auf den Breitengrad des Standortes zurückzuführen. Die weiteren Gewichtsunterschiede aller Szenarien sind darüber hinaus auf die Wirkungsgrade der PV-Module und des Speichers, die spezifische Masse der PV-Module und die gravimetrische Energiedichte zurückzuführen. Einen Vergleich der absoluten Solarfläche lässt die Abbildung 32, aus den bereits oben genannten Gründen, nicht zu.

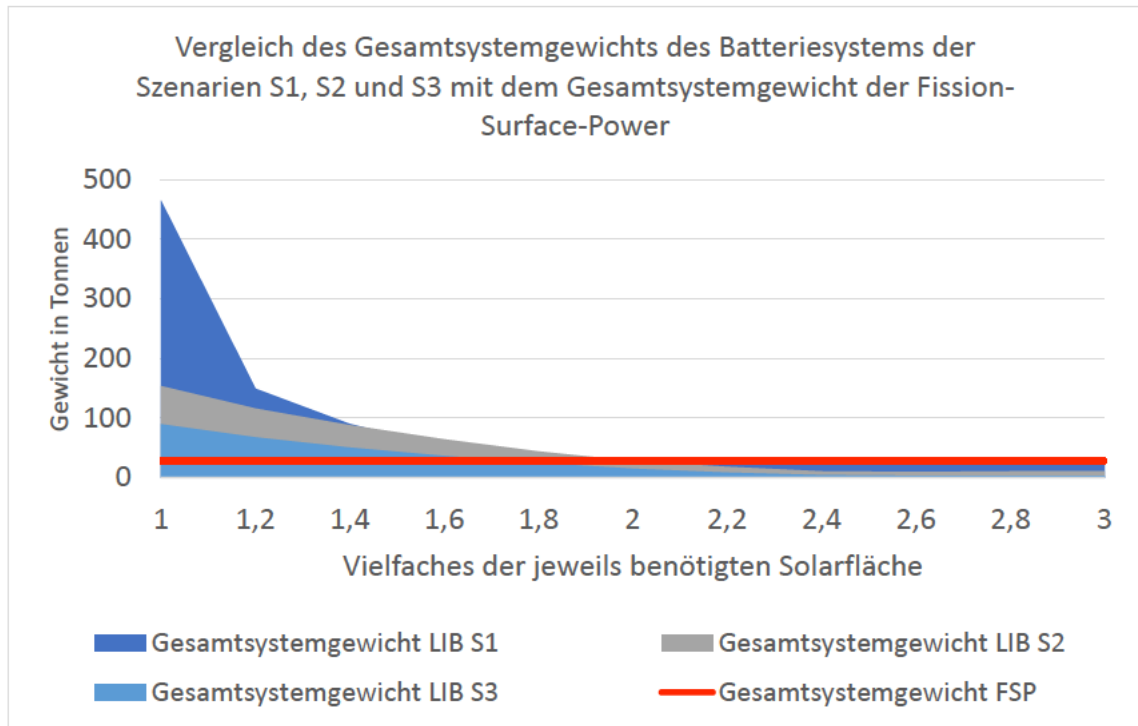


Abbildung 32: Vergleich der Gesamtsystemgewichte in Tonnen über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Lithium-Ionen-Batterie-System (LIB-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind dem Gesamtsystemgewicht des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.

Um die Szenarien bezüglich der Solarfläche miteinander vergleichen zu können, sind in der folgenden Tabelle die jeweiligen absoluten Solarflächen angegeben. Daran ist zu erkennen, dass durch die Wirkungsgradsteigerung der PV-Module eine große Einsparung an Solarfläche erreicht werden kann.

Tabelle 10: Darstellung der für die einzelnen Szenarien benötigten Solarflächen in Quadratmetern. Eigene Darstellung.

Szenario	Gesamtsolarfläche der einzelnen Szenarien										
	1	1,2	1,4	1,6	1,8	2	2,2	2,4	2,6	2,8	3
S1	2.723	3.268	3.813	4357	4902	5447	5992	6536	7081	7626	8170
S2	2.020	2.424	2.828	3233	3637	4041	4445	4849	5253	5657	6061
S3	1.347	1.616	1.886	2155	2424	2694	2963	3233	3502	3771	4041

## **5.5 Vergleich der Szenarien in Bezug auf die Kosten**

Wie bereits in Kapitel 5.1 bis 5.3 beschrieben, ist eine starke Korrelation zwischen den Systemkosten und dem Gesamtsystemgewicht vorhanden. Dies zeigt sich erneut beim Vergleich der einzelnen Szenarien. Da neben den Speicher- und Solarparametern auch die Kostenparameter über die Szenarien hinweg verändert werden, sind auch unterschiedliche Szenarien für das FSP-System abgebildet. Die Abbildung 33 veranschaulicht die Kostenentwicklung in Mrd. \$ des Batteriesystems aller drei Szenarien über das Vielfache der jeweils benötigten Solarfläche. Durch die Anpassung der entsprechenden Parameter fallen die Gesamtkosten für das Batteriesystem von zunächst 140,1 Mrd. \$ im Szenario S1 um 79,4 % auf 23,3 Mrd. \$ in S2 und im Szenario S3 um weitere 76,8 % auf 5,3 Mrd. \$. Durch das Anpassen der Solarfläche, können dann im Szenario S3 die Kosten auf ein Minimum von 196,8 Millionen \$ gesenkt werden. Durch die zusätzliche Variation der Kostenparameter fallen die Kostenunterschiede zwischen den einzelnen Szenarien größer aus als die Gewichtsunterschiede. Durch die Anpassung der Transportkosten sinken die Gesamtkosten des FSP-Systems von 7,7 Mrd. \$ in S1 über 5,1 Mrd. \$ in S2 auf 2,6 Mrd. \$. Dabei sind die Gesamtkosten des Batteriesystems im gewichtsoptimierten Bereich in jedem Szenario geringer als die Kosten des entsprechenden FSP-Systems.

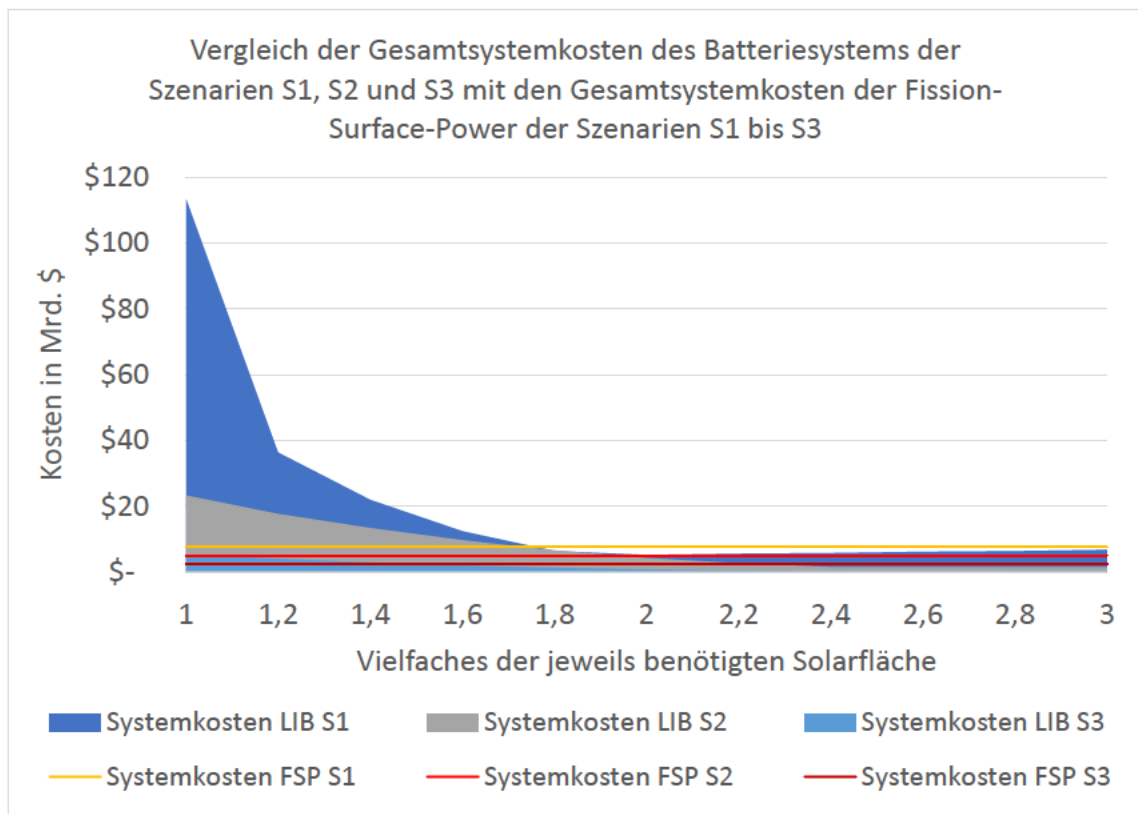


Abbildung 33: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Mrd. \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Lithium-Ionen-Batterie-System (LIB-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind den Gesamtsystemkosten der verschiedenen Szenarien des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.

Ähnlich verhält sich der Kostenverlauf des FC-Systems. Während die Kosten im Szenario S1 bei einfacher Solarfläche bei 68,9 Mrd. \$ liegen und durch die Parametervariationen im Szenario S2 um 82 % auf 12,5 Mrd. \$ bzw. im Szenario S3 um 97,8% auf 1,5 Mrd. \$ sinken, fallen die Kosten in den gewichtsoptimierten Bereichen von 5,3 Mrd. \$ um 77,4 % auf 1,2 Mrd. \$ im Szenario S2 bzw. um 99,2 % auf 96 Mio. \$. Wie beim LIB-System liegen die jeweiligen geringsten Kosten des entsprechenden FC-Systems unterhalb des dazugehörigen FSP-Systems. Auch für dieses Energiesystem verstärken die verschiedenen Kostenparameter die Einsparpotentiale der einzelnen Szenarien.



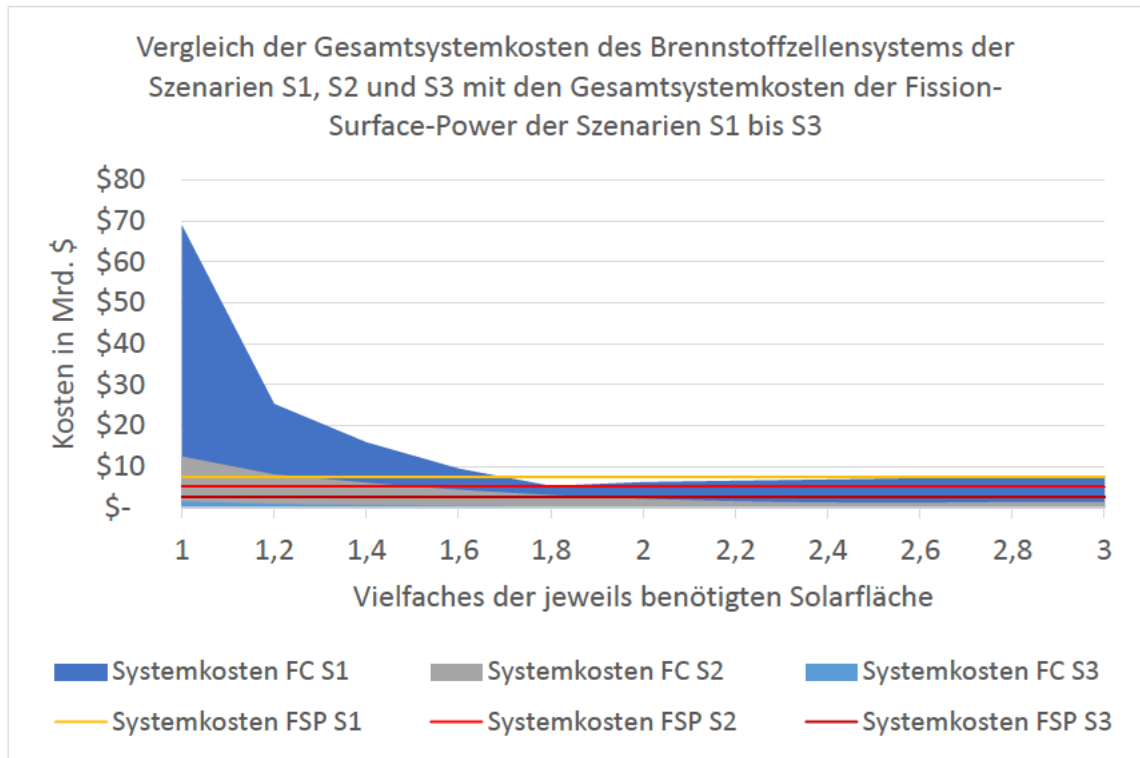


Abbildung 34: Vergleich der Gesamtsystemkosten in Mrd. \$ über das Vielfache der mindestens benötigten Solarfläche. Verglichen werden für das Brennstoffzellensystem (FC-System) die Ergebnisse des optimistischen Szenarios (S1), des realistischen Szenarios (S2) und des optimistischen Szenarios (S3). Diese Szenarien sind den Gesamtsystemkosten der verschiedenen Szenarien des Nuklearsystem der NASA (FSP-System) gegenübergestellt. Eigene Darstellung.



## 6 Fazit, Diskussion und Ausblick

Diese Arbeit hat sich mit der Entwicklung eines erneuerbaren Energiekonzeptes für eine bemannte Marsmission als Alternative zum bisherig geplanten FSP-System beschäftigt. Ziel war neben der Entwicklung eines Programms zur Auslegung eines Solarenergiekonzeptes auch die konkrete Entwicklung eines Energiekonzeptes.

Das erste Ergebnis dieser Arbeit ist eine Berechnungsmethode mit dazugehöriger EXCEL-Datei. Diese ist in Abhängigkeit verschiedenster Parameter für ein Energiesystem, bestehend aus PV-Modulen und LIB-Speicher, sowie für ein Energiesystem, bestehend aus PV-Modulen, Wasserstofftank und URFC, jeweils elf Varianten zur Ausgestaltung des Konzeptes berechnet. Damit berechnet das Tool je Szenario 22 Energiekonzepte und bestimmt deren Gesamtgewicht sowie die Gesamtkosten. Die Parameter sind in vier Kategorien aufgeteilt: Solarparameter, Parameter für den Energiebedarf, Speicherparameter und Kostenparameter. Nach der Erstellung der drei Szenarien S1, S2 und S3, die ein pessimistisches, ein realistisches und ein optimistisches Szenario darstellen, wurden diese mithilfe der vorher entwickelten EXCEL-Datei berechnet.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass aus energetischer Hinsicht die erneuerbaren Energiesysteme unter Gewichtsaspekten und Kostenaspekten nicht nur konkurrenzfähig sind, sondern sogar große Einsparpotentiale aufweisen. In allen drei Szenarien ergaben die Berechnungen sowohl für das FC-System als auch für das LIB-System nicht nur geringere Gesamtgewichte, sondern auch geringere Kosten. So liegen die Kosten je nach Szenario zwischen 30 % und 62 % unter den Kosten für das FSP-System. Die Gesamtgewichte der erneuerbaren Energiesysteme liegen zwischen 23 % und 94 % unterhalb der des FSP-Systems.

Die Ergebnisse der einzelnen Szenarien ließen erkennen, dass mit sinkender Speicherkapazität nicht nur das jeweilige Systemgewicht um bis zu 95 % reduziert werden konnte, sondern auch die Systemkosten um bis zu 96 % gesenkt werden konnten. Einen besonders großen einsparenden Einfluss auf die Ergebnisse hatte die Reduktion der Speichergröße. Die minimale Speicherkapazität muss sicherstellen, dass der jeweilige Speicher genügend Energie für den nächtlichen Energiebedarf zur Verfügung stellt und Schwankungen während der Stromerzeugung durch die PV-Module ausgleichen kann. Diese Verringerung lässt sich durch eine Erhöhung der Solarfläche

erreichen. Je nach Szenario wird eine maximal Solarfläche zwischen 3502 m<sup>2</sup> und 5253 m<sup>2</sup> benötigt. Aufgrund der höheren Energiedichte und den geringeren Speicherverlusten des FC-Systems, ist es trotz schlechteren Wirkungsgraden unter den hier berücksichtigten Aspekten die leichtere und kostengünstigere Variante in allen drei Szenarien im Vergleich zum LIB-System. Dies macht das FC-System zur geeigneteren Variante für die Energiespeicherung.

Die Energiedichten der jeweiligen Speichersysteme und deren Wirkungsgrade sind maßgebliche Treiber des Systemgewichts sowie für die damit korrelierenden Gesamtkosten. Eine Steigerung der Wirkungsgrade, eine Erhöhung der gravimetrischen Energiedichten und die Auswahl eines entsprechenden Landeplatzes kann in beiden Systemen zu Gewichtseinsparungen führen. Diese betragen im LIB-System bis zu 80,7 % und im FC-System bis zu 90,1 %. Eine Änderung der Kostenparameter verstärkt lediglich die Auswirkungen durch die Variation der technischen Parameter. Insbesondere in den Berechnungen mit geringer Speicherkapazität und dafür steigender Solarfläche hat der Wirkungsgrad sowie das spezifische Gewicht der PV-Module einen erheblichen Einfluss auf die Ergebnisse.

Die Ergebnisse dieser Arbeit sind allerdings nur unter Berücksichtigung der getroffenen Annahmen und den in dieser Arbeit vorgenommenen Vereinfachungen zu verwenden. Zunächst wurden zur Simplifizierung der Berechnungen Annahmen für die Berechnungsmethodik verwendet. Die Kalkulation der Stromgewinnung geht davon aus, dass ein Sol nur 24 Stunden hat, wohingegen ein Marstag in etwa 24,65 Stunden hat. Dadurch kommt es zu einer Unterschätzung der tatsächlichen erzeugten elektrischen Energie. Die Berechnung der Speicherkapazitäten berücksichtigt nur die energetischen Komponenten und lässt die Lade- und Entladeleistungen außer Acht. Zudem wurden die täglichen Schwankungen der Stromerzeugung nicht berücksichtigt und angenommen, dass der jeweilige Speicher groß genug ist, um diese Schwankungen ausgleichen zu können. Auch die Betrachtung der optischen Dicken wird in diesem Tool etwas unterschätzt, da das Berechnungstool stets auf den kleineren verfügbaren Wert zurückgreift. Will man an dieser Stelle eine genauere Berechnung für die oberen optischen Dicken, ist eine Interpolation der Nettosolarstrahlungen von Appelbaum zwischen den verschiedenen optischen Dicken notwendig. Bei der Kostenbetrachtung der einzelnen Szenarien begrenzt sich diese Kalkulation auf die Herstellungskosten und die Transportkosten. Die Kosten für den Aufbau vor Ort und notwendigen Hilfsmitteln sind zunächst von der Kalkulation ausgeschlossen. Außerdem sind in dieser Arbeit nur

die Hauptkomponenten betrachtet wurden, dazu zählen die PV-Module, die LIB bzw. der Wasserstofftank und die FC. Weitere Komponenten wie z.B. Steuerungstechnik, ggf. benötigte Wechselrichter und weitere Aspekte wurden nicht beachtet. Für diese Aspekte kann das Tool nachträglich erweitert werden.

Weitere Unsicherheiten ergeben sich durch die getroffenen Annahmen in der Szenarienbildung. Die angenommenen Werte wurden nach ausführlicher Recherche und eigenem Ermessen getroffen. Insbesondere im optimistischen Szenario S3 wurden Werte miteinander kombiniert, die erst in Zukunft erreichbar sind, da z.B. die theoretische gravimetrische Energiedichte der FC verwendet wurde und zeitgleich ein Preis pro Brennstoffzelle in der Massenproduktion angenommen wurde. Auch die Datenaktualität ist nicht bei allen Szenarien gegeben. So beziehen sich z.B. die Daten für das FSP-System aus Quellen aus dem Jahr 2013. Es wurde auch keine Unterscheidung in die bemannte und unbemannte Marsmission vorgenommen. Den Plänen der NASA zur Folge wird die Marsmission in zwei Phasen durchgeführt werden. Die unbemannte Phase, wo ISRU betrieben wird, bevor die Mannschaft landen wird und die bemannte Phase der Marsmission als solche (Drake, Juli 2009). Im Rahmen dieser Arbeit wurde zunächst lediglich der bemannte Teil der Marsmission betrachtet. Mithilfe des Tools kann jedoch auch für den unbemannten Teil der Mission ein Energiekonzept entwickelt werden.

Die dritte Unsicherheit liegt in der Bewertung und der Interpretation der Ergebnisse dieser Arbeit. Die Bewertung der Energiesysteme erfolgte in dieser Arbeit in Bezug auf Gesamtgewicht und Gesamtkosten. Was in dieser Arbeit nicht betrachtet wurde, ist das notwendige Volumen, um die entsprechenden Komponenten zu transportieren. Dies ist neben dem Gewicht und der Transportkosten ein weiteres entscheidendes Kriterium für die Machbarkeit einer Marsmission. Des Weiteren ist noch keine Bewertung der Resilienz der einzelnen Komponenten vorgenommen worden. Auch dieser Aspekt ist für eine Marsmission von entscheidender Bedeutung, da sonst die Energieversorgung gefährdet ist. Die hier dargestellten Ergebnisse stellen keimen Allgemeingültigkeit dar, sondern sind stets im Rahmen der gebildeten Szenarien zu bewerten. Insbesondere eine Änderung der optischen Dicke oder der Dauer der Marsmission können starke Auswirkungen auf die Konzeptionierung der Energiesysteme haben.

Trotz dieser Unsicherheiten bilden die Ergebnisse dieser Arbeit eine gute Ausgangsbasis für weitere Forschungen, da die ermittelten Einsparpotentiale gegenüber dem FSP-System in jedem Szenario deutlich sind. Dies lässt erwarten, dass die erneuerbaren Energiesysteme auch bei Berücksichtigung von beispielsweise Hilfsmaterialien und Steuerungssystemen weiterhin einen Kosten- und Gewichtsvorteil haben werden. Aufbauend auf dieser Arbeit besteht die Möglichkeit weitere Untersuchungen in Bezug auf die Resilienz der Systeme und dem benötigten Volumen der jeweiligen Systeme durchzuführen. Darüber hinaus kann die EXCEL-Datei weiterhin verwendet werden, um ein Energiekonzept für den unbemannten Teil der Marsmission zu kalkulieren und den Einfluss der optischen Dicke zu untersuchen. Zusätzlich sollte die Verwendung einer Kombination von Photovoltaik und Nutzung der Windenergie auf dem Mars untersucht werden, um die geringere Ausbeute der PV-Module während der Staubstürme zum Teil kompensieren zu können.

## 7 Literaturverzeichnis

Agrawal, R. C. & Pandey, G. P., 2008. Solid polymer electrolytes: Materials designing and all-solid-state battery applications: An overview. *Journal of Physics D Applied Physics*, Oktober, p. 41.

Appelbaum, J. & Flood, D., August 1989. *Solar Radiation on Mars*. Cleveland: s.n.

Battelle Memorial Institute, 2017. *energy.gov*. [Online] Available at: [https://www.energy.gov/sites/prod/files/2018/02/f49/fcto\\_battelle\\_mfg\\_cost\\_analysis\\_100\\_250kw\\_pp\\_chp\\_fc\\_systems\\_jan2017.pdf](https://www.energy.gov/sites/prod/files/2018/02/f49/fcto_battelle_mfg_cost_analysis_100_250kw_pp_chp_fc_systems_jan2017.pdf) [Zugriff am 11 September 2022].

Bundesamt für die Sicherheit der nuklearen Entsorgung, 2022. *base.bund.de*. [Online] Available at: [https://www.base.bund.de/DE/themen/kt/ausstieg-atomkraft/ausstieg\\_node.html](https://www.base.bund.de/DE/themen/kt/ausstieg-atomkraft/ausstieg_node.html) [Zugriff am 20 September 2022].

Caspersen, D. M., 2018. *KPMG*. [Online] Available at: <https://home.kpmg/xx/en/home/insights/2020/11/the-hydrogen-trajectory.html> [Zugriff am 11 September 2022].

Clean Energy Institute university of Washington, 2020. *Clean Energy Institute university of Washington*. [Online] Available at: <https://www.cei.washington.edu/education/science-of-solar/battery-technology/> [Zugriff am 11 September 2022].

Conway, L., 2001. Weather and climate on Mars. *NATURE*, 12 Juli, Issue VOL412, pp. 245-249.

Cosmos-Indirekt, 2022. *Physik für alle*. [Online] Available at: [https://www.cosmos-indirekt.de/Physik-Schule/Optische\\_Dicke#:~:text=Die%20optische%20Dicke%20der%20Atmosph%20C3%A4re,0%20%3D%20e%20%E2%88%92%20%CF%84%20%E2%8B%85%2%200m](https://www.cosmos-indirekt.de/Physik-Schule/Optische_Dicke#:~:text=Die%20optische%20Dicke%20der%20Atmosph%20C3%A4re,0%20%3D%20e%20%E2%88%92%20%CF%84%20%E2%8B%85%2%200m) [Zugriff am 11 September 2022].

David C., B. et al., 2015. *Economic Competitiveness of III-V on Silicon Tandem One-Sun Photovoltaic Solar Modules in Favorable Future Scenarios*, s.l.: National Renewable Energy Laboratory.

Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2022. *dlr.de*. [Online] Available at: <https://www.dlr.de/content/de/artikel/missionen-projekte/mars/der-mars.html> [Zugriff am 09 März 2022].

Doppelbauer, M., 2020. *Grundlagen der Elektromobilität: Technik, Praxis, Energie und Umwelt*. Karlsruhe: Springer Vieweg.

Drake, B. G., Juli 2009. *Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0 Addendum*. Houston: s.n.

Dreier, C., 2020. *The planetary society: The Cost of Perseverance, in Context*. [Online] Available at: <https://www.planetary.org/articles/cost-of-perseverance-in-context> [Zugriff am 12 September 2022].

EPG, kein Datum *epg.com*. [Online] Available at: <https://www.epg.com/logistik-know-how/lexikon/durchschnittliche-lagerdauer> [Zugriff am 16 April 2022].

European Space Agency, 2018. *esa*. [Online] Available at: [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2018/04/Comparing\\_the\\_atmospheres\\_of\\_Mars\\_and\\_Earth](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2018/04/Comparing_the_atmospheres_of_Mars_and_Earth) [Zugriff am 09 März 2022].

Global Monitoring Laboratory, 2005. *SURFRAD Aerosol Optical Depth*. [Online] Available at: <https://gml.noaa.gov/grad/surfrad/aod/> [Zugriff am 04 April 2022].

Global Monitoring Laboratory, 2021. *Global Monitoring Laboratory*. [Online] Available at: <https://gml.noaa.gov/grad/surfrad/aod/> [Zugriff am 04 April 2022].

Haberle, R. e. a., (1993). *Mars atmospheric dynamics as simulated by the NASA/Ames general circulation model, 1. The zonal-mean circulation.*, s.l.: J. Geophys. Res. 102, 13301–13311 .

Helmholtz Zentrum Berlin, 2018. *Helmholtz Zentrum Berlin*. [Online] Available at: [https://www.helmholtz-berlin.de/projects/pvcomb/forschen/cigs/cigsmulti\\_en.html](https://www.helmholtz-berlin.de/projects/pvcomb/forschen/cigs/cigsmulti_en.html) [Zugriff am 11 September 2022].

Holly Technology Co., Ltd., kein Datum *Alibaba.com*. [Online] Available at: [https://www.alibaba.com/product-detail/30-Conversion-Efficiency-Gaas-Solar-Cell\\_1600471337580.html?spm=a2700.7724857.0.0.6ef37539YkG13Y](https://www.alibaba.com/product-detail/30-Conversion-Efficiency-Gaas-Solar-Cell_1600471337580.html?spm=a2700.7724857.0.0.6ef37539YkG13Y) [Zugriff am 11 September 2022].

Houchins, C. & James, B. D., 2020. *energy.gov*. [Online] Available at: [https://www.hydrogen.energy.gov/pdfs/review20/st100\\_houchins\\_2020\\_o.pdf](https://www.hydrogen.energy.gov/pdfs/review20/st100_houchins_2020_o.pdf) [Zugriff am 11 September 2022].

hyfindr GmbH, kein Datum *hyfindr*. [Online] Available at: <https://hyfindr.com/marketplace/components/hydrogen-tanks/hydrogen-type-4-cylinder-700-bar-185l/> [Zugriff am 11 September 2022].

Ingenieurbüro für Energie und Versorgungstechnik, kein Datum *Planet-Energie*. [Online] Available at: [https://www.planet-energie.de/index2.html?/de/planet/zukunft\\_h2/energiespeicher.html~Planungsgemeins](https://www.planet-energie.de/index2.html?/de/planet/zukunft_h2/energiespeicher.html~Planungsgemeins)

chaft

[Zugriff am 11 September 2022].

Jermyn, A., 2020. *Mass Scales for Living on Mars*. [Online] Available at: [https://adamjermyn.com/posts/mars\\_scales/](https://adamjermyn.com/posts/mars_scales/) [Zugriff am 11 September 2022].

Kopp, M., 2022. *insideTesla*. [Online] Available at: <https://insidetesla.de/spacex-geschichte-ziele-elon-musk-raumfahrt/> [Zugriff am 20 September 2022].

Korzanovic, N., 2021. *Future Zone*. [Online] Available at: <https://www.futurezone.de/science/article230815810/die-entfernung-des-mars-zur-erde-wie-lang-die-reise-dauern-wuerde.html> [Zugriff am 09 März 2022].

Kurtz, S. et al., 2000. *Highly Efficient 32.3% Monolithic GaInP/GaAs/Ge Triple Junction Concentrator Solar Cells*. Denver, s.n.

Landis, G. A. & Hyatt, D., 2006. *The solar spectrum on the martian surface and its effect on photovoltaic performance*. Waikoloa, s.n.

Landis, G. A., Hyatt, D. & Team, a. t. M. A. S., 2006. *THE SOLAR SPECTRUM ON THE MARTIAN SURFACE AND ITS EFFECT ON PHOTOVOLTAIC PERFORMANCE*. Waikoloa, s.n.

Landis, G. A. & Kerlake, T. W., 2004. *Mars Solar Power*, Cleveland: s.n.

Law, D., 2006. *LIGHTWEIGHT, FLEXIBLE, HIGH-EFFICIENCY III-V MULTIJUNCTION CELLS*, Sylmar: s.n.

Lemmon, M. T. & al., e., 2015. Dust aerosol, clouds, and the atmospheric optical depth record over 5 Mars years of the Mars Exploration Rover mission. *Icarus Volume 251*, 1 Mai, pp. 96-111.

Luo, Y., 2021. Bridging a bi-directional connection between electricity and fuels in hybrid multienergy systems. In: *Hybrid Systems and Multi-energy Networks for the Future Energy Internet*. s.l.:Science Direct, pp. 41-84.

Mason, L. & Gibson, M., 2013. *Kilowatt-Class Fission Power Systems for Science and Human Precursor Missions*, Cleveland: s.n.

Mitsubishi Chemicals, kein Datum *Brief description of fuel cell gas diffusion base material (GDL)*. [Online] Available at: [https://www.m-chemical.co.jp/en/products/departments/mcc/composite-products/product/1201231\\_7508.html](https://www.m-chemical.co.jp/en/products/departments/mcc/composite-products/product/1201231_7508.html) [Zugriff am 3 April 2022].

MMLogistik, kein Datum *MMLogistik: Das Portal für Industrie und Handel*. [Online] Available at: <https://www.mm-logistik.vogel.de/bei-batterieladegeraeten-den-gesamten-wirkungsgrad-im-blick-behalten-a-411565/?p=2> [Zugriff am 11 September 2022].

Mo, R. & et al., 2020. Tin-graphene tubes as anodes for lithium-ion batteries with high volumetric and gravimetric energy densities. *Nature communications*.

NASA, 2020. NASA. [Online]  
Available at: <https://mars.nasa.gov/mars2020/>  
[Zugriff am 20 September 2022].

NASA, kein Datum NASA: MARS 2020 Mission Perseverance Rover. [Online]  
Available at: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/faq/>  
[Zugriff am 11 September 2022].

Niaz, S., Manzoor, T. & Hussain Pandith, A., 2015. Hydrogen storage: Materials, methods and perspectives. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 50, 29 Mai, pp. 457-469.

Pal, B., Kereszturi, A. & Smith, M. D., 2019. *Global seasonal variations of the near-surface relative humidity levels on present-day Mars*, s.l.: Icarus.

Plarad Torque Tension Systems, kein Datum FAQ Fragen und Antworten zur Lithium-Ionen Akkupflege. [Online]  
Available at: [https://www.plarad.de/fileadmin/downloads/FAQ\\_Fragen%20und%20Antworten%20zur%20Akkupflege%20DA1\\_de\\_0216.pdf](https://www.plarad.de/fileadmin/downloads/FAQ_Fragen%20und%20Antworten%20zur%20Akkupflege%20DA1_de_0216.pdf)  
[Zugriff am 11 September 2022].

Porter, D., 2007. *Three Years of Data*. [Online]  
Available at: <https://mars.nasa.gov/mer/spotlight/20070612.html>  
[Zugriff am 17 Mai 2022].

Pu, Z., 2021. Regenerative fuel cells: Recent progress, challenges, perspectives and their applications for space energy system. *Applied Energy Volume* 283, 1 Februar.

Quaschnig, V., 2019. *Regenerative Energiesysteme: Technologie – Berechnung – Klimaschutz*. München: Hanser.

Rucker, M., 2016. *Solar vs. Fission Mars Surface Power*, s.l.: NASA.

Rucker, M. A., 2015. *Integrated Surface Power Strategy for Mars*, Houston: s.n.

Sadhasivam, T. & al., e., 2016. A comprehensive review on unitized regenerative fuel cells: Crucial challenges and developments. *International Journal of Hydrogen Energy* 42, 5 Dezember, pp. 4415-4433.

Smart, M. C. & et al., 2018. The use of lithium-ion batteries for JPL's Mars missions. *Electrochimica Acta*, 1 April, pp. 27-40.

Solar Energy Technologies Office, kein Datum *energy.gov*. [Online]  
Available at: <https://www.energy.gov/eere/solar/multijunction-iii-v-photovoltaics-research>  
[Zugriff am 11 September 2022].

Statista, 2022. *Statista: Lithium-ion battery pack costs worldwide between 2011 and 2030*. [Online]



Available at: <https://www.statista.com/statistics/883118/global-lithium-ion-battery-pack-costs/>  
[Zugriff am 11 September 2022].

Tofil, T., 2021. *Fission Surface Power Project (FSP): TDM Annual Review*, s.l.: NASA.

Universität Augsburg, kein Datum *Universität Augsburg: Anwenderzentrum Material- und Umweltforschung.* [Online]  
Available at: <https://www.uni-augsburg.de/de/forschung/einrichtungen/institute/amu/wasserstoff-forschung-h2-unia/h2lab/h2-sp/physikalische-speicherung/lh2/#:~:text=Ein%20Fahrzeugtank%2C%20der%20fl%C3%BCssigen%20Wasserstoff,wiegt%20leer%20etwa%20140%20kg>  
[Zugriff am 11 September 2022].

University of Arizona, 2008. *The University of Arizona.* [Online]  
Available at: [https://www.uahirise.org/de/ESP\\_011277\\_1825](https://www.uahirise.org/de/ESP_011277_1825)  
[Zugriff am 11 September 2022].

Usai, L. et al., 2021. Life cycle assessment of fuel cell systems for light duty vehicles, current state-of-the-art and future impacts. *Journal of Cleaner Production* Volume 280, Part 2, 20 Januar.

Wenzhuo Cao, J. Z. H. L., 2020. Batteries with high theoretical energy densities. *Energy Storage Materials*, April, pp. 46-55.

Wu, F. & et al., 2021. Dual-anion ionic liquid electrolyte enables stable Ni-rich cathodes in lithium-metal batteries. *Joule* 5, 18 August, pp. 2177-2194.

Zielke, J., 2020. *planet wissen.* [Online]  
Available at: <https://www.planet-wissen.de/natur/weltall/mars/index.html>  
[Zugriff am 20 September 2022].

# 8 Anhang A

Vielfache Subfaktore	Ergebnisse S1											
	1	12	14	16	18	2	22	24	26	28		
Gesamtsystemgewicht FC S1	283,474	104016	65485	39134	22060	25765	27086	28405	29723	31041		
Gesamtsystemgewicht LIB S1	465923	149450	50435	51365	26283	21656	22974	24292	25610	26928		
Gesamtsystemgewicht FSP	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000		
Systemkosten FC S1	68.887.235,959	25.278.174,320	15.915.175,329	9.511.929,578	5.382.800,737	6.263.400,944	6.584.546,688	6.905.337,527	7.225.819,687	7.546.301,847		
Systemkosten LIB S1	113.236.839,221	36.322.431,590	21.979.822,332	12.484.573,268	6.388.749,069	5.264.340,250	5.584.822,410	5.905.304,570	6.225.786,730	6.546.268,890		
Systemkosten FSP S1	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000	7.674.000,000		
Transportkosten System FC	68.884.085,474	25.275.876,320	15.912.928,511	9.509.665,510	5.380.466,768	6.260.879,126	6.581.850,555	6.902.467,088	7.222.774,948	7.543.082,809		
Transportkosten System LIB	113.219.951,664	36.316.247,857	21.975.653,986	12.481.696,906	6.386.656,882	5.262.289,603	5.582.597,464	5.902.905,324	6.223.213,185	6.543.521,045		
Transportkosten FSP	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000	6.804.000,000		
Transportkosten Wasserstoff	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Herstellungskosten System FC	3.150,484	2.298,700	2.246,818	2.264,068	2.333,969	2.121,818	2.196,133	2.170,440	2.146,739	2.119,039		
Herstellungskosten System LIB	17,547,557	6,184,733	4,168,346	2,876,362	2,092,187	2,050,647	2,248,946	2,399,246	2,573,545	2,747,845		
Herstellungskosten FSP	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000	870000000		
Herstellungskosten Wasserstoff	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0		
Ergebnisse S2												
Gesamtsystemgewicht FC S2	79727	53898	38999	29302	20826	14389	10628	7867	8646	9151		
Gesamtsystemgewicht LIB S2	335962	116317	88161	64262	44034	27944	18209	10724	10119	10624		
Gesamtsystemgewicht FSP S2	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000		
Systemkosten FC S2	12.482.748,982	8.167.071,620	6.046.143,918	4.440.715,049	3.156.603,697	2.176.823,193	1.611.634,265	1.193.432,350	1.311.559,950	1.388.177,032		
Systemkosten LIB S2	23.334.714,549	17.659.651,333	13.362.182,422	9.740.072,640	6.674.435,066	4.235.840,326	2.760.509,372	1.636.097,624	1.534.928,511	1.611.043,593		
Systemkosten FSP S2	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000	5.112.000,000		
Transportkosten System FC	12.279,997,124	8.165,521,071	6.044,660,146	4.439,259,640	3.155,152,708	2.173,353,946	1.610,115,868	1.191,853,848	1.309,881,379	1.386,401,485		
Transportkosten System LIB	23.325,205,578	17.652,306,824	13.356,660,735	9.735,708,237	6.671,209,154	4.233,506,366	2.758,688,629	1.624,656,056	1.532,854,134	1.609,474,241		
Transportkosten FSP	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000	4.242,000,000		
Transportkosten Wasserstoff	201,215,971	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Herstellungskosten System FC	1.735,886	1.550,548	1.483,772	1.455,409	1.450,989	1.469,246	1.518,398	1.578,502	1.678,571	1.775,547		
Herstellungskosten System LIB	9.508,971	7.344,509	5.211,688	4.364,403	3.225,912	2.333,960	1.820,743	1.472,377	1.441,568	1.569,353		
Herstellungskosten FSP	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000		
Herstellungskosten Wasserstoff	5,645	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Ergebnisse S3												
Gesamtsystemgewicht FC S3	22855	14671	10741	7739	5329	3481	2402	1585	1751	1841		
Gesamtsystemgewicht LIB S3	87998	67940	50561	36233	24164	14981	8408	5369	5000	5359		
Gesamtsystemgewicht FSP	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000	28000		
Systemkosten FC S3	1.591.885,597	881.305,071	645.405,994	465.242,726	321.836,400	210.135,018	144.957,031	95.956,074	105.982,211	111.459,804		
Systemkosten LIB S3	5.393.316,441	4.056.951,881	3.036.855,003	2.177.560,312	1.451.606,402	870.668,206	508.991,983	276.945,708	196.626,197	202.883,788		
Systemkosten FSP S3	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000	2.550.000,000		
Transportkosten System FC	1.451.002,014	880.275,779	644.452,992	464.338,905	320.963,488	209.277,251	144.951,282	95.074,297	105.055,063	110.469,555		
Transportkosten System LIB	5.387.918,788	4.052.407,156	3.033.657,403	2.175.154,732	1.449.864,069	869.449,074	507.484,482	276.272,580	196.444,327	201.558.819		
Transportkosten FSP	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000	1.680.000,000		
Transportkosten Wasserstoff	79.689,494	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Herstellungskosten System FC	1.194,090	1.029,893	953,002	903,820	872,913	857,767	865,751	881,777	927,149	970,249		
Herstellungskosten System LIB	5.387,654	4.144,325	3.197,600	2.405,581	1.742,333	1.219,132	907,099	673,127	681,870	724,970		
Herstellungskosten FSP	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000	870.000,000		
Herstellungskosten Wasserstoff	5,645	-	-	-	-	-	-	-	-	-		

Abbildung 35: Darstellung der Berechnungsergebnisse des pessimistischen Szenarios S1, des realistischen Szenarios S2 und des optimistischen Szenarios S3. Dargestellt sind die jeweiligen Gewichte und Kosten je Szenario für das Lithium-Ionen-Batterie-System (LIB-System) und das Brennstoffzellensystem (FC-System). Eigene Darstellung.



## Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Abschlussarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Abschlussarbeit „– bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit [(§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI)] – ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen.“

Quelle: § 16 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Abschlussarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als letztes Blatt in das Prüfungsexemplar der Abschlussarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

### Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name: \_\_\_\_\_

Vorname: \_\_\_\_\_

dass ich die vorliegende \_\_\_\_\_ – bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

*- die folgende Aussage ist bei Gruppenarbeiten auszufüllen und entfällt bei Einzelarbeiten -*

Die Kennzeichnung der von mir erstellten und verantworteten Teile der \_\_\_\_\_ ist erfolgt durch:

\_\_\_\_\_  
Ort

\_\_\_\_\_  
Datum

\_\_\_\_\_  
Unterschrift im Original