



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Milad Alamdar

Energy-Harvesting in der Flugzeugkabine durch Nutzung des Temperaturunterschieds in der Klimaanlage mittels Seebeck-Effekt

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Milad Alamdar

**Energy-Harvesting in der Flugzeugkabine durch
Nutzung des Temperaturunterschieds in der
Klimaanlage mittels Seebeck-Effekt**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Mark Wiegmann
Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Gordon Konieczny

Abgabedatum: 28.08.2023

Zusammenfassung

Name des Studierenden

Milad Alamdar

Thema der Masterthesis

Energy-Harvesting in der Flugzeugkabine durch Nutzung des Temperaturunterschieds in der Klimaanlage mittels Seebeck-Effekt.

Stichworte

Energy-Harvesting, Flugzeug-Klimaanlage, Seebeck-Effekt, Thermoelektrische Generatoren, Nachhaltigkeit

Kurzzusammenfassung

Diese Masterarbeit konzentriert sich auf das Thema Energy Harvesting und untersucht die Anwendung des physikalischen Effekts des Seebeck-Effekts in der Flugzeugklimatisierung. Dazu wird ein spezielles Modul konzipiert, das in den Pack-Raum der Flugzeugklimaanlage passt. Anschließend wird ein geeigneter thermoelektrischer Generator entworfen und mit Hilfe der Software COMSOL-Multiphysics simuliert. Die Ergebnisse der Leistungssimulation werden untersucht und der mögliche Einsatz des Generators im elektrischen System des Flugzeugs wird diskutiert.

Name of Student

Milad Alamdar

Title of the paper

Energy harvesting in the aircraft cabin by using the temperature difference in the air conditioning system via the Seebeck effect.

Keywords

Energy harvesting, aircraft air condition, Seebeck effect, thermoelectric generators, sustainability

Abstract

This master's thesis focuses on the topic of energy harvesting and investigates the application of the physical effect of the Seebeck effect in aircraft air conditioning. For this purpose, a special module is designed that fits into the Pack space of the aircraft air conditioning system. A suitable thermoelectric generator is then designed and simulated using COMSOL-Multiphysics software. The results of the performance simulation are examined and the possible use of the generator in the aircraft's electrical system is discussed.

FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU
Professor Mark Wiegmann, Professor Gordon Konieczny

Thema für eine Masterarbeit Flugzeugbau:

Energy Harvesting in der Flugzeugkabine durch Nutzung des Temperaturunterschieds in der Klimaanlage mittels Seebeck-Effekt

Bearbeiter: Milad Alamdar [REDACTED]

Zukünftige Flugzeuge müssen nachhaltiger werden. Dazu gehört unter anderem auch weniger fossile Energie für den Betrieb aufzuwenden. Eine eventuell dezentrale Energiegewinnung in der Flugzeugkabine aus ungenutzten Energiereservoirs (*energy harvesting*) kann dazu ein Lösungsbaustein sein. In dieser Arbeit soll der Einsatz des Seebeck-Effekts untersucht werden. Dieser Effekt erlaubt es, aus Temperaturdifferenzen elektrische Spannungen zu erzeugen. Da in der Klimanlage des Flugzeugs im Betrieb durchgängig hohe Temperaturdifferenzen vorliegen, erscheint dieses eine geeignete Implementierungsumgebung zu sein. In dieser Arbeit wird der Einsatz dieser Technologie in dem speziellen Umfeld grundlegend untersucht, Implementierungsvorschläge erarbeitet und die Erkenntnisse auf einem grundlegenden experimentellen Niveau im Labor für Kabine und Kabinensysteme der HAW Hamburg verifiziert. Eine Abschätzung des zu erwartenden Nutzens gegenüber den entstehenden Aufwänden wird ebenfalls erarbeitet.

Folgende Punkte werden bearbeitet (ohne hier eine Reihenfolge vorzugeben):

- Kurze Darstellung der notwendigen physikalischen Grundlagen des Seebeck-Effekts und zur Flugzeugklimaanlage.
- Beschreibung des Stands der Technik zum Thema *energy harvesting* in der Industrie allgemein um im Flugzeugbau im Besonderen.
- Erarbeitung eines Implementierungsvorschlags zum *energy harvesting* in der Flugzeugklimaanlage mittels Seebeck-Effekt.
- Entwurf eines Experiments zur prinzipiellen Absicherung des Verständnisses zur Effizienz des Seebeck-Effekts und Durchführung des Experiments im Labor für Kabine und Kabinensysteme an der HAW Hamburg.
- Kosten- / Nutzenanalyse hinsichtlich des *energy harvestings* in der Klimaanlage des Flugzeugs.

Betreuer: Mihai Bodolea, M.Sc.

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Mark Wiegmann,
Prof. Dr.-Ing. Gordon Konieczny

Hamburg, 26.01.2023

Danksagung

Zu Beginn möchte ich meine tiefste Anerkennung gegenüber meinem Professor, Herrn Mark Wigman, zum Ausdruck bringen. Seine inspirierende Expertise, seine zielführende Anleitung und seine unterstützende Präsenz hatten einen gewaltigen Einfluss auf die Fertigstellung meiner Masterarbeit. Ähnlicher Dank gebührt meinem Professor, Herrn Gordon Konieczny, dessen gemeinsame Anstrengungen bei der Durchsicht dieser Arbeit unerlässlich waren.

Ein besonderer Dank geht an meinen Betreuer, Herrn Mihai Bodolea. Durch seine gewissenhafte Begleitung und geduldige Anleitung wurde das Verfassen dieser Arbeit enorm erleichtert.

Meine innigste Dankbarkeit gilt meinen Eltern für ihre unermüdliche Arbeit und ihre unerschütterliche Unterstützung während meines gesamten Lebens.

Ich möchte ebenfalls meiner geliebten Frau Baran meine Dankbarkeit aussprechen, die auf diesem Weg meine stärkste Stütze und Inspiration war.

Abschließend danke ich meiner kommenden Tochter Mandana. Die Vorfreude auf deine Ankunft erfüllt mich mit einer unbeschreiblichen Freude und Motivation. In Würdigung dessen, was du für meine Zukunft bedeutest, widme ich dir diese Arbeit, denn du bist die Zukunft und die Zukunft gehört dir.

Inhaltverzeichnis

I.	Abbildungsverzeichnis.....	VII
II.	Tabellenverzeichnis.....	X
III.	Nomenklaturverzeichnis	XI
1.	Einleitung	1
2.	Energy-Harvesting	3
2.1	Stand der Technik im Bereich Energy-Harvesting.....	4
2.1.1	Thermoelektrische Generatoren.....	4
2.1.2	Piezoelektrische Generatoren	7
2.1.3	Elektromagnetische Generatoren.....	9
2.1.4	Radiofrequenz Energy-Harvesting	12
2.1.5	Photovoltaik-Generatoren.....	14
2.2	Energy-Harvesting im Flugzeugbau	20
2.2.1	Thermoelektrische Generatoren im Flugzeug	20
2.2.2	Photovoltaik im Flugzeug.....	24
2.2.3	Ram Air Turbine im Flugzeug.....	28
2.2.4	Piezoelektrisch im Flugzeug	29

3.	Seebeck-Effekt	32
3.1	Empirische Beschreibung des Seebeck-Effekts	33
3.2	Seebeck-Effekt durch Durdemodell und Boltzmann-Gleichung.....	35
3.3	Materialpaarung und Thermoelektrische Generator.....	40
4.	Klimaanlage im Flugzeug.....	46
4.1	Randbedingungen und Anforderungen	46
4.2	Systeme der Klimaanlage	49
5.	Implementierungsvorschlag für thermoelektrische Generatoren in Flugzeugklimaanlage.....	55
5.1	Mögliche Eibauorte	55
5.2	Modellkonzept dieser Arbeit.....	61
6.	Simulation des vorgeschlagenen Modells.....	66
6.1	Heiß- und Kaltluftströmungsrohre.....	66
6.2	Thermoelektrischer Generator	72
7.	Nutzenanalyse des vorgeschlagenen Modells.....	89
8.	Zusammenfassung	97
	Literaturverzeichnis	99
	Anhang A	108

I. Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1 - Globale CO ₂ -Emissionen des Verkehrssektors zwischen 2000 und 2019 [Kli23]	1
Abbildung 2-1 - Thermoelektrisches Generatormodul bei Abgasquelle eines Autos [Aut15] ..	6
Abbildung 2-2 - links: schematische Darstellung Piezoelement [Wpi11]. rechts : Piezo-Zünder eines Feuerzeugs [Wpi12].....	7
Abbildung 2-3 - Allgemeines Schema eines Herz-Piezo-Generator-Kits, das von Ingenieuren des Dartmouth College entwickelt wurde [Dmh23].....	9
Abbildung 2-4 - Aufbau und Komponenten einer Windkraftanlage [Qua10].....	11
Abbildung 2-5 - Schematische Darstellung von RF-Energy-Harvesting [Tra17].....	13
Abbildung 2-6 - Entwicklung der weltweit installierten Photovoltaik-Kapazität zwischen 2005 und 2021 [Wpw22].....	15
Abbildung 2-7 - Links: Polykristallines Rohsilizium. Rechts: Polykristallines Siliziumwafer. [Qua10].....	16
Abbildung 2-8 - Aufbau und Vorgänge in einer Solarzelle [Qua10].....	17
Abbildung 2-9 - Ein Auto (Toyota Prius) mit Solardach [Ams20]	19
Abbildung 2-10 - Solarfeld Erlasee bei Arnstein in Bayern, Deutschland [Wse09].....	19
Abbildung 2-11 - Schematische Darstellung eines Turbofan-Triebwerks [Wtu23]	21
Abbildung 2-12 - Ein simuliertes Beispiel für TEG-Module an einer Flugzeugtriebwerksdüse [Zio18]	22
Abbildung 2-13 - Schematische Darstellung der TEG-Montageposition am Rumpf basierend auf dem Konzept der wissenschaftlichen Arbeit von [Lyr17].....	23
Abbildung 2-14 - Leistung von Original- und modifizierte TEG-Modul in Artikel [Lyr17]	24
Abbildung 2-15 - Solar Impulse 2 und Spannweite-Vergleich mit Boeing 747-8I [Bbc16]	25
Abbildung 2-16 - Solarflugzeug Sunseeker Duo [Sof15]	26
Abbildung 2-17 - Ram Air Turbine von Airbus A320 [Amr21].....	29
Abbildung 2-18 - Simulation des Druckkoeffizienten in einem Flugzeug mit der Machzahl 0,85 [Dul23]	31
Abbildung 2-19 - Vorgeschlagenes Gesamt-Piezo-Stromerzeugungssystem von [Ala15] mit Hilfe der Flugzeug-Unteransicht.....	31

Abbildung 3-1 - Symmetrische Leiterkreis aus nur einem Material mit zwei verschiedenen Temperaturen an der Kontaktpunkte.....	33
Abbildung 3-2 - Schema des Seebeck-Effekts mit geschlossenem Kreis	34
Abbildung 3-3 - Schema des Seebeck-Effekts mit offenem Kreis.....	34
Abbildung 3-4 - Eindimensionales Modell zur Beschreibung der Thermokraft [Rei11].....	36
Abbildung 3-5 - Absoluter Seebeck-Koeffizient verschiedener Materialien als Funktion der Temperatur [Ber03].....	41
Abbildung 3-6 - ZT-Werte von TE-Halbleitermaterialen (a): p-leitende Verbindung, (b): n-leitende Verbindung [Lal11]	44
Abbildung 3-7 - Schematischer Aufbau eines TEGs. Links: Planare Ausführung [Lal11],.....	45
Abbildung 4-1 - Luftdruck in Abhängigkeit von der Höhe [Ger23].....	48
Abbildung 4-2 - Kabinendruckdifferenz zur Flugzeughöhe (tatsächlicher Druck) der Boeing B 747-400 beim Steigflug [Wcf17]	49
Abbildung 4-3 - Übersicht der Klimaanlage von Airbus A320 [Thi19]	51
Abbildung 4-4 - Air-Cycle Maschine [Ebi21]	52
Abbildung 4-5 - Funktion eines Packs [Wpf17, Ebi21].....	52
Abbildung 4-6 - ECS bei MEA und konventionelles Flugzeug [Moi08].....	54
Abbildung 4-7 - Anordnung der Kabinen-Zuluftkanäle der Klimaanlage des Flugzeugs [Ebi21]	54
Abbildung 5-1 - Die Position der Packs bei Boeing 737 [Boe23]	57
Abbildung 5-2 – Pack-Raum von Boeing 737 [Boe23].....	58
Abbildung 5-3 - Mischkammer von Airbus A340 [Thi19].....	59
Abbildung 5-4 - Ansicht des Luftströmungsrohrs für das vorgeschlagene Modell. Die rote Farbe zeigt die vom TEG bearbeitete Fläche	62
Abbildung 5-5 - Abmessungen des Luftströmungsrohrs des vorgeschlagenen Modells	62
Abbildung 5-6 - Ansicht des Heißluftströmungsrohrkastens des vorgeschlagenen Modells .	64
Abbildung 5-7 - Kastenansicht des Heißluft- (rot) und Kaltluft-Strömungsrohrs (blau) des vorgeschlagenen Modells nebeneinander.....	64
Abbildung 5-8 - Isometrische Ansicht des vorgeschlagenen Modells. Rot: Heißluftstrom-Rohr, Blau: Kaltluftstrom-Rohr, Grün: TEG-Modul und Gelb: Kastenisolationsmaterial.....	65

Abbildung 5-9 - Abmessungen des vorgeschlagenen Modells	65
Abbildung 6-1 - Die Wandtemperatur des Heißluftstromrohrs gegenüber der Umgebungstemperatur im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)	69
Abbildung 6-2 - Die Wandtemperatur des Heißluftstromrohrs in ihrem angenommenen isolierten Gehäuse im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)	70
Abbildung 6-3 - Die Wandtemperatur des Kaltluftstromrohrs in ihrem angenommenen isolierten Gehäuse im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)	71
Abbildung 6-4 - - Die Wandtemperatur des Kaltluftstromrohrs gegenüber der Kabinentemperatur im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)	71
Abbildung 6-5 - Seitenansicht eines modellierten TEG-Kits	73
Abbildung 6-6 - Darstellung der Reihenschaltung von 128 thermoelektrischen Blöcken in einem TEG.	76
Abbildung 6-7 - Spannung in einem Leerlauf-TEG in 60. Minuten.....	77
Abbildung 6-8 - Ausgangsspannung des Leerlauf-TEGs in einem Zeitraum von einer Stunde	78
Abbildung 6-9 - Schematische Darstellung des Stromkreises eines TEGs [Lyr17].....	78
Abbildung 6-10 – U_L , I und P_{el} der simulierten TEG mit Widerständen $1 \Omega - 200 \Omega$	81
Abbildung 6-11 - U_L , I und P_{el} der simulierten TEG mit Widerständen $1 \Omega - 5 \Omega$	82
Abbildung 6-12 - Darstellung der Reihen-/Parallelschaltung (zweiteilig) von thermoelektrischen Blöcken in einem TEG	83
Abbildung 6-13 - Spannung in einem Leerlauf-TEG mit Reihen-/Parallelschaltung (zweiteilig)	84
Abbildung 6-14 - U_L , I und P_{el} der simulierten in Reihe / parallel (zweiteilig) geschalteten TEG mit Widerständen $1 \Omega - 200 \Omega$	84
Abbildung 6-15 – U_L , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG mit Widerständen $0,1 \Omega - 1,3 \Omega$	85
Abbildung 6-16 - Darstellung der Reihen-/Parallelschaltung (vierteilig) von thermoelektrischen Blöcken in einem TEG	86
Abbildung 7-1 - 30 TEG (grüne Farbe) an den Kaltluftströmungsrohren des vorgeschlagenen Modells	89
Abbildung 7-2 - Stromverteilungssystem des Flugzeugs Airbus A320 [Pia23].....	91

Abbildung A - 1 - Volumetrisches Diagramm der Temperatur auf TEG-Ebene in letzter Minute	109
Abbildung A - 2 - Volumetrisches Diagramm der Temperatur auf Reihen-/ Parallel-TEG-Ebene (zweitellig) durch stationäre Berechnung	112
Abbildung A - 3 - Spannung in einem Leerlauf-TEG mit Reihen-/Parallelschaltung (vierteilig)	113
Abbildung A - 4 - UL , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG (vierteilig) mit Widerständen	114
Abbildung A - 5 - UL , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG (vierteilig) mit Widerständen	114

II. Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1 - Leistungsdichte von einiger Energy-Harvesting-Quellen basierend auf [Dem11]	4
Tabelle 3-1 - Thermospannungen bezogen auf Referenztemperatur $t = 0\text{ °C}$ sowie Materialzusammensetzung und zulässiger Temperaturbereich von einigen Thermopaaren nach DIN IEC 584. [Gum12]	42
Tabelle 3-2 - Thermoelektrische Eigenschaft von stöchiometrischem-, mit Antimon dotiertem- und mit Selen dotiertem Bismuttellurid [Ret12].....	43
Tabelle 5-1 - Vor- und Nachteile der Implementierung des TEGs in drei Standorte im Klimaanlageanlagesystem.....	60
Tabelle 6-1 - Parameter im Zusammenhang mit Simulation von Rohren.....	67
Tabelle 6-2 - Parameter im Zusammenhang mit Simulation des TEGs	74
Tabelle 6-3 - Ergebnisse einiger Zeitschritte der TEG-Simulation mit $RL = 200\ \Omega$	80
Tabelle 6-4 - Ergebnis der TEG-Simulation mit $RL = 200\ \Omega$ durch stationäre Berechnung..	80
Tabelle 6-5 – Ergebnis für den Matched-Load-Punkt der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (vierteilig) mit variablem RL durch stationäre Berechnung.....	86
Tabelle 6-6 - Zusammenfassung der sechs Simulationsschritte.....	88
Tabelle 7-1 - Gewicht der Komponenten bzw. Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells	93

Tabelle A - 1 - Ausgangsspannung des Leerlauf-TEGs in allen Zeitschritten	108
Tabelle A - 2 - Ergebnisse aller Zeitschritte des TEG-Simulation mit $RL = 200 \Omega$	109
Tabelle A - 3 - Ergebnis der TEG-Simulation mit $RL = 200 \Omega$ durch stationäre Berechnung	111
Tabelle A - 4 - Ergebnis der TEG-Simulation mit variablen RL durch stationäre Berechnung	111
Tabelle A - 5 - - Ausgangsspannung der Reihen-/ Parallel-Leerlauf-TEG (zweiteilig) durch stationäre Berechnung.....	112
Tabelle A - 6 - Ergebnis der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (zweiteilig) mit variablen RL durch stationäre Berechnung	112
Tabelle A - 7 - Ergebnis der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (vierteilig) mit variablen RL durch stationäre Berechnung	115

III. Nomenklaturverzeichnis

Abkürzungen

AC	Alternating Current (Wechselstrom)
APU	Auxiliary Power Unit
ASHRAE	American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers
ATA	Air Transport Association
CFD	Computational Fluid Dynamics
DC	Direct Current (Gleichstrom)
EASA	European Aviation Safety Agency
ECS	Environmental Control Systems
ETOPS	Extended-range Twin-engine Operations Performance Standards
FAA	Federal Aviation Administration
ICAO	International Civil Aviation Organization
IDG	Integrated Drive Generator
MEA	More Electric Aircraft
PCU	Power Control Unit
PV	Photovoltaik
PVDF	Polyvinylidenfluorid
PZT	Blei-Zirkonat-Titanat

RAT	Ram Air Turbine
RF	Radiofrequenz
STC	Standard Test Conditions
TEG	Thermoelektrischer Generator
TRU	Transformer Rectifier Unit

Lateinische Formelzeichen

C_p	Spezifische Wärmekapazität	$J/(kgK)$
D	Elektrische Verschiebung	C/m^2
E	Elektrische Feldstärke	V/m
e	Elementarladung	C
h	Wärmeübertragungskoeffizient	$W/(m^2K)$
I	Elektrische Strom	A
I_{cir}	Stromkreis	A
I_L	Strom durch Last	A
J	Elektrische Stromdichte	A/m^2
j_{Π}	Peltier-Wärmestromdichte	W/m^2
K_B	Boltzmann-Konstante	J/K
l	Länge	m
m	Masse	kg
m_{el}	Elektronenmasse	kg
N	Wicklungszahl	1
n	Elektronendichte	$1/m^3$
P	Leistung	W
P_{el}	Elektrische Leistung	W
Q	Hitzequelle	W/m^3
Q_e	Elektromagnetische Erwärmung	W/m^3
Q_{ted}	Thermoelastische Dämpfung	W/m^3
$Q_{j,v}$	volumetrische Stromquelle	A/m^3
q	Konduktiver Wärmefluss	W/m^2
q_0	Wärmefluss nach innen	W/m^2
R	Elektrische Widerstand	Ω
Ra_l	Rayleigh-Zahl im Zusammenhang mit der charakteristischen Länge	1

R_i	Innerer Widerstand	Ω
R_L	Lastwiderstand	Ω
S	Thermokraft	V/K
S_*	Poynting-Vektor	W/m^2
T	Temperatur	K
t	Zeit	s
U	Elektrische Spannung	V
U_L	Lastausgangsspannung	V
U_{oc}	Leerlaufspannung	V
ZT	thermoelektrische Gütezahl	1

Griechische Formelzeichen

ϵ	Energie der Elektronen	J
ϵ_F	Fermi-Energie	J
ϵ_k	kinetische Energie der Elektronen	J
λ	Wärmeleitfähigkeit	$W/(mK)$
μ	Dynamische Viskosität	$N \cdot s/m^2$
μ_{el}	Elektronenbeweglichkeit	$m^2/(Vs)$
v	Geschwindigkeit	m/s
v_D	Driftgeschwindigkeit	m/s
v_{diff}	Diffusionsgeschwindigkeit	m/s
ξ	materialspezifische Korrekturfaktor	1
Π	Peltier-Koeffizient	V
π	Kreiszahl	1
ρ	Dichte	kg/m^3
σ	Elektrische Leitfähigkeit	S/m
τ	Stoßzeit	s
Δ	Differenz	1
∇	Gradient	1
Φ	Magnetischer Fluss	Wb

1. Einleitung

In der heutigen Welt ist die Abhängigkeit von Energie größer als je zuvor. Von der Beleuchtung der Städte über den Betrieb von Industrieanlagen bis hin zur globalen Mobilität von Menschen und Gütern benötigen alle Aktivitäten Energie in unterschiedlicher Form. Gleichzeitig haben unser anhaltender Energieverbrauch und die Dominanz fossiler Brennstoffe im globalen Energiemix gravierende Auswirkungen auf unseren Planeten. Wir sind daher gezwungen, nach alternativen, nachhaltigen und umweltfreundlichen Energiequellen zu suchen und diese zu nutzen.

Der Luftverkehr ist ein Sektor mit besonders hohem Energieverbrauch und Umweltauswirkungen. Die hohen CO₂-Emissionen und die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen stellen die Branche vor die Herausforderung, den Energieverbrauch zu reduzieren und die Nachhaltigkeit zu verbessern. Abbildung 1-1, die auf Daten der Internationalen Energieagentur basiert, zeigt den Anteil des Luftverkehrs an den weltweiten CO₂-Emissionen zwischen 2000 und 2019 und unterstreicht die Bedeutung dieses Themas. Angesichts dieser Herausforderungen rückt das Konzept des Energy Harvesting in den Vordergrund. Dabei geht es darum, die normalerweise ungenutzte Umgebungsenergie zu nutzen und in nutzbare Energie umzuwandeln.

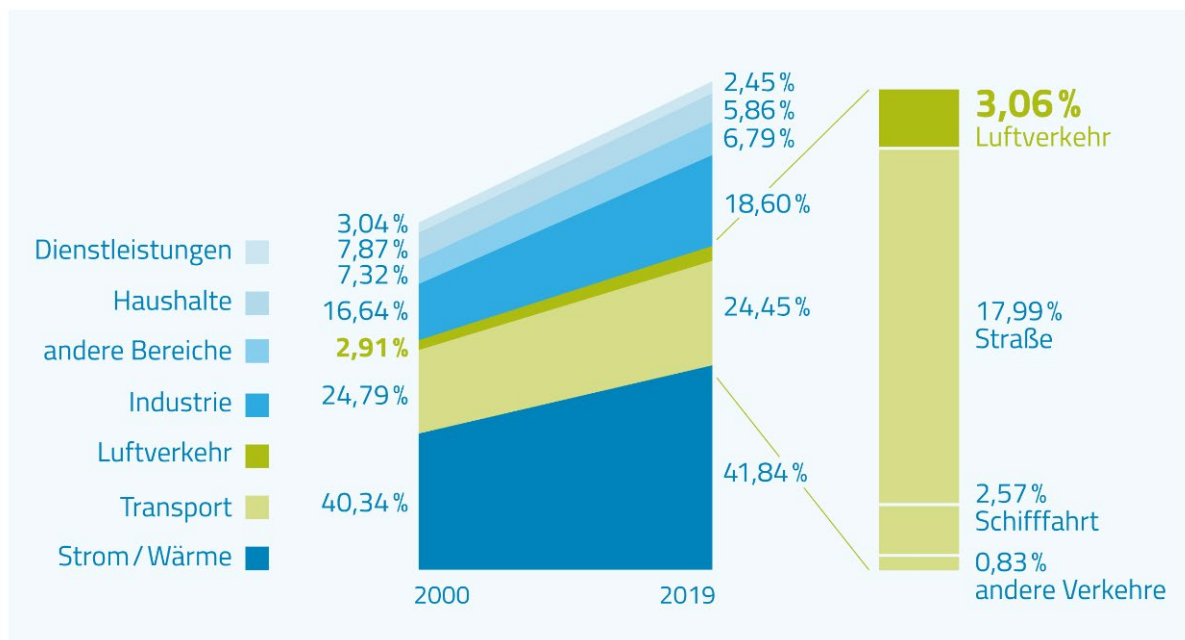


Abbildung 1-1 - Globale CO₂-Emissionen des Verkehrssektors zwischen 2000 und 2019 [Kli23]

In diesem Zusammenhang konzentriert sich die vorliegende Masterarbeit auf die Nutzung von Temperaturunterschieden in der Klimaanlage eines Flugzeuges zur Energiegewinnung durch den so genannten Seebeck-Effekt. Der Seebeck-Effekt wandelt Temperaturunterschiede direkt in elektrische Energie um. Dieser Prozess hat das Potenzial, erhebliche Men-

gen an bisher ungenutzter Energie zu erzeugen und zur Reduzierung des Gesamtenergieverbrauchs in der Luftfahrt beizutragen.

Um das Potenzial des Seebeck-Effekts zu untersuchen, beginnt diese Arbeit mit einer gründlichen Durchsicht der vorhandenen Literatur. Ziel ist es, ein umfassendes Verständnis der Energierückgewinnung in verschiedenen Industrien, insbesondere in der Luftfahrt, zu erlangen und bestehende Anwendungen zu klären. Dazu werden Beispiele aus der Industrie herangezogen, die entweder bereits in praktischer Form existieren oder Gegenstand wissenschaftlicher Forschung sind. Anschließend wird der Effekt in Form seiner physikalischen Theorie detailliert beschrieben, um seine wissenschaftliche Philosophie zu verdeutlichen.

Um das Ziel und die Motivation dieser Studie, die sich auf die Nutzung des Seebeck-Effekts in der Flugzeugklimatisierung konzentriert, besser zu verstehen, wird das entsprechende System ausführlich beschrieben und diskutiert.

Ein detailliertes Modell zur Implementierung des Seebeck-Effekts in der Flugzeugklimatisierung wird modelliert und simuliert. Diese Modellierung wird dazu beitragen, die Machbarkeit und Effizienz dieser Methode der Energieerzeugung zu bestimmen und Einblicke in mögliche Herausforderungen und Lösungen zu geben. Abschließend werden die Auswirkungen der Ergebnisse dieser Arbeit auf die Luftfahrtindustrie diskutiert.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass diese Arbeit einen wichtigen Beitrag zur laufenden Forschung und Entwicklung in den Bereichen Energy Harvesting und Energieeffizienz in der Flugzeugkabine leistet. Es wird erwartet, dass die Ergebnisse einen signifikanten Einfluss auf das zukünftige Design von Flugzeugkabinen als Hauptverbraucher von elektrischer Energie im Flugzeug und deren Energieeffizienz haben und dazu beitragen werden, die negativen Umweltauswirkungen der Luftfahrtindustrie zu reduzieren.

2. Energy-Harvesting

Energy Harvesting, auch Energieernte genannt, ist die Nutzung von Umweltenergie zur Erzeugung von elektrischer Energie. In vielen Quellen wird sogar der einfachere Begriff „Energieumwandlung“ verwendet, was zwar eine korrekte und einfache Definition ist, aber in der Regel nicht die ganze Realität hinter dem Wort Energy-Harvesting ausdrückt. Denn Energy-Harvesting bedeutet nicht nur einfache Energieumwandlung, sondern Energieumwandlung zur Optimierung der Energienutzung, was natürlich gleich noch näher erläutert wird. In Anlehnung an das Buch „Nanotechnology for the Energy Challenge“ lässt sich kurz zusammenfassen: „Energy Harvesting bezeichnet die Gewinnung kleiner Mengen elektrischer Energie aus Quellen wie Umgebungstemperatur, Vibrationen oder Luftströmungen für mobile Geräte kleiner Leistung. Die dazu verwendeten Strukturen werden auch als Nanogeneratoren bezeichnet“ [Mar13, S.90].

Tatsächlich wird der größte Teil des Energy Harvesting als Micro Energy Harvesting bezeichnet. Es ist zu beachten, dass bei der Umwandlung von Verlustenergie in elektrische Energie aus der Umgebung normalerweise keine hohe elektrische Spannung erwartet werden kann. Die Menge der gewonnenen Energie hängt stark von der Umgebung ab, wobei die Größe der Umgebung eine wichtige Rolle spielt. Im Allgemeinen bezieht sich das Thema Energy Harvesting jedoch auf kleine Umgebungen, weshalb häufig der Begriff Micro Energy Harvesting verwendet wird. Aus diesem Grund wird in diesem Kapitel, wie in den meisten Quellen, der Schwerpunkt auf „Micro“ Energy Harvesting gelegt. Da die Technologien, die für Energy Harvesting in verschiedenen Sektoren verwendet werden, auch für kleine Umgebungen geeignet sind, und die Kits und Generatoren, die für den Einsatz in diesen kleinen Umgebungen gebaut werden können, ist dies ein geeignetes Thema. Aus diesem Grund konzentrieren sich die meisten Beispiele und Informationen in diesem Kapitel auf Micro Energy Harvesting. Darüber hinaus wird im nächsten Kapitel der Seebeck-Effekt als eine Methode zur Energieumwandlung durch Temperaturunterschiede diskutiert und erläutert, warum dieses Konzept auch in diesem Zusammenhang relevant ist.

Generell können verschiedene Energiequellen zur Energiegewinnung genutzt werden, wie z.B. Solarenergie, kinetische Energie, thermische Energie etc. Aus Tabelle 2-1, die auf Informationen aus [Dem11] basiert, wird deutlich, dass der Wirkungsgrad und die Technologie zur Energieumwandlung für jede dieser Energiequellen unterschiedlich sind.

Es gibt viele Anwendungen für Energy Harvesting in der heutigen Industrie, und in diesem Kapitel wird versucht, einige der bekanntesten oder interessantesten Beispiele aus der Sicht des Autors kurz zu beschreiben. Wenn z.B. die interessanteste Entwicklung im Bereich des Energy Harvesting in der medizinischen Industrie stattgefunden hat, wurden Beispiele aus der gleichen Industrie verwendet, um das Thema zu erläutern. Es wurde darauf geachtet, die Konzepte verständlich und so einfach wie möglich darzustellen und eine übermäßige Auf-

splitterung der Themen zu vermeiden. Darüber hinaus wurden aktuelle Trends berücksichtigt, wie z.B. die häufige Diskussion und Nutzung von Solarenergie, um spezifischere Beispiele zu diskutieren.

Tabelle 2-1 - Leistungsdichte von einiger Energy-Harvesting-Quellen basierend auf [Dem11]

Quelle	Technologie	Leistungsdichte $\left[\frac{W}{cm^2}\right]$	Anmerkung/Anwendung
Licht	Solarzelle	10^{-1}	Direktes Sonnenlicht
		10^{-4}	Kunstlicht
Temperatur	Thermogenerator	71×10^{-3}	MICROPELT (Firma), bei 3 K-Temperaturdifferenz
Vibration	Piezo	4×10^{-6}	Menschlich im Hz-Bereich
		8×10^{-4}	Maschinell im Hz-Bereich
Luftstrom	Strömungswandler	10^{-3}	Mikropumpe mit 30 l/min
HF-Strahlung	Antenne	$< 10^{-6}$	Im Nahfeld

Es sei jedoch darauf hingewiesen, dass es auf diesem Gebiet zahlreiche wissenschaftliche Quellen gibt, die für weitere Informationen konsultiert werden können. Beispielsweise werden in diesem Zusammenhang die Referenzen [Kan07, Kon14, Zhu22, Dem11, Dlr00, Geo21, Bec16, Ked19, Bis16, Beh18, Kur14, Syn16, Jay22, Qua10] empfohlen, die auch für die Erstellung dieser kurzen Beispiele verwendet wurden.

2.1 Stand der Technik im Bereich Energy-Harvesting

Wie bereits erwähnt, gibt es verschiedene Energiequellen, die für die Umwandlung in elektrische Energie genutzt werden können. Im Folgenden werden einige dieser Energy Harvester thematisch geordnet und vorgestellt.

2.1.1 Thermoelektrische Generatoren

In dieser Arbeit liegt der Schwerpunkt auf der Umwandlung von thermischer in elektrische Energie mit Hilfe des Seebeck-Effekts bzw. der Technologie der thermoelektrischen Generatoren (TEG). Da in dieser Arbeit die Energierückgewinnung in Flugzeugkabinen mit Hilfe vom TEG untersucht wird, wird das Thema Seebeck-Effekt in Kapitel 3 ausführlich behandelt. An dieser Stelle genügt daher eine kurze Einführung.

Der Einsatz dieser Technologie ist in vielen Industriezweigen unverzichtbar geworden. Die Minimierung von Wärmeverlusten in Wissenschaft und Industrie ist von großer Bedeutung.

Durch die Nutzung dieses Effekts kann die Abwärme in den Energiekreislauf zurückgeführt werden und so zur Kostenreduzierung durch Energieeinsparung beitragen. Es ist daher nicht verwunderlich, dass in den letzten Jahrzehnten viele Unternehmen in diese Technologie investiert haben und weltweit zahlreiche Studien an Universitäten auf diesem Gebiet durchgeführt wurden. Es ist jedoch anzumerken, dass dieser Generatortyp, wie die meisten anderen Energy-Harvesting-Methoden, aufgrund des geringen Wertes der gewonnenen Spannung hauptsächlich im Bereich der Mikroelektronik eingesetzt wird [Dem11].

Es gibt noch weitere Vorteile beim Einsatz dieser Generatoren, die sie noch interessanter machen. Zum Beispiel haben sie aufgrund ihrer physikalischen Eigenschaften eine lange Lebensdauer, sind sehr zuverlässig und benötigen weniger Wartung und Reparatur [Dlr00]. Diese Faktoren sind sehr effektiv und machen den Einsatz dieser Generatoren noch attraktiver. Tatsächlich kann das Problem der Wartungs- und Reparaturkosten neben der Energieernte selbst ein weiterer Faktor zur Kostenreduktion sein. Dies ist wahrscheinlich einer der Hauptgründe, warum diese Generatoren seit Jahrzehnten in der Luft- und Raumfahrtindustrie eingesetzt werden. Ein bemerkenswertes Beispiel ist das Mars-Rover-Projekt der NASA, bei dem der Rover Curiosity TEGs verwendet, um aus der Wärme von Plutonium-238-Radioisotop-Batterien Strom zu erzeugen. Diese TEGs stellen eine zuverlässige Stromversorgung für die Instrumente und Systeme des Rovers sicher [Nas23]. Besonders hervorzuheben ist der zunehmende Einsatz dieser Generatoren in stationären Systemen. Insbesondere in der Automobilindustrie ist das Interesse am Einsatz dieser Generatoren sehr groß. TEGs können in Fahrzeugen zur Steigerung der Energieeffizienz eingesetzt werden, indem sie Abwärme in elektrische Energie umwandeln, die dann zur Versorgung von Fahrzeugsensoren, Bordcomputern und anderen elektronischen Systemen genutzt wird. BMW beispielsweise hat bereits angekündigt, TEGs in einige seiner Fahrzeuge zu integrieren. Die TEGs werden in der Abgasanlage eingebaut, um die Abwärme in elektrische Energie umzuwandeln, die dann zur Stromversorgung der elektronischen Systeme im Fahrzeug verwendet wird [Lie09, Gre11]. Abbildung 2-1 zeigt ein thermoelektrisches Generatormodul, das neben dem Abgassystem eines Autos installiert ist. Durch die Nutzung der Abwärme als Energiequelle, die sonst an die Umwelt abgegeben würde, kann der Kraftstoffverbrauch des Motors gesenkt werden. Die Leistung der Generatoren hängt von der Temperaturdifferenz ab, die wiederum von der Leistung des Fahrzeugmotors und den Anfangsbedingungen der Generatoren und ihres Energiekreislaufs abhängt. Nach Angaben von BMW in Quelle [Ede11] ist jedoch zu erwarten, dass das von BMW entwickelte Modul bis zu 400 W erzeugen kann.

Eine zuverlässige Quelle, die in einem kurzen Artikel den Einsatz dieser Technologie in der Automobilindustrie erläutert, ist ein Blog der US-Regierung im Bereich Energie [Lai10]. Dieser Artikel zeigt, dass der Einsatz von Energieernte-technologie den Kraftstoffverbrauch von Fahrzeugen mit Verbrennungsmotor um bis zu 10 % senken kann, was eine beträchtliche Einsparung darstellt.

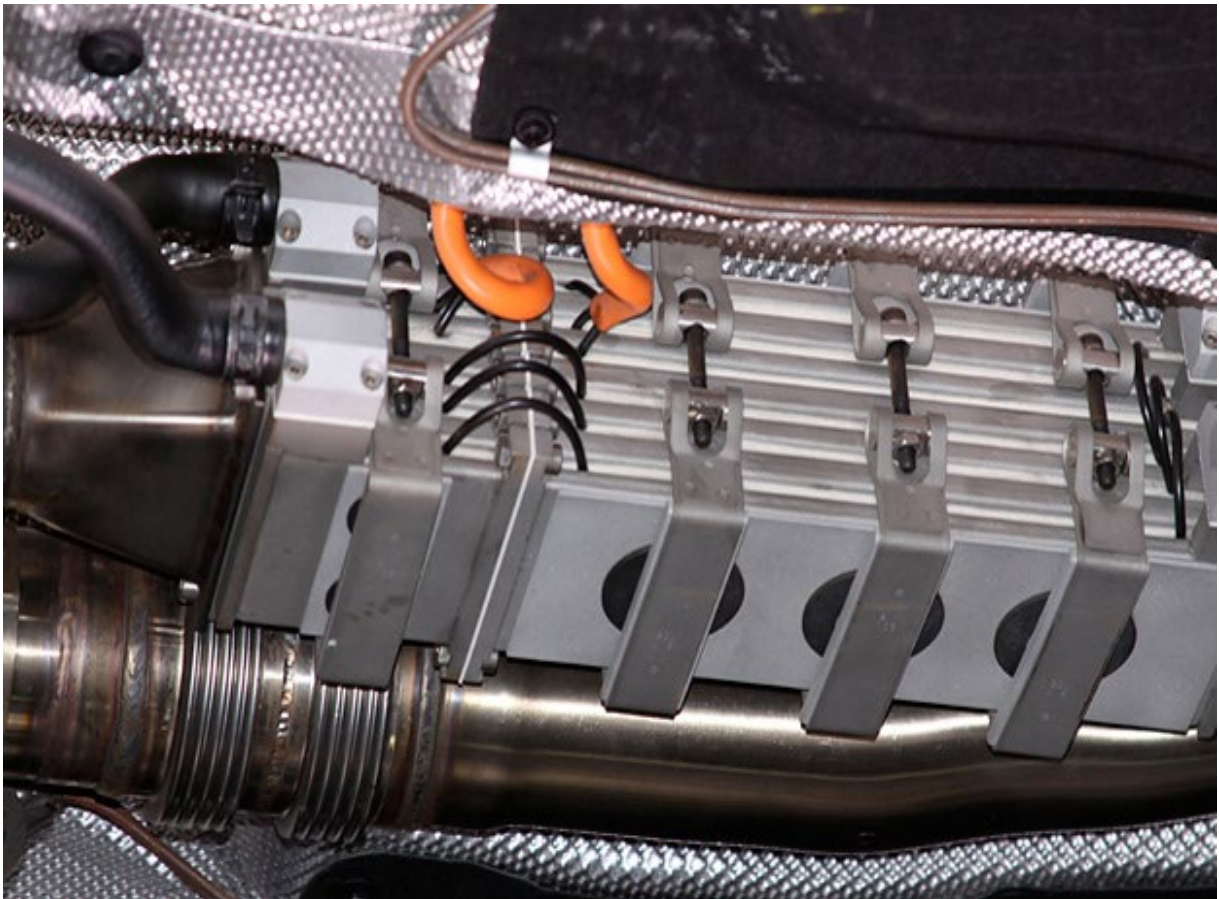


Abbildung 2-1 - Thermoelektrisches Generatormodul bei Abgasquelle eines Autos [Aut15]

Weitere Beispiele für die Entwicklung hocheffizienter Anwendungen zur Nutzung industrieller Abwärme finden sich in Japan. Eine Versuchsanlage der japanischen Firma Komatsu nutzt die heißen Abgase eines Zementier-Ofens zur Erzeugung von 240 W elektrischer Leistung mittels ein TEG [Kei11]. Im Jahr 2013 stellte Komatsu ein modulares System zur Abwärmenutzung in der Stahlverarbeitung vor, das in der Vollausbaustufe des Demonstrators eine Leistung von ca. 10 kW liefern soll [Kur13]. Auch in Deutschland wurden bereits leistungsfähige Systeme demonstriert. In Halle, Sachsen-Anhalt, wurde von der Firma TEC COM GmbH eine Anlage zur Verstromung von Deponieabgasen errichtet, die eine elektrische Leistung von mehreren kW erreicht [Dlr00].

Die oben genannten Beispiele zeigen, wo der Schwerpunkt des Einsatzes des TEGs in der Industrie liegt und wie Abwärme zur Erzeugung von Nutzenergie beitragen kann. Es gibt sicherlich noch viele weitere Anwendungsbeispiele für TEG in der heutigen Industrie, die im Wesentlichen der gleichen Philosophie folgen wie die bereits genannten. Die Quelle [Zou20] ist ein verwandter Artikel, der weitere Beispiele für den Einsatz des TEGs in verschiedenen Industrien aufzeigt. Die Hersteller solcher Generatoren stehen in starkem Wettbewerb, um effiziente Generatoren herzustellen. Eine detaillierte Liste dieser Firmen findet sich in [Dlr00].

2.1.2 Piezoelektrische Generatoren

Piezoelektrische Generatoren sind eine weitere Art von Energy Harvesting Generatoren, die in vielen Anwendungen eingesetzt werden. Diese Generatoren basieren auf dem piezoelektrischen Effekt, der die Fähigkeit bestimmter Materialien beschreibt, elektrische Ladungen zu erzeugen, wenn sie einer Verformung oder Vibration ausgesetzt werden.

Piezoelektrische Generatoren bestehen aus einem piezoelektrischen Material zwischen zwei Elektroden. Wenn das Material in Schwingung versetzt oder verformt wird, erzeugt es an den Elektroden eine elektrische Ladung. Diese Ladung kann dann zur Erzeugung elektrischer Energie genutzt werden. Als aktives Material werden üblicherweise Keramiken aus Blei-Zirkonat-Titanat (PZT) oder Polyvinylidenfluorid (PVDF) verwendet. PVDF ist wegen seiner Elastizität und einfachen Verarbeitung beliebter. Es ist jedoch zu beachten, dass PVDF eine geringere Ladeeffizienz als PZT aufweist [Kan07]. Eine schematische Darstellung eines piezoelektrischen Elements, das die Umwandlung von mechanischer Kraft in Elektrizität zeigt, ist in Abbildung 2-2 (links) dargestellt.

Piezoelektrische Generatoren werden z. B. in Piezofeuern verwendet, bei denen durch Drücken eines Knopfes eine elektrische Ladung erzeugt wird, die einen Funken erzeugt, der das Gas im Feuerzeug entzündet (siehe Abbildung 2-2 rechts). An dieser Stelle soll betont werden, dass das Beispiel des Piezofeuers nur als Einstieg in die Technologie dienen soll, da es allgemein bekannt ist. Tatsächlich kann Energy Harvesting bei dieser Art von Feuerzeug nicht berücksichtigt werden, da keine Energie aus der Umgebung gewonnen wird.

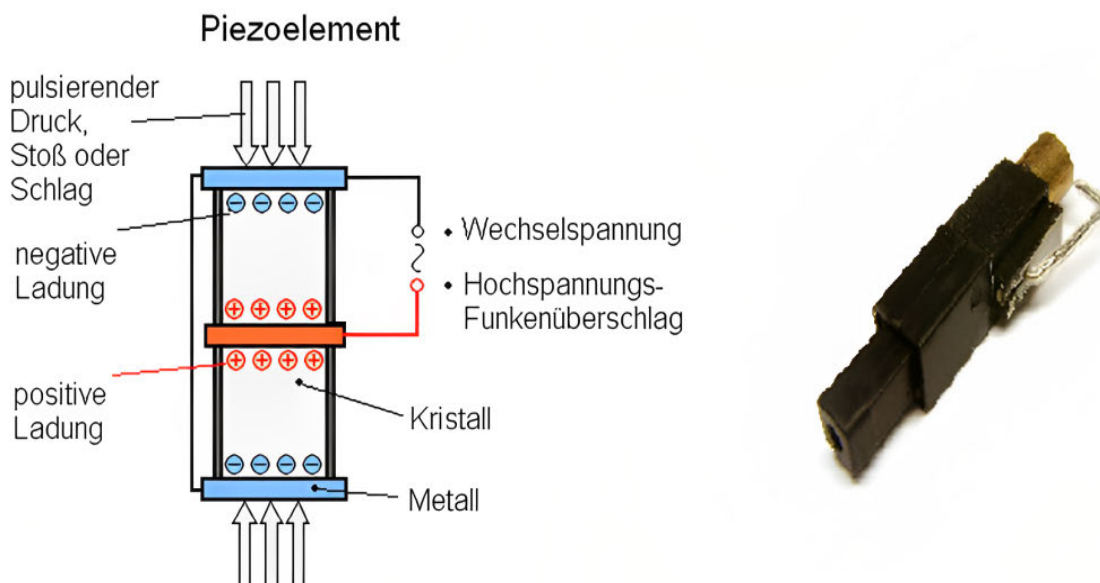


Abbildung 2-2 - links: schematische Darstellung Piezoelement [Wpi11]. rechts : Piezo-Zündelement eines Feuerzeugs [Wpi12]

Piezoelektrische Generatoren werden häufig mit Monomorph- oder Bimorphwandlern in Balken- oder Plattenbauweise ausgeführt. Diese einfachen Strukturen haben in der Regel vollflächige Elektroden und werden durch Biegung oder Druck verformt. Die stark inhomogene mechanische Spannungsverteilung im Wandler führt jedoch dazu, dass das piezoelektrische Material nur teilweise zur Energieerzeugung genutzt wird, während andere Bereiche im Extremfall mechanisch unbelastet und ineffizient bleiben. Zudem erzeugen vollflächige Elektroden einen Kurzschluss über die gesamte Struktur, was zu weiteren Einbußen des Gesamtwirkungsgrades führt [Kan07, Kim02].

Eine Möglichkeit zur Effizienzsteigerung bietet der Einsatz segmentierter Elektroden, die es ermöglichen, die erzeugte Ladung aus mechanisch unterschiedlich belasteten Bereichen getrennt abzugreifen und störende Rückwirkungen auf das Wandlermaterial zu vermeiden [Kim02]. Darüber hinaus bietet die Homogenisierung der mechanischen Spannungsverteilung im piezoelektrischen Material weitere Verbesserungsmöglichkeiten [Jus06]. Der Einsatz von Scheibenwandler-, Cymbal- oder Moonie-Strukturen kann ebenfalls zur Spannungshomogenisierung beitragen [Kan07].

Die elektrische Ausgangsspannung eines piezoelektrischen Wandlers liegt im Bereich von 1 bis 100 V, die erzeugte Ladung ist jedoch vergleichsweise gering [Kan07]. Abhängig von der mechanischen Betriebsfrequenz wird der Wandler zu einer hochohmigen Quelle. Der Wirkungsgrad hängt von vielen Faktoren ab und stellt ein relativ komplexes elektromechanisches System mit nichtlinearem Verhalten und internen Rückkopplungen dar. Es gibt jedoch theoretisch erreichbare Wirkungsgrade von bis zu 90% [Ric04].

Je nach Wandler-Geometrie und Belastung gibt es unterschiedliche optimale Betriebszustände. Beispielsweise wurde bei Messungen an einem Stapelwandler festgestellt, dass das Wirkungsgradmaximum bei konstanter, begrenzter mechanischer Energie im Bereich niedriger Frequenzen erreicht wird [Gol99], während andere Autoren bei ausreichend hoher Energie ein Wirkungsgradmaximum im Bereich der mechanischen Resonanzfrequenz postulieren [Ric04]. Piezoelektrische Generatoren werden seit langem in kommerziellen Anwendungen eingesetzt, z.B. zur Stromversorgung von drahtlosen Sensoren, zur Überwachung von Maschinen und Anlagen, in der Automobilindustrie zur Erzeugung von Energie aus Fahrzeugvibrationen. Sie finden auch Anwendung in tragbaren Geräten und Wearables, z.B. in der Kleidung oder in einem am Körper getragenen Computersystem wie einem Smartwach, sowie in medizinischen Geräten und implantierbaren medizinischen Geräten [Kan07]. Beispielsweise kann ein piezoelektrischer Generator verwendet werden, um einen Herzschrittmacher in der Medizintechnik mit Energie zu versorgen, indem die Schwingungen des Herzschlags zur Energieerzeugung genutzt werden [Swh23, Dmh23]. Das Dartmouth College in den USA hat ein Miniaturgerät entwickelt, das Herzenergie in Elektrizität umwandelt, um Implantate zu betreiben. Es kann auch als Gesundheitssensor in Echtzeit dienen und die Verwendung von Implantaten revolutionieren [Dmh23].

Auch implantierbare Hörgeräte können mit piezoelektrischen Generatoren betrieben werden, indem die Schwingungen des Trommelfells zur Energieerzeugung genutzt werden. Weitere Informationen zu ähnlichen Anwendungen und zur Energiegewinnung in der Medizintechnik finden sich in [Shu22].

Da der Einsatz von Energy Harvesting im Bereich medizinischer Anwendungen heute sehr interessant ist, kann dieser Abschnitt mit einem Blick auf die schematische Darstellung der Leistung amerikanischer Wissenschaftler bei der Bereitstellung elektrischer Energie aus dem menschlichen Herzen in Abbildung 2-3 abgeschlossen werden.

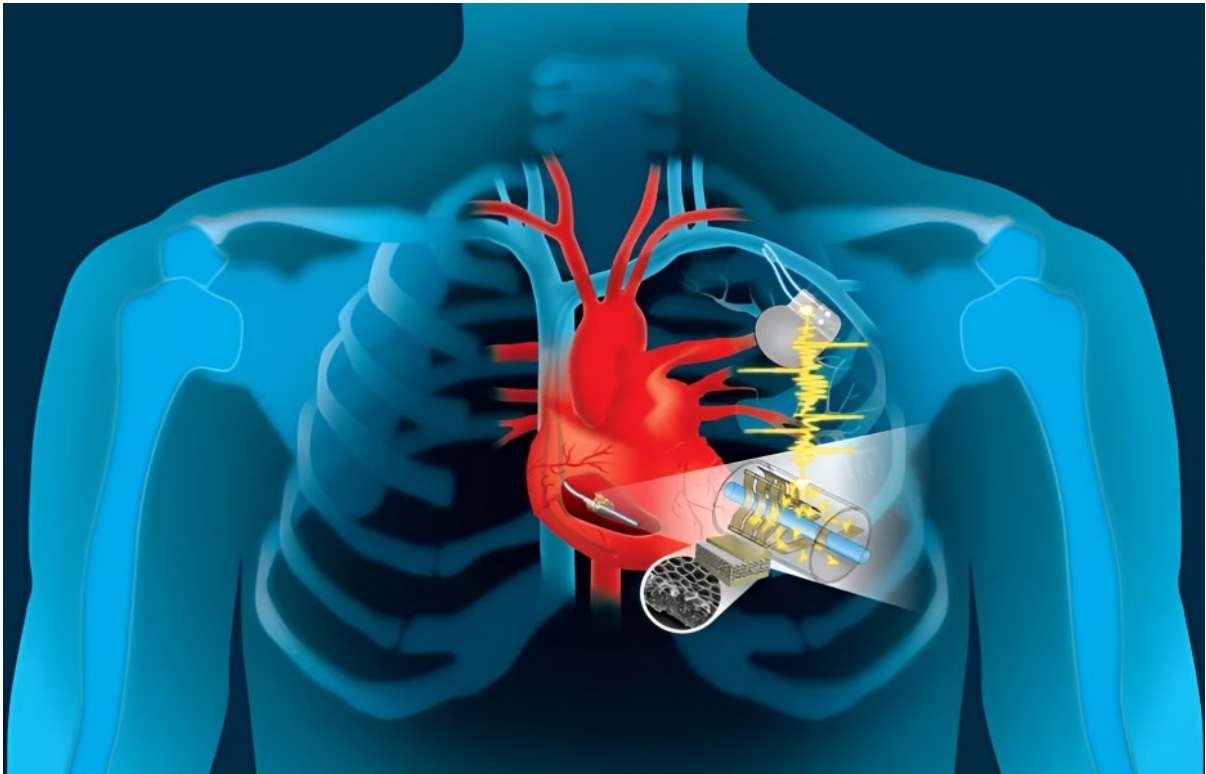


Abbildung 2-3 - Allgemeines Schema eines Herz-Piezo-Generator-Kits, das von Ingenieuren des Dartmouth College entwickelt wurde [Dmh23]

2.1.3 Elektromagnetische Generatoren

In der Regel wird die Umwandlung von kinetischer in elektrische Energie durch magnetische Generatoren durchgeführt. Kinetische Energie kann aus verschiedenen Quellen wie Vibration, Flüssigkeitsströmung, Rotation oder anderen Formen gewonnen werden. Dabei wird eine elektrische Spannung U in einer Spule mit der Wicklungszahl N induziert, wenn sie sich in einem zeitlich veränderlichen Magnetfeld mit dem Fluss Φ befindet [Kan07].

$$U = -N \cdot \frac{d\Phi}{dt} \quad (2.1)$$

Tatsächlich ist der grundsätzliche Aufbau von elektromagnetischen Generatoren im Zusammenhang mit Energy Harvesting im Wesentlichen derselbe wie bei konventionellen Generatoren. Der einzige Unterschied besteht in der Größe und Leistung des Generators, da Energy-Harvesting-Anwendungen in der Regel geringere Leistungen als konventionelle Generatoren erfordern. Beispielsweise kann die elektromagnetische Energiewandlung mit miniaturisierten Generatoren elektrische Leistungen im sub- μ W- bis mW-Bereich bei Spannungen im mV- bis V-Bereich und akzeptablen Generator-Innenwiderständen im Ω - bis k Ω -Bereich liefern [Kan07]. Das elektromagnetische Prinzip ist zwar schwer zu skalieren, aber aus energetischer und technischer Sicht interessant. Allerdings ist die Integration in flache Bauformen aufgrund des hohen Aufwands bei der Herstellung von Vielschichtspulen und Mikromagneten problematisch [Kan07]. Eine vielversprechende Alternative sind kompakte Aufbauten aus feinmechanisch realisierten Generatoren mit mikrosystemtechnischen Komponenten. Ein bekanntes Beispiel für die Umsetzung dieser Technologie sind die energieautarken elektro-mechanischen Armbanduhren der Firma Seiko [Kan07]. Es ist jedoch anzumerken, dass elektromagnetische Generatoren für Energy Harvesting in der Regel spezielle Materialien verwenden, die für den Einsatz in kleinen Geräten optimiert sind, z. B. spezielle Permanentmagnete zur Erhöhung der Induktion oder ferroelektrische Materialien zur Verbesserung der Ladungstrennung. Darüber hinaus sind sie oft besonders robust und langlebig, um den Anforderungen von Umgebungen mit Vibrationen, Stößen und hohen Temperaturen gerecht zu werden. Ein weiterer Unterschied besteht darin, dass Energy-Harvesting-Generatoren in der Regel für den Einsatz in autonomen Geräten konzipiert sind, die keinen Zugang zu externen Stromquellen haben. Daher sind sie oft so konstruiert, dass sie auch bei geringen Bewegungen oder Vibrationen Strom erzeugen können. Im Vergleich dazu verwenden normale Generatoren oft größere und schwerere Komponenten, um eine höhere Leistung und Spannung zu erzeugen. Außerdem müssen sie oft mit hohen Drehzahlen oder großen Rotoren betrieben werden, um genügend Energie zu erzeugen. Es muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass es sich bei dieser Art von Generatoren im Konzept des Energy Harvesting nicht nur um kleine Generatoren mit geringer Leistung handelt, sondern dass in vielen bekannten Fällen genau das Gegenteil der Fall ist.

Für das Energy Harvesting mittels elektromagnetischer Generatoren sind Fluide als Energiewandler von Bedeutung. Besonders hervorzuheben ist hier die Windkraft, die in den letzten Jahren eine bedeutende Rolle in der Energieversorgung von Städten eingenommen hat. Energy Harvesting durch Windkraftanlagen spielt heute eine so herausragende Rolle, dass beispielsweise in Deutschland im Jahr 2022 ca. 123 TWh des Stromverbrauchs durch Windkraftanlagen erzeugt wurden, was einem Anteil von 22 % an der Bruttostromerzeugung entspricht [Sta23].

Es ist zu beachten, dass die Größe des Generators von der Größe der Windturbine abhängt, wobei größere Turbinen höhere Baukosten und Umweltauswirkungen haben. Getriebe kön-

nen zur Anpassung der Rotordrehzahl verwendet werden, aber es gibt auch getriebelose Konzepte. Moderne Anlagen sind windgeschwindigkeitsabhängig und speisen Strom ins Netz ein [Qua10]. Abbildung 2-4 zeigt ein Modell einer Nordex-Turbine, bei der die Rotation des Generators über ein Getriebe gesteuert wird. Wie bereits erwähnt, sind Windenergieanlagen ein zentraler Aspekt des Energy Harvesting. Nähere Informationen zu Turbinentypen und Komponenten können dem wissenschaftlichen Artikel [Sot07] entnommen werden.

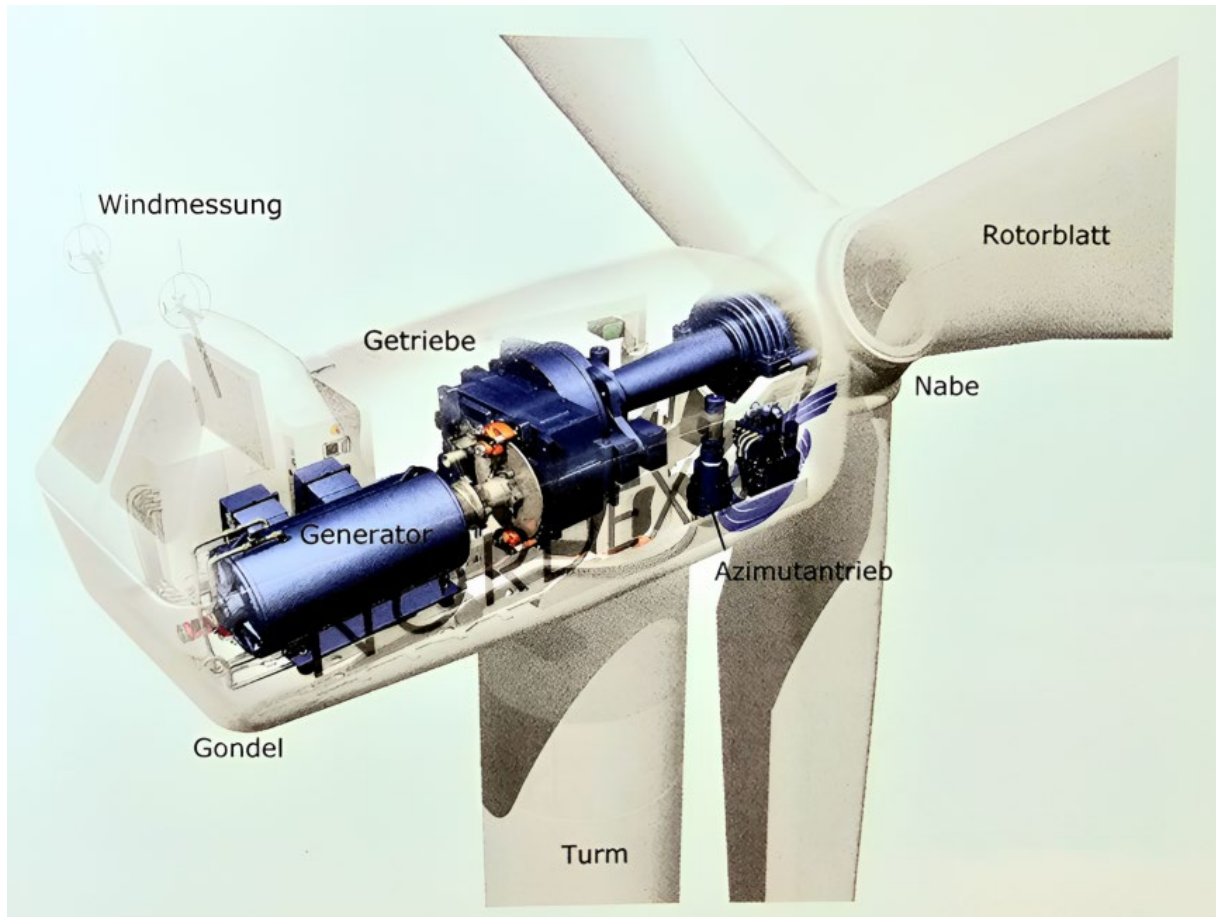


Abbildung 2-4 - Aufbau und Komponenten einer Windkraftanlage [Qua10]

Es ist anzumerken, dass es keine einheitliche Meinung darüber gibt, ob alle Windenergieanlagen dem Konzept des Energy Harvesting zugeordnet werden können. Einige argumentieren, dass Windparks als eine Methode der kontinuierlichen Energieversorgung betrachtet werden sollten, unabhängig vom Energy Harvesting. Andere, wie z.B. Quellen [Geo21], betrachten Windenergieanlagen als Generatoren, die die kinetische Energie des Windes in elektrische Energie umwandeln und somit als Energieerzeugung eingestuft werden können. Die Größe einer solchen Anlage wirkt sich nur auf die erzeugte Strommenge aus.

Das gilt auch für Wasserturbinen. Seit Jahrhunderten versucht die Menschheit, aus der Kraft des Wassers Energie zu gewinnen. Heutzutage gibt es verschiedene Formen von Wasserturbinen in der Industrie, von kleinen Turbinen in Flüssen, Bächen oder anderen fließenden Gewässern, die Strom für z.B. landwirtschaftliche Betriebe erzeugen, bis hin zu Minitur-

binen in Wasserhähnen, die die Energie für den Betrieb von Sensoren und LEDs liefern [Stn18]. Alle diese Arten von Generatoren im Energy-Harvesting-Konzept nutzen die Kraft des Wasserflusses. Weitere Beispiele finden sich in [Qua10]. Interessanterweise wird in [Far22] auch ein Experiment zur Energiegewinnung am Meeresboden mit kleinen elektromagnetischen Generatoren vorgestellt. Das Studium dieses Artikels kann helfen, die Herausforderungen und Möglichkeiten in diesem Bereich besser zu verstehen.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass elektromagnetische Generatoren aufgrund ihrer besonderen Eigenschaften als wesentlicher Bestandteil des Energy-Harvesting-Konzepts anzusehen sind und ein weitaus größeres Anwendungsgebiet haben, als in diesem kurzen Überblick dargestellt.

2.1.4 Radiofrequenz Energy-Harvesting

Eine weitere Art der Energiegewinnung, die derzeit intensiv erforscht wird, ist das Radiofrequenz-Harvesting (RF-Harvesting). Auch hier spielt der Elektromagnetismus eine wichtige Rolle. Anstelle der Energieumwandlung durch ein Magnetfeld in einem Generator wird jedoch elektromagnetische Strahlung in nutzbare Elektrizität in Form von Radiowellen umgewandelt.

Im Allgemeinen geschieht dies, indem die Radiowellen von einer Antenne aufgefangen und von einem speziell dafür entwickelten Modul in nutzbaren Gleichstrom umgewandelt werden. Obwohl es sich um einen nicht sehr komplexen Prozess handelt [Dem11] und er seine eigenen einzigartigen Eigenschaften hat, ist er mit verschiedenen Herausforderungen verbunden und aus diesem Grund zu einem attraktiven Forschungsthema für Wissenschaftler geworden.

Eine wichtige Eigenschaft des Energy Harvesting durch elektromagnetische Strahlung ist, dass es im Gegensatz zu anderen Methoden wie Solarzellen oder Windkraftanlagen weder Licht noch Wind benötigt. Es kann als unabhängig von Umwelt- und geographischen Bedingungen angesehen werden. Es sollte jedoch beachtet werden, dass die Menge an Energie, die mit dieser Methode gewonnen werden kann, im Vergleich zu anderen Methoden wie Solar- oder Windenergie viel geringer ist [Ibr22]. Dies stellt eine Herausforderung dar. Aus diesem Grund wird das Konzept der Nutzung von Radiowellen zur Stromversorgung von Sensoren und Geräten mit geringem Stromverbrauch in abgelegenen und unzugänglichen Gebieten verwendet [Ibr22].

RF-Harvester haben im Allgemeinen eine spezifische und gemeinsame Struktur. Das Schema dieses Aufbaus ist in Abbildung 2-5 aus [Tra17] einfach und klar dargestellt. Die Antenne wandelt die elektrische Feldstärke in eine Spannungsdifferenz oder umgekehrt um. Der Gleichrichter wandelt die RF in Gleichstrom um. Der Spannungsvervielfacher erzeugt eine höhere DC-Ausgangsspannung, wenn der Sensor oder der Energiespeicher aktiviert wird

[Ibr22]. Gleichrichter spielen in diesen Systemen eine sehr wichtige Rolle und werden in den meisten wissenschaftlichen Quellen zu diesem Thema ausführlich behandelt und untersucht, z. B. [Ibr22, Bau21, Smi13, Tra17].

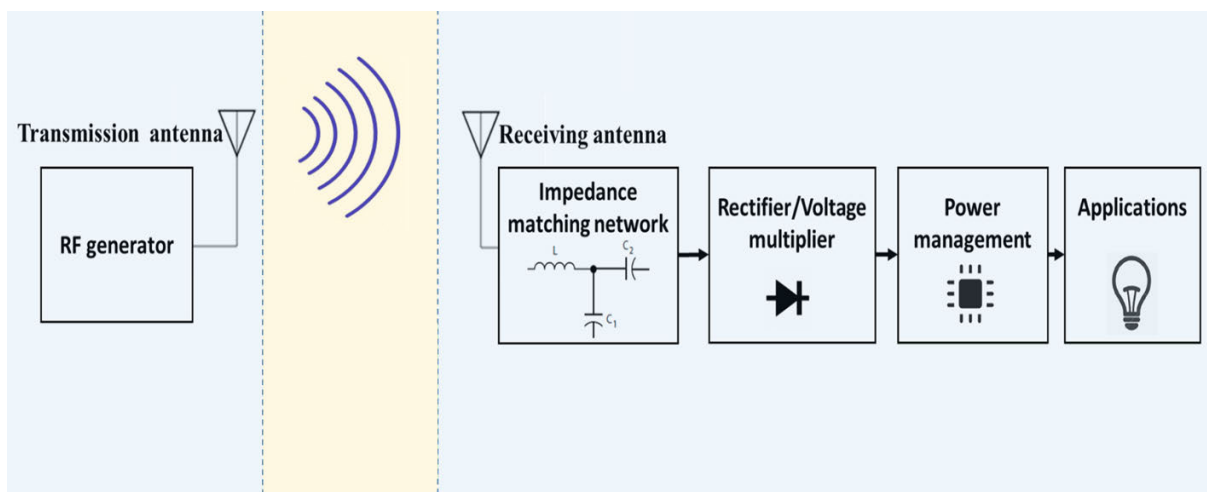


Abbildung 2-5 - Schematische Darstellung von RF-Energy-Harvesting [Tra17]

RF-Harvester können in verschiedene Kategorien eingeteilt werden, z.B. nach der Bandbreite oder der Frequenz der verwendeten Funkwellen. Außerdem wird z.B. das Fern- oder Nahfeld berücksichtigt [Smi13]. Eine weitere wichtige Kategorie ist die Art der Quelle, die der Harvester nutzt. In dieser Hinsicht gibt es drei allgemeine Typen [Ibr22]: Der erste Typ ist eine dedizierte Übertragungsoption, die in einem elektromagnetischen Feld entwickelt wurde. Die zweite Option nutzt die Umgebung und die meisten Studien basieren auf dieser Methode. Bei diesem Typ nutzt der Harvester die Radiowellen der Umgebung und erscheint daher logischer in der allgemeinen Betrachtung des Energy Harvesting. Die dritte Option ist die Nutzung der Kommunikation zwischen mobilen Geräten. Umfassende Informationen zu diesem Bereich und den Unterschieden finden sich in [Ibr22].

An dieser Stelle soll eine weitere Herausforderung im Bereich RF Energy Harvesting erwähnt werden, die mit diesem Thema zusammenhängt. Ein Beispiel hierfür ist der mögliche Missbrauch von Funkwellen zur unerlaubten Energiegewinnung. Nach [Dem11] wurden in der Nähe von Sendemasten gelegentlich Energieerntantennen entdeckt, die Energie z.B. für den Betrieb von LED-Lämpchen gewinnen. Diese Art von Herausforderungen hat dazu geführt, dass die industrielle Entwicklung dieses Antennentyps in einigen Teilen der Welt nur begrenzte Fortschritte gemacht hat.

Die Möglichkeiten, die sich durch den Einsatz dieser Technologie eröffnen, nehmen stetig zu. Beispiele hierfür sind die Energieversorgung von Geräten im Internet der Dinge oder Smart Watches [Ibr22] sowie tragbare Sensoren und Wearables [Bor15]. Ein wichtiges Beispiel für die praktische Anwendung dieser Technologie ist die Einführung von Fernbedienungen für Smart-TVs im Jahr 2022, die mit Hilfe von Radiowellen Energie erzeugen und während ihres gesamten technologischen Lebenszyklus keinen Batteriewechsel benöti-

gen [Bat22]. Es liegt auf der Hand, dass die Einsparung des Batterieverbrauchs durch diese Technologie ein wirksames Mittel zur Förderung des Umweltschutzes ist.

Zum Abschluss dieses Teils der Arbeit soll noch eine weitere Herausforderung dieser Technologie erwähnt werden. Im Gegensatz zu anderen Energy Harvesting Methoden, die keine Auswirkungen auf die menschliche Gesundheit haben, gibt es viele Diskussionen über die Rolle von Radiowellen bei dieser Methode. Es ist jedoch wichtig zu betonen, dass die geringe Energiemenge, die derzeit durch diese Methode erzeugt wird, dem Menschen keinen Schaden zufügen kann. Mit anderen Worten, das mit dieser Methode verbundene Gesundheitsrisiko ist nicht größer als z.B. bei Mobiltelefonen und Bluetooth-Wellen, die bereits allgemein akzeptiert sind [Bte22]. Dennoch bleibt die Frage der gesundheitlichen Auswirkungen von Funkwellen auf lebende Organismen eine Herausforderung, und die Festlegung von Standards in diesem Bereich ist ein Thema für sich.

Nach [Bte22] könnte sich die Investition in diese Methode des Energy Harvesting in Zukunft lohnen, da mobile Geräte dann kein herkömmliches Ladegerät mehr benötigen. Mit der Weiterentwicklung der Kommunikations- und Funktechnologie könnte diese Prognose in naher Zukunft Realität werden.

2.1.5 Photovoltaik-Generatoren

Dieser Abschnitt ist der Einführung in das aktuelle und wichtige Thema der Solarenergie gewidmet. Sie gilt als eine der wichtigsten Methoden der Energiegewinnung und spielt auch im Konzept des Energy Harvesting eine wichtige Rolle. Weltweit haben photovoltaische (PV) Generatoren, die Sonnenlicht direkt in Elektrizität umwandeln, einen bedeutenden Anteil an der Energieerzeugung. Tatsächlich ist die Energie der Sonne die am leichtesten zugängliche Energiequelle. Die Sonne strahlt ununterbrochen etwa 173.000 TW Leistung auf die Erde, das ist 10.000 mal mehr als der Mensch auf der Erde verbraucht [Eng16]. Diese Tatsache macht die Energiegewinnung aus Sonnenlicht äußerst attraktiv. Bedenkt man zusätzlich, dass Silizium, das zweithäufigste Element auf der Erde [Qua10], für diesen Zweck verwendet werden kann, steigt die Bedeutung noch weiter. Dabei ist jedoch zu beachten, dass die Investitionen in diese Art der Energiegewinnung erst in den letzten Jahren zugenommen haben, da fossile Energieträger in der Vergangenheit oft günstiger waren als die Solartechnik. Dies ist ein wichtiger Grund für die Verzögerung. Inzwischen ist jedoch weltweit ein deutlich wachsendes Interesse an diesem Thema zu verzeichnen, wie Abbildung 2-6 zeigt. Zahlreiche wissenschaftliche Prognosen wie z.B. [Arm16] gehen davon aus, dass die Solarenergie in Zukunft zusammen mit der Windenergie den größten Anteil an der weltweiten Energieerzeugung haben wird.

Zum besseren Verständnis von Abbildung 2-6 ist eine Erläuterung der Maßeinheit für die Leistung von PV-Anlagen notwendig. Die Leistung von PV-Anlagen wird üblicherweise in Watt oder Kilowatt Peak (kW_p) gemessen. Die Einheit " W_p " gibt an, wie viel elektrische Leis-

tung ein PV-Modul unter Standard-Testbedingungen (STC) erzeugen kann. Die STC definieren die Testbedingungen für PV-Module und umfassen eine Einstrahlung von $1000 \frac{W}{m^2}$, eine Zelltemperatur von $25 \text{ }^\circ\text{C}$ und einen Luftmassenwert (AM) von 1,5. Unter diesen Bedingungen kann ein PV-Modul mit einer Nennleistung von 1 kWp 1 kWh elektrische Leistung pro Stunde erzeugen [Mot23]. Der Prozess der Umwandlung von Sonnenenergie in Elektrizität erfordert Solarzellen, die Halbleiter verwenden, um Licht zu absorbieren und Elektronen zu bewegen. Es gibt verschiedene Arten von Halbleitern, die für die Herstellung von Solarzellen verwendet werden. Zum Beispiel elementare Halbleiter wie Silizium (*Si*) und Verbindungshalbleiter wie Galliumarsenid (*GaAs*), Cadmiumtellurid (*CdTe*) oder Kupfer-Indium-Diselenid (*CuInSe₂*) [Qua10]. Aufgrund des größeren Vorkommens kann man mit Sicherheit sagen, dass Silizium den größten Anteil an dieser Technologie hat [Qua10]. Dieses wird aus Quarzsand (*SiO₂*) gewonnen und durch spezielle Verfahren wie den Reduktionsprozess und den Siemensprozess [Qua10] auf einen sehr hohen Reinheitsgrad von ca. 99,99% gebracht, um daraus Siliziumwafer herzustellen, die das Hauptelement einer Solarzelle bilden. Polykristallines Silizium kann mit diesen Verfahren hergestellt werden, aber um die Effizienz der Zellen zu erhöhen, wird oft reines monokristallines Silizium mit teureren Verfahren verwendet. Die meisten heutigen Solarzellen enthalten eine dieser beiden Siliziumformen. Für weitere Informationen zu diesem Thema siehe [Qua10]. Abbildung 2-7 zeigt beispielhaft Produkte, die nach dem polykristallinen Verfahren hergestellt wurden.

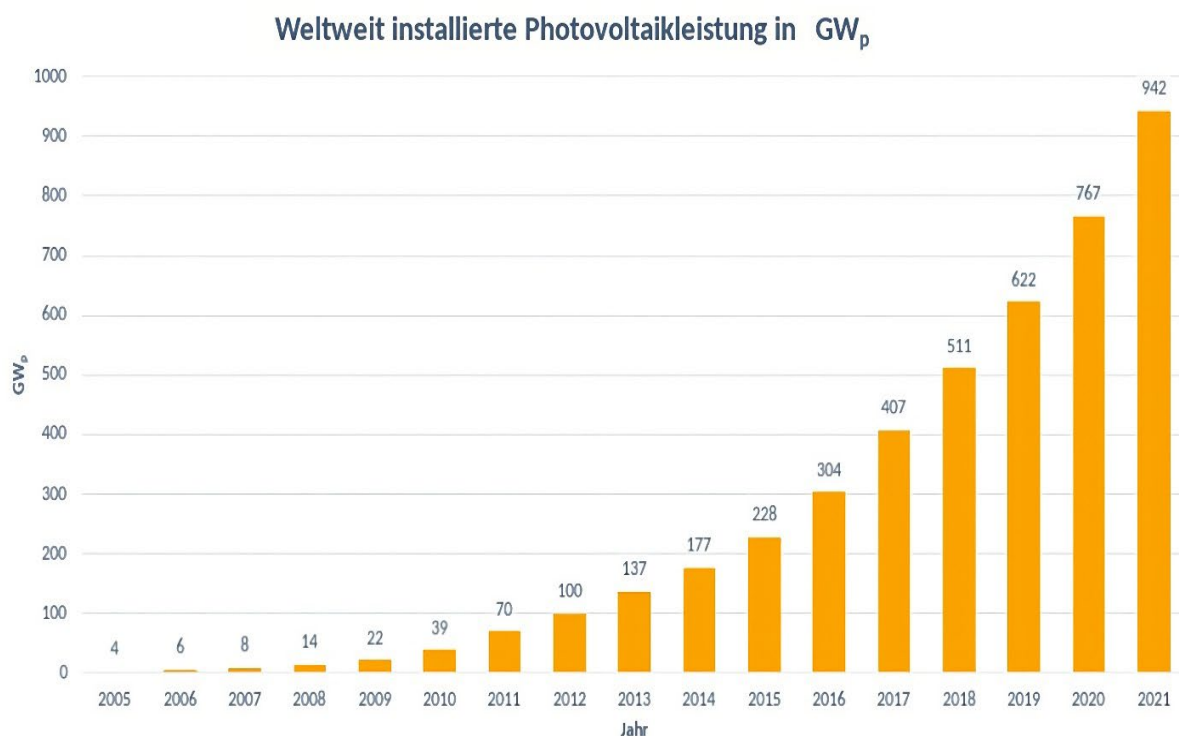


Abbildung 2-6 - Entwicklung der weltweit installierten Photovoltaik-Kapazität zwischen 2005 und 2021 [Wpw22]



Abbildung 2-7 - Links: Polykristallines Rohsilizium. Rechts: Polykristallines Siliziumwafer. [Qua10]

Silizium allein kann Sonnenlicht nicht direkt in Strom umwandeln, da die Photonen die Bindungen der Siliziumatome nur schwer aufbrechen können. Um dieses Problem zu lösen, werden Siliziumschichten oben mit Phosphor (n-dotiert) und unten mit Bor (p-dotiert) verstärkt. An der Grenzschicht werden Elektronen und Leerstellen durch Licht getrennt und von Metallschichten angezogen. Die Verbindung der beiden Metallplatten erzeugt Strom, wobei Elektronen von oben nach unten fließen. Eine schematische Darstellung dieses Vorgangs ist in Abbildung 2-8 zu sehen, die das Verständnis dieses Themas erleichtern kann.

In Kapitel 4 der Quelle [Kan07] werden verschiedene Erläuterungen zur Zentralität von Solarzellen im Zusammenhang mit dem Thema Stand der Technik der PV aus unterschiedlichen Perspektiven ausführlich dargestellt, auf die verwiesen werden kann.

Solarzellen können unterschiedlich groß sein, und es werden verschiedene Faktoren berücksichtigt, um ihren Wirkungsgrad zu erhöhen, z. B. die Verwendung von monokristallinem oder polykristallinem Silizium. Mehrere dieser Zellen können in Reihe und Parallel geschaltet werden, um ein Solarmodul zu bilden. Mehrere Solarpaneele können dann nebeneinander geschaltet werden, um eine PV-Anlage zu bilden, die den Energiebedarf eines Verbrauchers und die Umgebungsbedingungen berücksichtigt. Ein typisches Maß für die Größe einer Solarzelle kann quadratisch und 6" x 6" sein [Qua10].

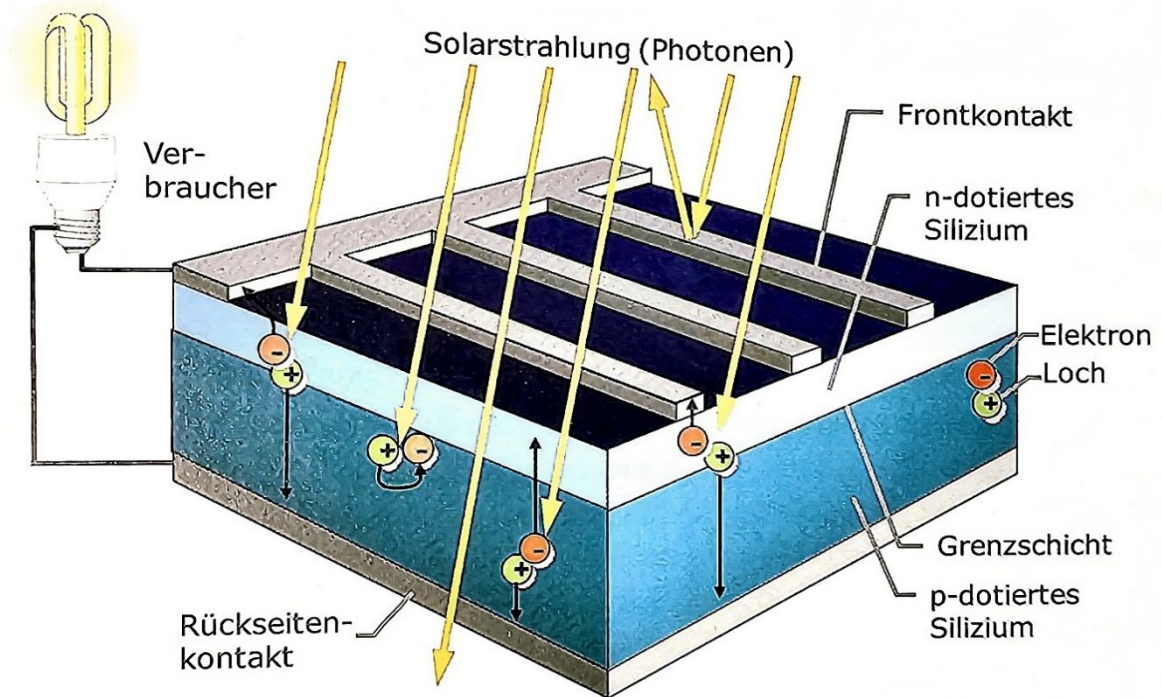


Abbildung 2-8 - Aufbau und Vorgänge in einer Solarzelle [Qua10]

Es ist zu beachten, dass der Einsatz von Solarmodulen von vielen Faktoren abhängt, einschließlich des Sonnenwinkels, der Temperaturtoleranz der PV-Anlage, Feuchtigkeit und Korrosion. Die Spannung einer einzelnen Zelle beträgt etwa $0,6\text{ V}$ [Qua10], aber durch die Zusammenschaltung mehrerer Zellen in größeren Panels kann genügend Strom erzeugt werden, um den Bedarf an elektrischer Energie zu decken. Bei der Installation eines Solarmoduls sind viele Dinge zu beachten, um eine optimale Leistung der Solarzellen zu erzielen. Weitere Informationen zu diesem Thema finden sich in [Doo23].

Generell können PV-Anlagen in zwei Gruppen unterteilt werden: Inselanlagen und netzgekoppelte Anlagen [Qua10]. Von einer Inselanlage spricht man, wenn ein System separat für die Energieversorgung eines Gerätes ausgelegt ist. Batterien speichern die Energie, die in den Stunden ohne Sonneneinstrahlung verbraucht werden kann. Beispiele für Insel-PV-Systeme sind Taschenrechner und Parkscheinautomaten. Ein großer Vorteil von Insel-PV-Anlagen ist, dass sie die Stromversorgung in Gebieten ermöglichen, in denen es schwierig ist, Strom ins Netz einzuspeisen.

Im Gegensatz dazu sind netzgekoppelte PV-Anlagen an das allgemeine Stromversorgungsnetz angeschlossen und speisen überschüssigen Strom, der nicht in der Anlage verbraucht wird, in das Netz ein. Im Durchschnitt kann mit einer Spitzenleistung von etwa $0,2\text{ kW}_p$ pro Quadratmeter PV-Anlage gerechnet werden [Doo23]. Die Verschwendung der gesamten

erzeugten Energie kann vermieden werden, indem der überschüssige Strom in das Netz eingespeist wird, wenn nicht die gesamte Energie verbraucht wird. Dieses Modell eignet sich auch für den Einsatz in Gebäuden, um nachts oder bei geringer Sonneneinstrahlung Strom aus dem Netz zu nutzen. Diese beiden Modelle können jedoch kombiniert werden, indem Batterien zur Speicherung des PV-Stroms verwendet werden und der überschüssige Strom in das Netz zurückgespeist wird, wenn die Batterien voll sind.

Die Kosten spielen eine Schlüsselrolle bei der Nutzung der Solarenergie und waren schon immer ein wichtiger Faktor bei ihrer Entwicklung. Wettbewerb, Angebot und Nachfrage, politische Energiekrisen und staatliche Investitionen in erneuerbare Energien machen die Solarenergie heute besonders vielversprechend. Eine Investition in Solartechnologie bietet zudem eine Energieversorgung für etwa 30 Jahre, was sie für Verbraucher äußerst attraktiv macht. Im Jahr 2023 werden die Kosten für eine mittelgroße Solaranlage auf einem Hausdach durchschnittlich 1700 € betragen. Weitere Informationen zu Kosten und Faktoren der Solarenergie finden sich in [Fra23].

In Bezug auf die verschiedenen Anwendungen der PV-Technologie können neben der Stromerzeugung in Gebäuden und anderen oben beschriebenen Anwendungen zahlreiche Beispiele aus der heutigen Industrie angeführt werden. Eine häufige Anwendung dieser Technologie kann zum Beispiel bei Satelliten gesehen werden. Das Bild, das Satelliten im menschlichen Kopf hinterlassen, wenn sie die Erde umkreisen, ist oft das Bild eines Objekts, das ein Solarpanel enthält. Die Anwendung der Solartechnik geht heute weit über die traditionellen Bereiche hinaus und findet in immer mehr Branchen Anwendung. Ein wichtiges Beispiel ist die Automobilindustrie. Es gibt eine ständig wachsende Zahl von Autos, die mit PV-Technologie ausgestattet sind. Diese Fahrzeuge nutzen Solarenergie, um elektrische Systeme im Fahrzeug zu betreiben oder den Hauptantrieb zu unterstützen, und leisten damit einen wichtigen Beitrag zur Verringerung der Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen. Ein solches marktreifes Fahrzeug ist in Abbildung 2-9 dargestellt, weitere Beispiele finden sich in [Sol23]. Darüber hinaus findet die Solartechnik auch in der Mobiltechnik Anwendung. Geräte wie Mobiltelefone, Uhren und Powerbanks werden zunehmend mit Solartechnik betrieben. Dies zeigt den zunehmenden Trend zur Nutzung erneuerbarer Energiequellen im Bereich der portablen Technik.

Zum Abschluss dieses Abschnitts soll eine Anwendung der Photovoltaik erwähnt werden, die die Verbreitung dieser Technologie an einem zentralen Ort der Energieerzeugung veranschaulicht. Diese Standorte werden oft als Solarparks oder Solarkraftwerke bezeichnet und ihre Investition hängt natürlich von der geographischen Lage und der Sonneneinstrahlung ab. Geeignete Regionen sind beispielsweise die Sahara, der Nahe Osten oder die Äquatorregionen. Dort ist die direkte Sonneneinstrahlung fast das ganze Jahr über gegeben, was die Energiegewinnung durch PV-Anlagen begünstigt. Derzeit ist der Bhadla Solarpark in Indien mit einer Leistung von 2245 MW der weltweit größte seiner Art [San20]. Auch in Europa, z.B.

in Deutschland, ist die Sonneneinstrahlung im Süden höher, wie der Deutsche Wetterdienst berichtet [Dwd23]. Vor diesem Hintergrund wurden Investitionen wie der in Abbildung 2-10 dargestellte Solarpark Erlasee in Bayern getätigt [Qua10].



Abbildung 2-9 - Ein Auto (Toyota Prius) mit Solardach [Ams20]



Abbildung 2-10 - Solarfeld Erlasee bei Arnstein in Bayern, Deutschland [Wse09]

2.2 Energy-Harvesting im Flugzeugbau

Der Luftverkehr ist ein bedeutender Emittent von Kohlendioxid, was von Experten als problematisch angesehen wird. Aus diesem Grund wurden in den letzten Jahren zahlreiche Forschungsarbeiten durchgeführt, um den Energieverbrauch des Luftverkehrs grundlegend zu verändern und diesen Anteil deutlich zu reduzieren. Das Erreichen dieser Ziele bis 2050 könnte einen großen Erfolg für die Branche bedeuten [Bdl22]. Eine Möglichkeit, dieses Ziel zu erreichen, ist das Konzept des Energy Harvesting in der Luftfahrtindustrie. Solche Konzepte werden weltweit erforscht und jeder kann zum Ideenaustausch beitragen. Die Ideen werden von Wissenschaftlern und Experten auf diesem Gebiet auf ihre Machbarkeit und Ergebnisse hin überprüft. Dieser Abschnitt gibt einen Überblick über einige dieser Ideen, die sich in verschiedenen experimentellen oder praktischen Phasen befinden oder sogar bereits öffentlich genutzt werden. Da das Ziel dieser Arbeit in diese Richtung geht, kann die Lektüre dieses Abschnitts eine interessante Einführung in das Thema Energy Harvesting in der Luftfahrtindustrie sein. Es ist anzumerken, dass dieser Abschnitt, wie der vorhergehende, einige spezifische Beispiele vorstellt, die aus der Sicht des Autors von größerem Interesse sind.

2.2.1 Thermoelektrische Generatoren im Flugzeug

Energy Harvesting in der Luftfahrt umfasst auch den Einsatz des TEGs in Flugzeugen, um das in einem System vorhandene Potenzial zu nutzen. Im Rahmen dieser Arbeit wird dieses Thema in anderen Abschnitten ausführlicher behandelt. Es ist jedoch erwähnenswert, dass das Ziel darin besteht, eine geeignete Temperaturdifferenz im Flugzeugsystem zu finden und diese praktisch in nutzbare Energie umzuwandeln. Eine komplexe Systemkomponente, in der eine optimale Temperaturdifferenz gefunden werden kann, ist das Flugzeugtriebwerk. Dieser Ansatz kann dazu beitragen, die CO₂-Emissionen der Luftfahrtindustrie zu reduzieren, indem eine Energiequelle genutzt wird, die bereits im System vorhanden ist.

Flugzeugtriebwerke unterscheiden sich je nach Einsatzzweck, Wirkungsgrad und Umgebungsbedingungen. Im Allgemeinen verwenden die meisten Flugzeuge gasgenerierende Triebwerke, die in drei Hauptkategorien unterteilt werden: Turbojet, Turbofan und Turboprop. Von den heute in Passagierflugzeugen am weitesten verbreiteten Flugzeugtriebwerken sind die Turbofan-Triebwerke von besonderer Bedeutung. Ein wissenschaftlicher Artikel [Zio18] der Deutschen Luft- und Raumfahrtorganisation in Zusammenarbeit mit der Universität Gießen beschäftigt sich mit diesem Thema. Wie in Abbildung 2-11 dargestellt, nutzt das Turbofan-Triebwerk neben dem Kernstrom einen Neben-Luftstrom. Der Temperaturunterschied zwischen diesen beiden Luftströmen bietet ein interessantes Potenzial für den Einsatz von TEG-Modulen, unabhängig von den unterschiedlichen Bauweisen und Konstruktionen dieser

Triebwerke, die nicht Gegenstand dieser Arbeit sind. Im Artikel [Zio18] wurde diese Thematik mit Hilfe von Finite-Elemente- bzw. CFD (Computational Fluid Dynamics) -Werkzeugen untersucht. Es ist hier nicht das Ziel, auf die Details dieses Artikels einzugehen und diese Simulation zu analysieren, und es ist für den Zweck dieser Arbeit ausreichend, einen Überblick zu geben.

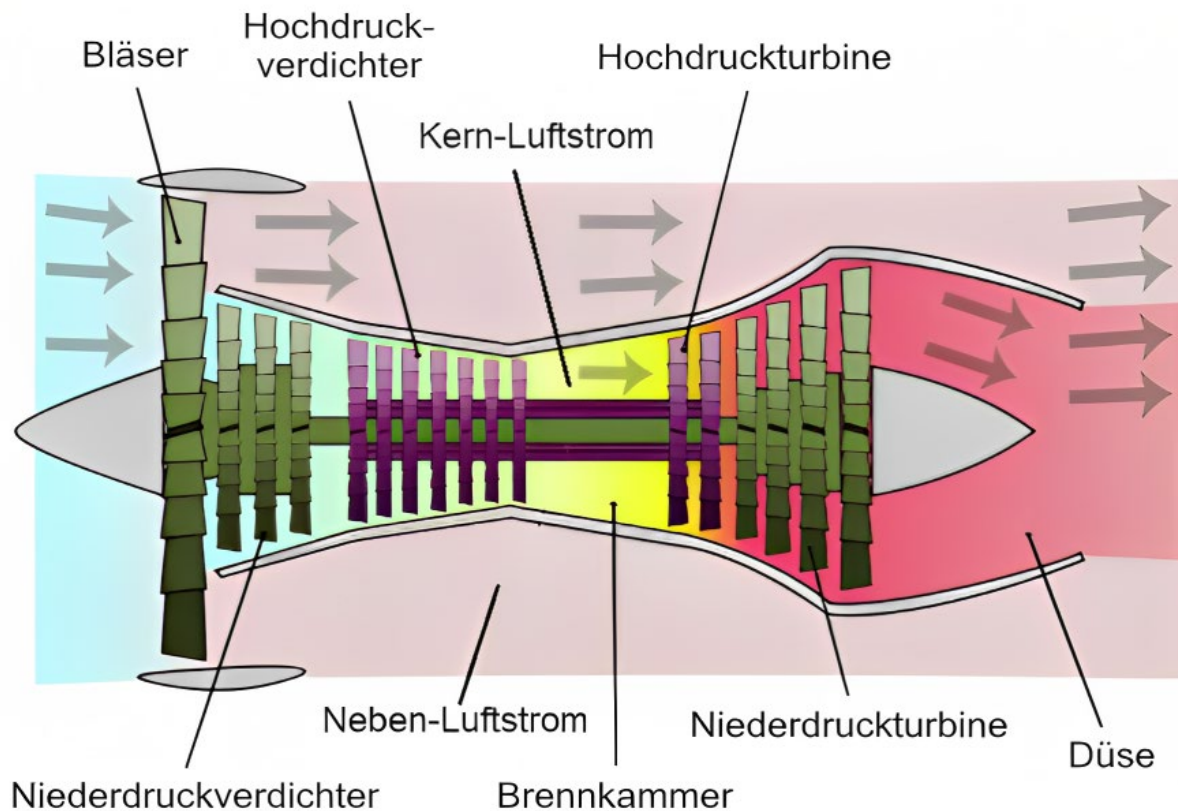


Abbildung 2-11 - Schematische Darstellung eines Turbofan-Triebwerks [Wtu23]

Der wissenschaftliche Artikel [Zio18] befasst sich mit der Simulation des Einsatzes von TEG-Modulen im Düsenteil des Turbofan-Triebwerks von Flugzeugen. Dabei wird die zweite Strömung genutzt, die parallel zur heißen Luft der zentralen Strömung austritt, nachdem sie ihre Arbeit an der Turbine verrichtet hat. Da ein ausreichender Temperaturunterschied zwischen den beiden Strömungen vorhanden sein kann, wird die Möglichkeit des Einsatzes von TEG-Modulen in dieser Studie untersucht. Abbildung 2-12 zeigt eine Simulation des TEGs, die im Düsenteil des Triebwerks installiert sind, wie es für diese Studie vorgesehen war. Es ist zu beachten, dass die Triebwerksaustrittstemperatur von mehreren Faktoren der Flugbedingungen abhängt, die in dieser Studie so weit wie möglich berücksichtigt wurden. Für die CFD-Simulation wird angenommen, dass die Temperatur des Kernstroms des Triebwerks in der Düse während eines fiktiven Reiseflugs 623 K und die Temperatur des Bypassstroms 238 K beträgt. Wenn man an weiteren Informationen auf diesem Gebiet interessiert

ist, empfohlen wird, sich auf den Artikel selbst zu beziehen, um eine detaillierte Beschreibung dieser Forschung zu erhalten. Es kann jedoch erwähnt werden, dass durch gezielte Optimierungen, wie z.B. eine genauere Untersuchung der Düsenoberflächen und eine Vergrößerung der benutzten Oberfläche sowie eine Verbesserung der Temperaturkonvektion zwischen den beiden benutzten Oberflächen, ein signifikante TEG Leistung von ca. 3 kW erreicht werden kann. Darüber hinaus wurde in diesem Artikel geschätzt, dass dies zu einer Kraftstoffeinsparung von etwa 0,01 % führen würde. Es ist jedoch darauf hinzuweisen, dass diese Schätzungen auf bestimmten Annahmen beruhen und weitere Untersuchungen erforderlich sind, um die tatsächlichen Auswirkungen auf den Energieverbrauch von Flugzeugen zu ermitteln.

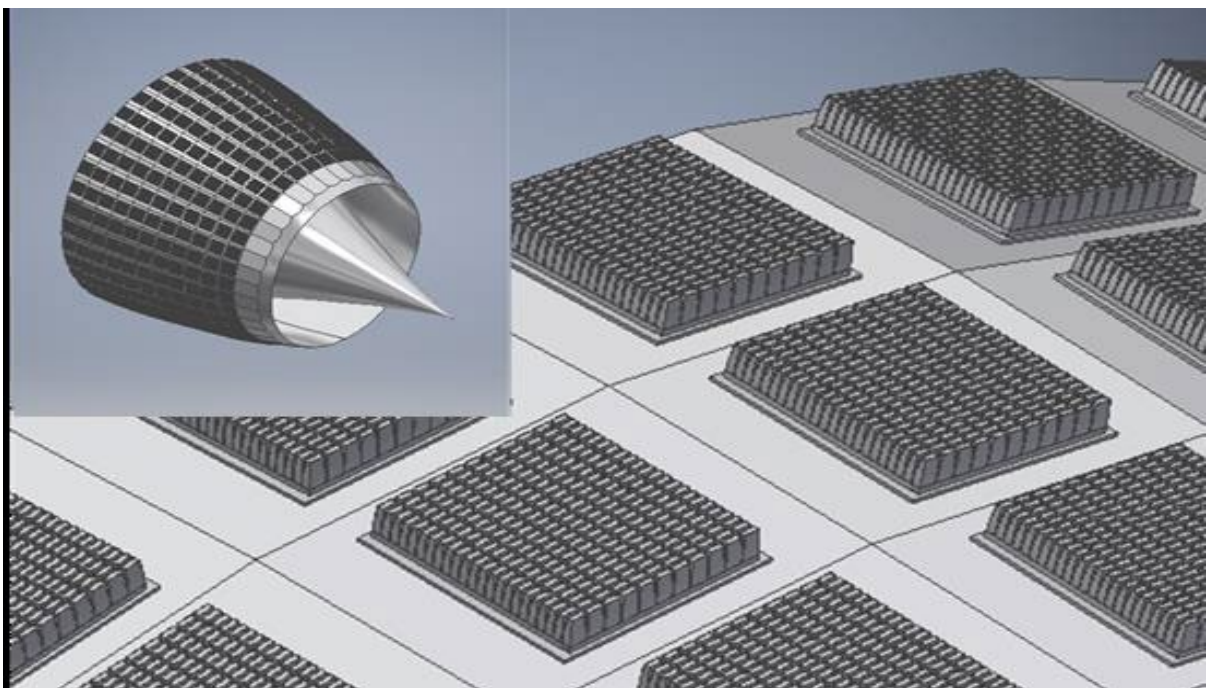


Abbildung 2-12 - Ein simuliertes Beispiel für TEG-Module an einer Flugzeugtriebwerksdüse [Zio18]

In einer anderen wissenschaftlichen Arbeit [Lyr17] wurde untersucht, wie TEGs auf andere interessante Weise in der Flugzeugkabine eingesetzt werden können. Es wurde vorgeschlagen, dass TEGs verwendet werden könnten, um viele Sensoren und kleine Verbraucher wie LED-Leuchten in der Kabine mit Energie zu versorgen. Dies würde den Verkabelungsaufwand und die Komplexität des Energieversorgungssystems reduzieren und die Betriebs- und Wartungskosten senken. Die Forscher der Universität Zypern arbeiteten mit Airbus Group Innovation zusammen, um das Thema zu simulieren und Ergebnisse zu erzielen. Dabei wurde der Temperaturunterschied zwischen der Kabinentemperatur eines Passagierflugzeugs und der Außentemperatur während der Reiseflugphase des Fluges verwendet. Die Simulationen wurden unter der Annahme durchgeführt, dass die Kabinentemperatur normalerweise bei etwa +20 °C gehalten wird und die Außenluft bis zu -50 °C kalt sein kann. In den Simulationen wurden jedoch häufig Temperaturen zwischen -20 °C und +20 °C verwendet. Grund-

sätzlich wird ein TEG-Modul zwischen dem Flugzeugrumpf und der Kabinenwand angeordnet. Einen Überblick über die Studie gibt Abbildung 2-13.

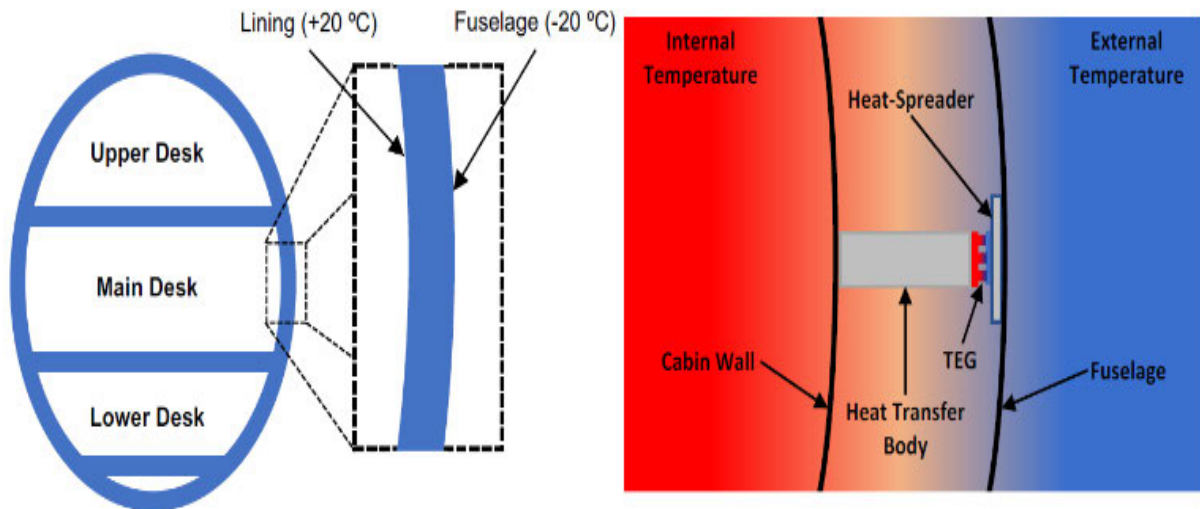


Abbildung 2-13 - Schematische Darstellung der TEG-Montageposition am Rumpf basierend auf dem Konzept der wissenschaftlichen Arbeit von [Lyr17]

Generell ist die Auslegung des Konzepts und des TEG-Moduls unter Berücksichtigung der Wärmebilanzberechnungen zwischen den beiden Heiß- und Kaltströmen ein wichtiger Teil dieser Forschung. Sowohl zwei- als auch dreidimensionale Simulationen wurden durchgeführt und lieferten aussagekräftige Ergebnisse. Die Forscher dieses Experiments konzentrierten sich hauptsächlich auf die Simulation der Leistung des ursprünglich entwickelten Moduls und auf die Verbesserung der Wärmeübertragung durch Optimierung des Körpers, der für die Wärmeübertragung zwischen dem TEG und der Kabinenwand verantwortlich ist. Die Ergebnisse wurden durch Simulationen verifiziert.

Abbildung 2-14 in diesem Artikel zeigt das Ergebnis dieser Bemühungen. Das Diagramm zeigt, dass die Simulation zeitabhängig durchgeführt wurde, was angesichts der Frage des Temperaturgleichgewichts logisch ist, und es zeigt, dass das verbesserte Design des Leistungsmodulträgers eine deutlich höhere Leistung als das ursprüngliche Design aufweist. Die Wahl des richtigen Materials ist ebenfalls ein wichtiges Thema, das in dem Artikel diskutiert wird, und es wird empfohlen, den Artikel zu lesen und die darin dargelegten Punkte zu verstehen. Die Forscher sind jedoch der Meinung, dass in diesem Bereich noch viele Herausforderungen zu bewältigen sind, insbesondere in Bezug auf die Wärmeübertragung und die Steigerung der Modulleistung.

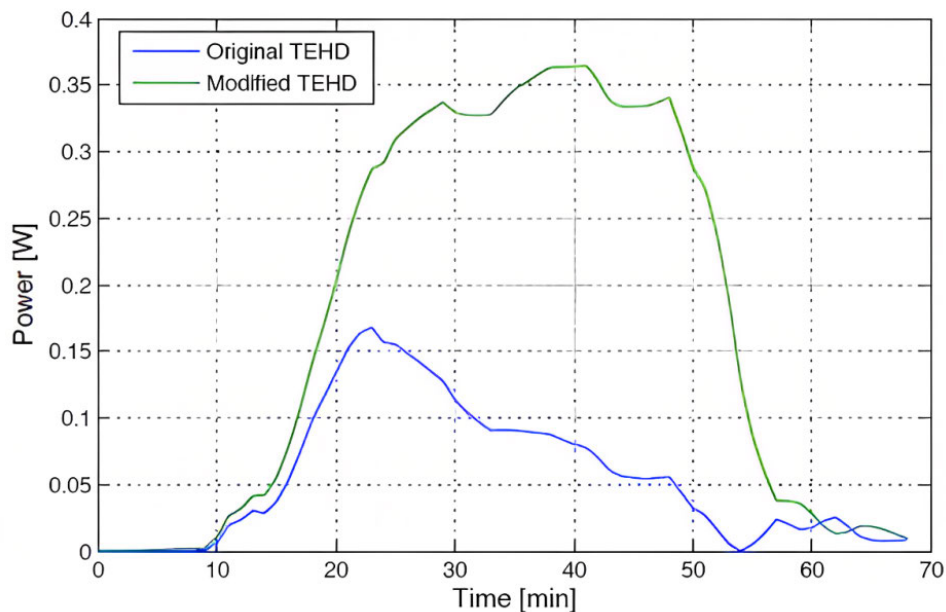


Abbildung 2-14 - Leistung von Original- und modifizierte TEG-Modul in Artikel [Lyr17]

Ein ähnlicher Ansatz wie in den beiden zuvor genannten Fällen findet sich auch in den Artikeln [Sam09, Alm17], die z.B. mögliche Temperaturgradienten in Flugzeugen durch die Simulation von TEG-Modulen untersuchen und den Anwendungsbereich auf die Energieversorgung von Sensoren erweitern. Insgesamt lässt sich sagen, dass der Einsatz des TEGs in der Zivilluftfahrt noch weiterer Untersuchungen bedarf und sich die praktische und kommerzielle Anwendung derzeit noch im Forschungsstadium befindet.

2.2.2 Photovoltaik im Flugzeug

Im Bereich des Energy Harvesting in der Luftfahrt wird der Einsatz der PV-Technologie voraussichtlich eine weitere Option darstellen. Seit dem ersten Flug eines mit Solarzellen ausgestatteten Flugzeugs, der "Sunrise I", im Jahr 1974 in Kalifornien, USA, wurden zahlreiche Projekte und umfangreiche Studien auf diesem Gebiet durchgeführt [Sch14]. Das Buch [Sch14], eine anerkannte Quelle auf dem Gebiet der Elektroflugzeuge, gibt im Kapitel „Solarflugzeuge“ einen umfassenden Überblick über diese Projekte von ihren Anfängen bis zum Jahr 2013 und ist eine wertvolle Lektüre, um die Geschichte dieser Projekte besser zu verstehen.

Es gibt eine Vielzahl von Forschungsarbeiten und praktischen Projekten auf diesem Gebiet, deren vollständige Darstellung den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde. Dennoch wird in diesem Abschnitt versucht, kurz einige Beispiele und Studien vorzustellen, die die Relevanz dieser Technologie im Flugzeugbau verdeutlichen.

Die Flugzeuge des Projekts Solar-Impulse haben viel Aufmerksamkeit auf sich gezogen und gehören zu den bemerkenswertesten Typen von Solarflugzeugen. Obwohl sich einsatzfähige

Flugzeuge wie diese noch in der Entwicklungsphase befinden, zeigen sie das enorme Potenzial dieser Technologie in der Luftfahrtindustrie. Solarzellen, die sowohl auf den Tragflächen als auch auf dem Rumpf angebracht sind, erzeugen die elektrische Energie für den Betrieb der elektrischen Antriebsmotoren und versorgen andere Systeme mit Strom. Aus diesem Grund haben solche Flugzeuge oft eine beeindruckende Flügelspannweite. In Abbildung 2-15 ist beispielsweise zu erkennen, dass das zweite Flugzeug des Solar-Impulse-Projekts mit dem Namen "Impulse II - HB-SIB" über 17.000 Solarzellen auf den Flügeln verfügt und eine größere Spannweite als eine Boeing 747-8I hat, um die benötigte Energiemenge bereitzustellen [Bbc16]. Dieses Flugzeug konnte in 17 Etappen mit einer Fluglänge von 42.000 km die Welt ohne fossilen Treibstoff umrunden, was weltweit große Beachtung fand. Auf einer dieser Etappen flog das Flugzeug ohne Zwischenlandung von Nagoya in Japan nach Hawaii in den USA, eine Strecke von ca. 8.924 km in ca. 5 Tagen [Bbc16]. Dieser beeindruckende Rekord zeigt das große Potenzial dieser Technologie für zukünftige Langstreckenflüge und demonstriert die große Reichweite dieses Flugzeugtyps. Weitere detaillierte und umfassende Informationen über die beiden Flugzeuge des Projekts und ihre Fluggeschichte sind auf der offiziellen Website des Projekts [Sim23] verfügbar.

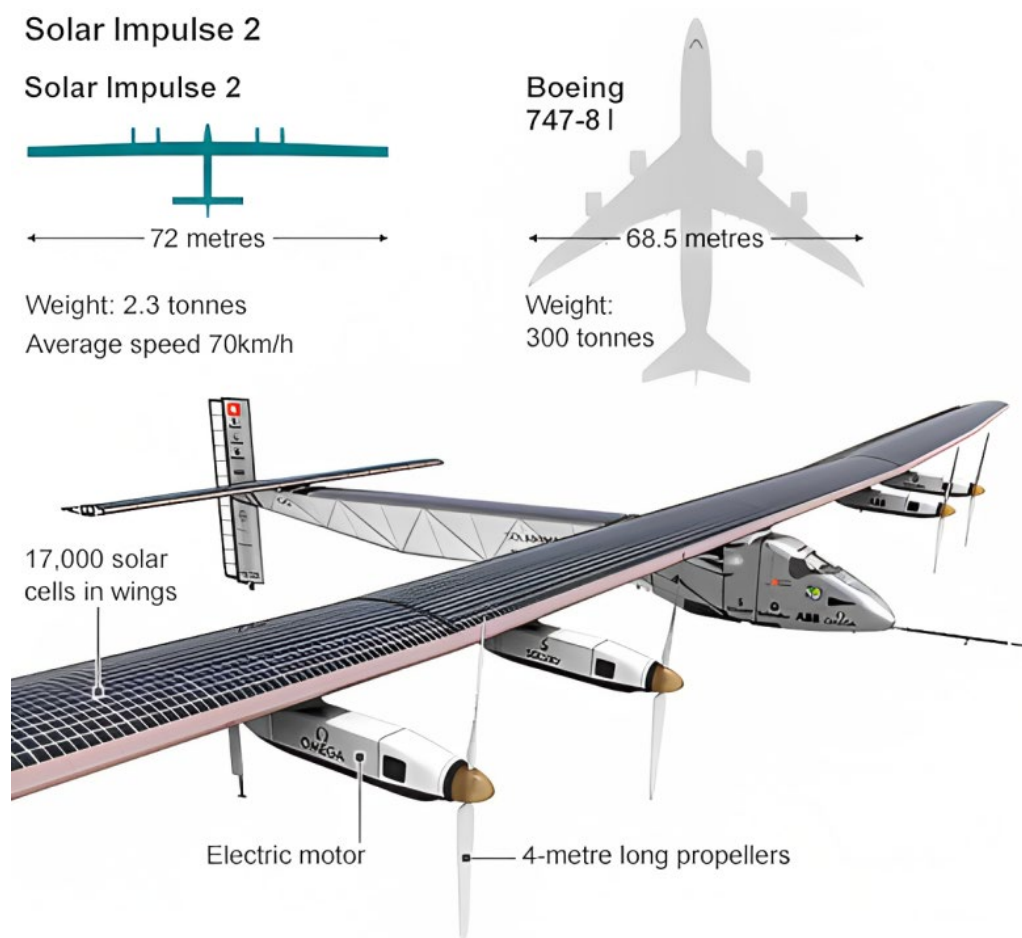


Abbildung 2-15 - Solar Impulse 2 und Spannweite-Vergleich mit Boeing 747-8I [Bbc16]

Das nächste erwähnenswerte Projekt ist das Sunseeker Duo, eines der erfolgreichsten Projekte in diesem Bereich. Das Sunseeker Duo ist ein solarbetriebenes Flugzeug, das von Solar Flight entwickelt wurde, einem Unternehmen, das sich auf die Entwicklung von solarbetriebenen Flugzeugen spezialisiert hat [Sof23]. Es ist das erste zweisitzige solarbetriebene Flugzeug und ein wichtiger Schritt in der Entwicklung praxistauglicher Solarflugzeuge. Das Solarflugzeug verfügt über einen 25 kW Elektromotor, der von Solarenergie und Batterien gespeist wird [Ing15]. Etwa 1500 Solarzellen auf den Tragflächen laden die Lithium-Polymer-Batterien, die im Rumpf und in den Tragflächen untergebracht sind [Ing15]. Es handelt sich um ein leichtes, schlankes Flugzeug aus Verbundwerkstoffen, um das Gewicht so gering wie möglich zu halten. Das Flugzeug hat eine Spannweite von 22 m und absolvierte im Dezember 2013 seinen Erstflug [Sof15]. Seitdem hat das Flugzeug an zahlreichen Flugdemonstrationen und Tests teilgenommen, um die Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit des solaren und elektrischen Antriebssystems zu demonstrieren. In der Quelle [Sof15] finden sich weitere Informationen zu diesem erfolgreichen Projekt von Solar Flight. Solar Flight hat auch andere bemerkenswerte Projekte im Bereich des solaren Fliegens realisiert, darunter Edelweiss, Sunseeker I, Sunseeker II, Sunstar und ein 6-sitziger solar-elektrischer Transporter [Sof15]. Diese Projekte zeigen sowohl praktische Anwendungen als auch zukünftige Pläne des Unternehmens, das als einer der Pioniere der Branche gilt. Abbildung 2-16 zeigt das Flugzeug Sunseeker Duo im Flug über den Schweizer Bergen [Sof15].



Abbildung 2-16 - Solarflugzeug Sunseeker Duo [Sof15]

Ein weiteres bemerkenswertes Projekt in diesem Bereich ist SolarStratos. Das Hauptziel dieses Projekts ist es, die Grenzen der solaren Luftfahrt zu erweitern und zu zeigen, dass emissionsfreies Fliegen möglich ist. Obwohl es Ähnlichkeiten mit anderen Projekten in Bezug auf die Verwendung von Solarzellen in Form, Größe und Technologie gibt, weist es einige Besonderheiten auf. Das Projekt konzentriert sich auf Flüge in der Stratosphäre in sehr großen Höhen [Sst23]. Die Flüge in der Stratosphäre sind auf eine Dauer von etwa sechs Stunden ausgelegt und umfassen den Aufstieg, das Gleiten in großer Höhe und den Abstieg. Da die Kabine drucklos ist, müssen Piloten und Passagiere Druckanzüge tragen, um in dieser extremen Höhe überleben zu können. Das SolarStratos-Flugzeug absolvierte seinen Erstflug im Mai 2017. Seitdem hat das Team mehrere Testflüge durchgeführt, um die Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit des Flugzeugs zu überprüfen [Sst23]. Das SolarStratos-Projekt ist ein weiteres Beispiel dafür, wie Photovoltaik-Technologie und elektrische Antriebe in der Luftfahrt eingesetzt werden können, um umweltfreundliche und emissionsfreie Flugzeuge zu entwickeln.

Es gibt weitere ähnliche Projekte, von denen jedes eine einzigartige Rolle bei der Entwicklung dieser Technologie gespielt hat. Ein Beispiel ist das Helios-Prototyp-Projekt, das in Zusammenarbeit mit der NASA und AeroVironment durchgeführt wurde [Nol04]. Ein weiteres bemerkenswertes Projekt ist High-Altitude Pseudo-Satellite mit einem großen und beeindruckenden Rumpf und einer großen Flügelspannweite [Aur23]. Für weitere Informationen zu diesen Projekten wird auf die oben genannte Literatur verwiesen. Diese Projekte haben dazu beigetragen, das Potenzial von solarbetriebenen Flugzeugen weiter zu erforschen und neue Erkenntnisse für die Zukunft dieser Technologie zu gewinnen.

Es ist jedoch darauf hinzuweisen, dass der Einsatz von Photovoltaik im Flugzeugbau auch Herausforderungen mit sich bringt. Solarzellen und zugehörige Systeme können das Gesamtgewicht des Flugzeugs erhöhen, was sich auf den Energieverbrauch und die Effizienz auswirken kann. Die Effizienz von Solarzellen kann auch durch verschiedene Faktoren wie Wetterbedingungen, Winkel zur Sonne und Verschmutzung beeinflusst werden. Darüber hinaus ist die Zuverlässigkeit der Photovoltaiksysteme entscheidend für die Sicherheit des Flugzeugs. Es muss sichergestellt werden, dass die Systeme auch unter extremen Bedingungen wie großen Flughöhen oder niedrigen Temperaturen funktionieren. Trotz dieser Herausforderungen ist die Photovoltaik-Technologie im Flugzeugbau vielversprechend und wird weiter erforscht, um ihre Effizienz und Anwendbarkeit zu verbessern.

In Bezug auf den Einsatz von PV-Technologie in der Luftfahrtindustrie wurde in dieser Arbeit berücksichtigt, dass die Erforschung und Anwendung dieser Technologie nicht nur als potenzielle Energiequelle für den Antrieb, sondern auch für andere Zwecke, wie z. B. die Stromerzeugung für den Verbrauch elektrischer Geräte in der Kabine, betrachtet werden sollte. Der Verfasser der Arbeit stellte jedoch fest, dass trotz vieler Bemühungen und Recherchen kein spezifisches Thema oder Zugang zu relevanten Informationen gefunden wer-

den konnte. Dies könnte darauf hindeuten, dass sich die Forschung in diesem Bereich noch in einem geheimen Stadium der technologischen Entwicklung befindet.

Dennoch zeigt diese Ausgabe die Notwendigkeit weiterer Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der PV-Technologie in der Luftfahrtindustrie. Sie zeigt auch das enorme Potenzial dieser Technologie für die Stromerzeugung und andere Anwendungen in Flugzeugen. Weitere Forschung und Fortschritte in diesem Bereich könnten dazu beitragen, die Effizienz und Nachhaltigkeit der Luftfahrtindustrie zu verbessern und zu neuen Möglichkeiten der Energieerzeugung und -nutzung führen. Es ist wichtig, dass zukünftige Forschungsbemühungen dieses vielversprechende Thema weiter erforschen und vorantreiben, um das volle Potenzial der PV-Technologie in der Luftfahrtindustrie zu erschließen.

2.2.3 Ram Air Turbine im Flugzeug

Eine weitere Komponente des Flugzeugs, die im Konzept des Energy Harvesting erwähnt werden kann, ist die Ram Air Turbine (RAT). Obwohl es unterschiedliche Meinungen darüber gibt, ob sie prinzipiell zu diesem Konzept gehört oder nicht, kann der Grund dafür wie folgt erklärt werden.

Die RAT ist eine kleine Windturbine, die in Flugzeugen wie Airbus und Boeing eingesetzt wird. Sie dient als Notstromquelle, um im Falle eines vollständigen Stromausfalls oder anderer unvorhergesehener Situationen die wichtigsten Systeme des Flugzeugs mit Energie zu versorgen [Amr21, Lab19]. Abbildung 2-17 zeigt eine RAT in einem A320-Flugzeug. Im Notfall wird die RAT aus dem Rumpf oder Flügel des Flugzeugs ausgefahren und nutzt den Fahrtwind, um sich zu drehen. Die Rotation des Windrades treibt einen Generator an, der elektrische Energie erzeugt oder mit einer Hydraulikpumpe verbunden ist [Fam18]. Diese Energie wird dann verwendet, um kritische Systeme wie Fluginstrumente, Steuerung und Kommunikation mit Strom zu versorgen, damit die Piloten sicher landen können. Die genaue Größe und Leistung der RATs variiert je nach Flugzeugmodell und Leistungsbedarf, aber alle haben die gleiche grundlegende Funktion, nämlich die Sicherheit von Passagieren und Besatzung im Notfall zu gewährleisten.

Es sei auch darauf hingewiesen, dass dieses System von einigen Flugzeugherstellern als Air Driven Generator (ADG) bezeichnet wird, der eine ähnliche Leistung wie ein RAT aufweist [Fad09].

Der Grund, warum dieses System möglicherweise nicht genau als Teil des Energy Harvesting-Konzepts betrachtet wird, liegt darin, dass es nur in Notfällen und bei Ausfall der Flugzeugtriebwerke zum Einsatz kommt und kein permanentes System ist. Es findet keine kontinuierliche Energieerzeugung statt. Außerdem erzeugt dieses System aerodynamischen Widerstand, wenn es verwendet wird, was im Widerspruch zur Hauptphilosophie des Energy Harvesting steht. Obwohl die Art und Weise, wie dieses System in Notsituationen eingesetzt

werden kann, in den Bereich der Energiegewinnung fällt, war es dennoch angebracht, es in diesem Teil der Arbeit kurz zu erwähnen.



Abbildung 2-17 - Ram Air Turbine von Airbus A320 [Amr21]

2.2.4 Piezoelektrisch im Flugzeug

Piezoelektrische Materialien haben verschiedene Anwendungen in Flugzeugen. Eine der wichtigsten Anwendungen sind Aktoren und Sensoren [Vok21]. Piezoelektrische Aktoren und Sensoren werden in vielen Bereichen der Luftfahrttechnik eingesetzt. Sie werden häufig in Präzisionsanwendungen eingesetzt, da sie sehr genaue Bewegungen und Messungen ermöglichen. In der Flugzeugsteuerung können sie beispielsweise eingesetzt werden, um schnelle und präzise Bewegungen zu ermöglichen, die für die Steuerung der Flugzeugrudder und anderer Steuerelemente entscheidend sind. Darüber hinaus können sie zur Steuerung der Turbinenklappen in Düsentriebwerken eingesetzt werden, um den Luftstrom und die Triebwerksleistung zu optimieren [Vok21, Qin19]. In der Luftfahrt können piezoelektrische Sensoren zur Messung von Druck, Beschleunigung, Kraft und Schwingung eingesetzt werden, um wichtige Informationen über den Zustand und die Leistung des Flugzeugs zu liefern [Qin19]. Wertvolle Quellen, die den Einsatz von piezoelektrischen Materialien in Flugzeugen

für diese Zwecke analysieren und für weitere Untersuchungen nützlich sein können, sind [Vok21, Qin19, Hol21].

Es gibt einige Unterschiede zwischen der Energieerzeugung auf diese Weise und dem, was direkt als Energieerzeugung betrachtet wird. Im Vergleich zu Sensoren und Aktoren scheint der Energieerzeugung auf diese Weise weniger Aufmerksamkeit geschenkt worden zu sein. Weitere Forschungen und Studien wurden durchgeführt, aber noch nicht in die Praxis umgesetzt. Ein Beispiel ist die Nutzung von Vibrationen in Flugzeugteilen und -komponenten zur direkten Energieerzeugung und -speicherung. Dieses Thema ist, wie andere innovative Verfahren, mit vielen Herausforderungen verbunden, die noch weiter untersucht werden müssen. Dazu gehören Aspekte wie das Gewicht des Systems, die Beständigkeit gegenüber Umwelteinflüssen, die Lebensdauer und Wartung und ähnliche Faktoren. Es sind weitere Fortschritte und Forschungsarbeiten erforderlich, um diese Methoden der Energieerzeugung in der Luftfahrtindustrie erfolgreich einzusetzen.

Vibrationen können an verschiedenen Stellen im Flugzeug erzeugt werden. Um jedoch eine höhere Ausgangsspannung zu erzielen, sollten die Piezoelemente in Bereichen mit starken Vibrationen angebracht werden [Ala15]. Abbildung 2-18 zeigt Bereiche im Flugzeug, die unter Druck stehen und daher für die Platzierung von piezoelektrischen Zellen geeignet sind. Vibrationen in einem Flugzeug können durch verschiedene Quellen verursacht werden, einschließlich der Triebwerke, der Luftströmung um den Rumpf und die Tragflächen und der Bewegung des Flugzeugs selbst durch die Luft. Diese Vibrationen können Druckwellen erzeugen, die sich durch das Flugzeug ausbreiten. Die Abbildung zeigt, dass während des Fluges der Druck an der Tragfläche des Flugzeugs am niedrigsten ist, während der Druck unter der Tragfläche, unter dem Rumpf und an der Nase des Flugzeugs am höchsten ist. Es ist zu beachten, dass es sich bei dieser Abbildung um eine CFD-Simulation eines Flugmodus mit einer Machzahl von 0,85 handelt [Dul23].

In der Literaturquelle [Ala15] wird vorgeschlagen, dass diese Zellen im unteren Teil des Flügels und des Flugzeugrumpfes angebracht werden können, da dieser Bereich hohen Drücken und Vibrationen ausgesetzt ist. Die Zellen können zwischen der Haut und dem Honigwabenkern angebracht werden und der erzeugte Strom wird an eine Steuereinheit weitergeleitet. Der Strom wird abgeleitet und direkt an das Bordnetz des Flugzeugs angeschlossen. Abbildung 2-19 veranschaulicht das in diesem Artikel betrachtete Potenzial.

In der Quelle [Aro13] werden zwei weitere Vorschläge gemacht. Zum einen kann ein Streifen aus piezoelektrischem Material zwischen der Triebwerksverkleidung oberhalb der Verdichterstufen angebracht werden, wo das Flugzeug aufgrund der hohen Drehzahl der Verdichterstufen am stärksten vibriert. Von dort kann er direkt mit der Sammelschiene verbunden werden, wo die erzeugte Spannung zum Laden der Batterien genutzt werden kann. Alternativ kann der PZT-Streifen auch an der Druckschottwand angebracht werden, wo er einer hohen Betriebsbelastung ausgesetzt ist, um die gewünschte Ausgangsspannung zu erzeugen. Ein

Vorteil dieser Positionierung ist, dass keine speziellen Kabelkanäle erforderlich sind und die Verkabelung über das vorhandene Kabelmanagementsystem erfolgen kann.

Die beiden genannten Quellen sind Forschungsbeispiele, die zeigen, wie piezoelektrische Materialien zur Stromerzeugung in Flugzeugen eingesetzt werden können. Sie dienen als gute Beispiele für das allgemeine Konzept des Einsatzes dieser Technologie in der Luftfahrt.

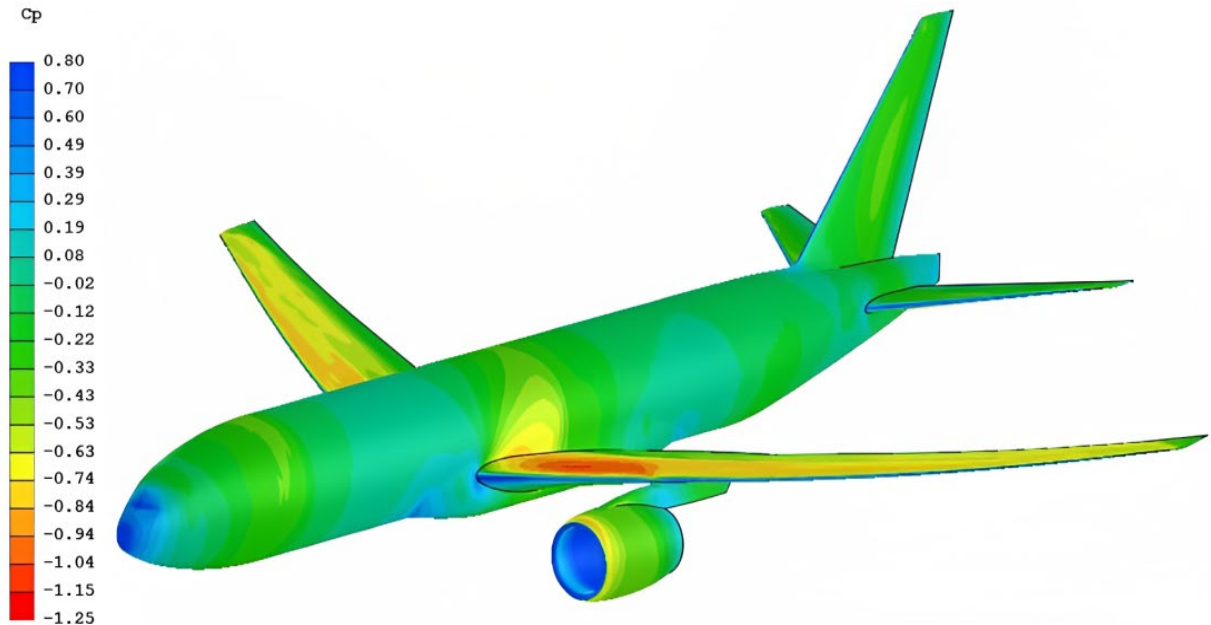


Abbildung 2-18 - Simulation des Druckkoeffizienten in einem Flugzeug mit der Machzahl 0,85 [Dul23]

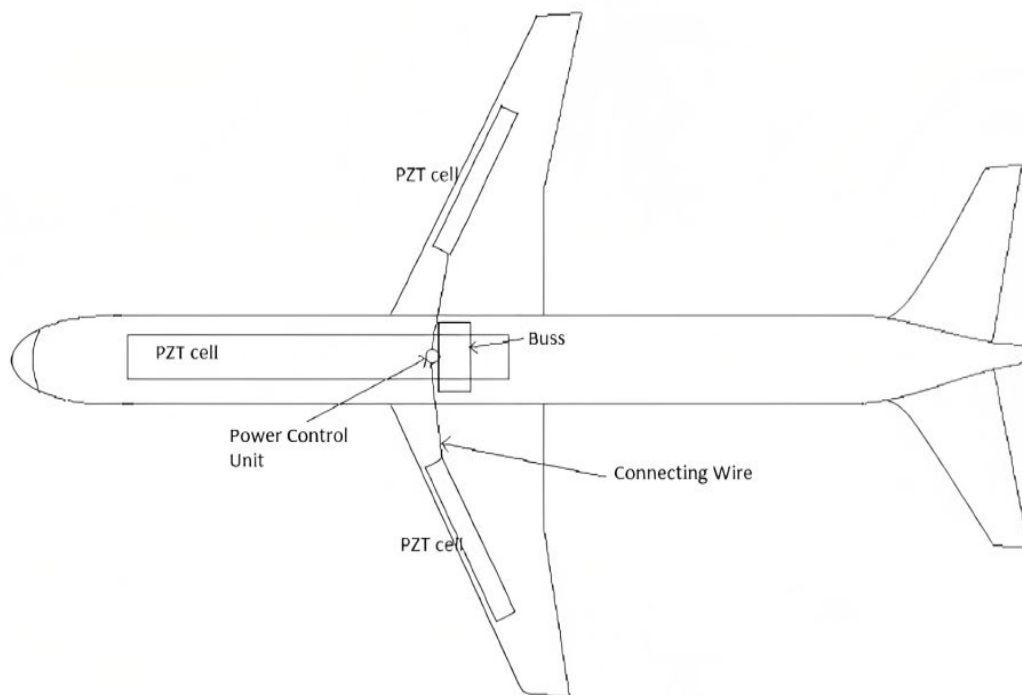


Abbildung 2-19 - Vorgeschlagenes Gesamt-Piezo-Stromerzeugungssystem von [Ala15] mit Hilfe der Flugzeug-Untersicht.

3. Seebeck-Effekt

In diesem Abschnitt wird die Frage des Energy Harvesting durch thermoelektrische Effekte behandelt. Es sei darauf hingewiesen, dass für die Bearbeitung dieses Abschnitts zahlreiche wissenschaftliche Quellen verwendet wurden. Falls weitere Informationen zu diesem Thema benötigt werden, werden diese Quellen zur weiteren Lektüre empfohlen [Bar72, Ber03, Cal85, Dir00, Gum12, Keh15, Kit13, Mac62, Mes10, Mor92, Wel19, Rei11, Ret12, Row95, See99, See92, Tur14].

Es ist besser, mit der Definition des thermoelektrischen Effekts selbst zu beginnen. Nach der Definition von Peter Wellmann ist diese einfach: „Der thermoelektrische Effekt beschreibt den Zusammenhang zwischen elektrischer Potentialdifferenz und Temperaturdifferenz sowie zwischen elektrischer Stromdichte und Wärmestromdichte in einem Material.“ [Wel19].

Der Seebeck-Effekt gehört eigentlich zur thermoelektrischen Thematik, wie auch der Peltier-Effekt und der Thomson-Effekt, die je nach Funktion in diesen Zusammenhang zwischen Wärmestrom und elektrischer Stromdichte gestellt werden [Mac62]. Der thermoelektrische Effekt wurde seit Mitte des 19. Jahrhunderts untersucht und im Laufe der Geschichte je nach technologischer Notwendigkeit in besonderer Weise vertieft. Da der Seebeck-Effekt in dieser Arbeit untersucht und simuliert wird, wird er in diesem Abschnitt in theoretischer Form beschrieben.

Dennoch können sowohl der Peltier- als auch der Thomson-Effekt kurz erklärt werden. Vereinfacht kann man sagen, dass der Peltier-Effekt das Gegenteil des Seebeck-Effekts ist. Der elektrische Stromfluss ist die Ursache für einen Wärmefluss zwischen zwei Kontaktstellen, der nach außen als Temperaturdifferenz sichtbar wird [Wel19].

Der Thomson-Effekt ähnelt dem Peltier-Effekt. Der Unterschied besteht jedoch darin, dass innerhalb eines Materials ein Stromfluss vom heißen zum kalten Bereich oder umgekehrt betrachtet wird. Beispielsweise muss ein Ladungsträgerfluss von einem kalten in einen warmen Bereich Wärmeenergie aus dem Kristallgitter aufnehmen, was zu einer leichten Abkühlung des Kristallgitters führt [Wel19].

In diesem Kapitel wird der Seebeck-Effekt definiert und es werden zwei verschiedene Methoden zur Herleitung der Wärmekraftgleichung vorgestellt, die die zentrale Grundlage dieses Themas bildet. Die Analyse dieser Gleichungen ermöglicht nicht nur ein grundlegendes Verständnis des Themas, sondern erleichtert auch das Verständnis der damit verbundenen physikalischen Details. Besonders hervorzuheben ist die wissenschaftliche Quelle "[Rei11]", auf die in diesen Abschnitten verstärkt Bezug genommen wird. Die in dieser Arbeit verwendete Methode zur Erklärung der Gleichungen basiert auf dieser Quelle und ist ihr sehr ähnlich.

3.1 Empirische Beschreibung des Seebeck-Effekts

Im Jahre 1821 entdeckte der deutsche Physiker Thomas Johann Seebeck, dass sich zwischen den Endpunkten eines stromlosen Leiters eine Potentialdifferenz (Thermospannung) aufbaut, wenn dieser einem Temperaturgradienten ausgesetzt wird [Wse23, Tur14]. Das bedeutet, dass beim Anlegen eines Temperaturgradienten an ein leitfähiges Material in der Regel nicht nur ein Wärmestrom, sondern auch ein thermoelektrischer Effekt auftritt. Natürlich hängt dieses Phänomen von verschiedenen Faktoren ab, wie z.B. der Art des leitenden Materials, was im Folgenden näher erläutert wird [Rei11].

Zunächst kann man sich einen geschlossenen Stromkreis vorstellen, dessen Leiter nur aus einem Werkstoff besteht, z.B. Werkstoff A in Abbildung 3-1. Wenn der Kontaktpunkt heiß T_h und der gegenüberliegende Punkt kalt T_k wird, fließt in diesem symmetrischen Stromkreis kein elektrischer Strom [Mac62].

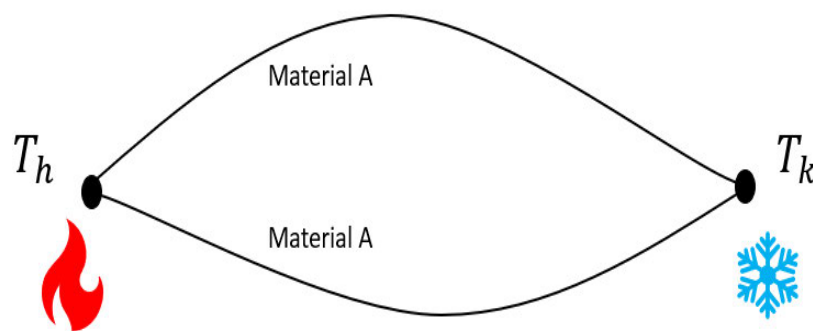


Abbildung 3-1 - Symmetrische Leiterkreis aus nur einem Material mit zwei verschiedenen Temperaturen an der Kontaktpunkte

Um in einem thermoelektrischen Kreis Strom zu erzeugen, müssen zwei verschiedene Materialien verwendet werden [Mac62]. Dies liegt daran, dass durch die Verwendung von zwei verschiedenen Materialien mit unterschiedlichen Ladungsträgerkonzentrationen ein thermoelektrischer Kreis entsteht, in dem Elektronen und Löcher von einem Material zum anderen transportiert werden. Aufgrund der unterschiedlichen Ladungsträgerkonzentrationen in den beiden Materialien entsteht ein elektrisches Potential, das eine elektrische Spannung aufbaut und somit einen Stromfluss ermöglicht. In Abbildung 3-2 ist dies schematisch für die beiden Materialien A und B dargestellt. In einem solchen geschlossenen Stromkreis hängt die resultierende Stromstärke von den Materialien und ihren thermischen Widerständen, der Temperaturdifferenz zwischen der warmen T_h und der kalten Seite T_k des Leiters und den Widerständen der Leiter ab [Mac62]. Betrachtet man den offenen Stromkreis in Abbildung 3-3, so ergibt sich an der offenen Stelle eine Potentialdifferenz ΔU_{AB} [Rei11].

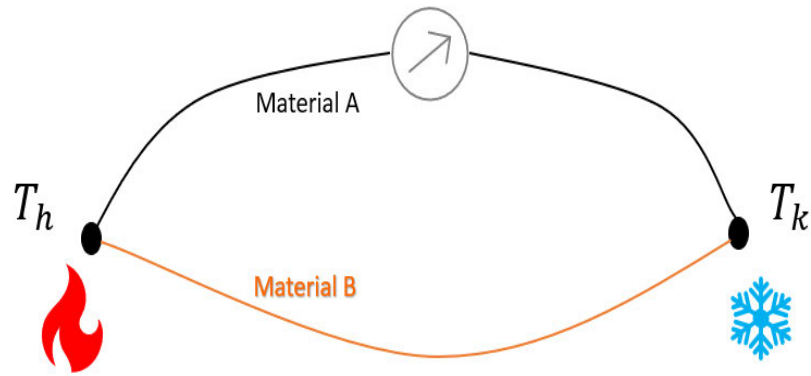


Abbildung 3-2 - Schema des Seebeck-Effekts mit geschlossenem Kreis

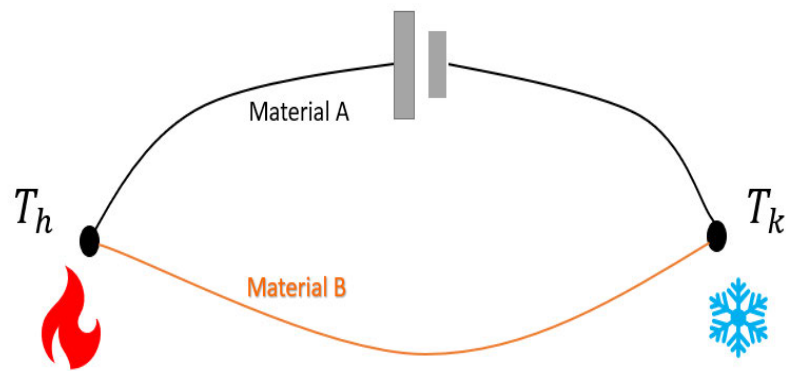


Abbildung 3-3 - Schema des Seebeck-Effekts mit offenem Kreis

Die Potentialdifferenz hängt nicht so sehr von der Form oder den Abmessungen der Leiter selbst ab, sondern nur von der Temperaturdifferenz zwischen der warmen Seite T_h und der kalten Seite T_k und den Materialien A und B. Diese Anordnung kann als Thermoelement bezeichnet werden [Mac62]. Die Temperaturdifferenz und die Thermokraft sind die Hauptfaktoren im Thermoelement, um die Thermospannung zu erhalten [Rei11].

$$S_A - S_B = \frac{dU_{AB}}{dT} \quad (3.1)$$

S_A	Thermokraft von Material A
S_B	Thermokraft von Material B
dU_{AB}	Potentialdifferenz an der offenen Stelle
dT	Temperaturdifferenz

Auf dieser Grundlage kann zur Bestimmung der absoluten Thermokraft S_A eines Materials A als Referenzmaterial B ein Material verwendet werden, dessen Thermokraft bereits bekannt ist. Dies kann z.B. Blei oder ein Supraleiter sein, da diese eine vernachlässigbar kleine bzw. verschwindende Thermokraft besitzen [Rei11].

3.2 Seebeck-Effekt durch Durdemodell und Boltzmann-Gleichung

Nachdem der Begriff des Seebeck-Effekts durch die empirische Definition im vorangegangenen Abschnitt verständlich gemacht wurde, wird in diesem Abschnitt zunächst versucht, das Phänomen im Rahmen des Durdemodells zu erfassen.

Das Durdemodell geht davon aus, dass in einem Leiter die von den Metallatomen freigesetzten Elektronen ein freies Elektronengas bilden und die Elektronen nach einer bestimmten Zeit im Mittel gestreut werden [Rei11]. Wenn man ein elektrisches Feld \vec{E} anlegt, wirkt auf jedes Elektron eine Kraft $\vec{F} = -e\vec{E}$, was zu einer Beschleunigung führt. Der durch die Beschleunigung der Elektronen entstehende elektrische Strom kann aufgrund der Streuung, die durch jeden Stoß verursacht wird, nicht unendlich groß werden. Daher ergibt sich eine durchschnittliche Geschwindigkeit der Elektronen, dass als Driftgeschwindigkeit bezeichnet wird. [Gum12].

$$\vec{v}_D = \frac{e\tau}{m_{el}} \vec{E} \quad (3.2)$$

\vec{v}_D	Driftgeschwindigkeit
e	Elementarladung ($1,602 \times 10^{-19} \text{ C}$) [Bsi18]
τ	Stoßzeit
m_{el}	Elektronenmasse
\vec{E}	elektrisches Feld

Liegt ein Temperaturgradient $\vec{\nabla}T$ im elektrischen Feld vor, so führt dies im Rahmen des Durdemodells zu einer mittleren Elektronengeschwindigkeit, die in Richtung des kälteren Endes zeigt. Diese Bewegung der Elektronen entspricht einem elektrischen Strom. Dieser Strom hält jedoch nur so lange an, bis sich an den Enden genügend elektrische Ladung angesammelt hat, so dass ein Gegenfeld entsteht, das einen weiteren Stromfluss verhindert. Sobald sich ein stationäres Gleichgewicht eingestellt hat, hört der Strom auf zu fließen. Dieses durch die Temperaturdifferenz hervorgerufene thermoelektrische Feld kann durch Gleichung (3.3) beschrieben werden [Rei11].

$$\vec{E} = S \cdot \vec{\nabla}T \quad (3.3)$$

Wie bereits erwähnt und aus Gleichung (3.3) ersichtlich, steht S für die Thermokraft. Es ist anzumerken, dass in vielen wissenschaftlichen Quellen der „Seebeck-Koeffizient“ anstelle des Wortes „Thermokraft“ verwendet wird. Ein kurzer Hinweis, warum dieser Begriff hier verwendet wird, ist vielleicht nicht verkehrt. Das Wort "Thermokraft" setzt sich aus zwei Teilen zusammen: "Thermo" und "Kraft". "Thermo" bezieht sich auf Temperatur oder Wärme, während "Kraft" im Zusammenhang mit Elektrizität auf die Fähigkeit verweist, Arbeit zu verrichten oder Energie zu übertragen. Im Zusammenhang mit dem Seebeck-Effekt beschreibt

die Thermokraft die Fähigkeit eines Materials, Temperaturunterschiede in elektrische Spannung umzuwandeln. Der Begriff "Thermokraft" wird verwendet, um die grundlegende Eigenschaft dieses Phänomens hervorzuheben, nämlich die Umwandlung von Wärmeenergie in elektrische Energie. Sie ist ein direktes Maß für die Fähigkeit eines Materials, Temperaturunterschiede in elektrische Spannung umzuwandeln. Der Begriff "Thermokraft" ist daher eine treffende Bezeichnung für diesen Effekt. In dieser Arbeit wird der Begriff Thermokraft bevorzugt verwendet.

Um Thermokraft zu berechnen, wird empfohlen, zuerst die Abbildung 3-4 zu betrachten.

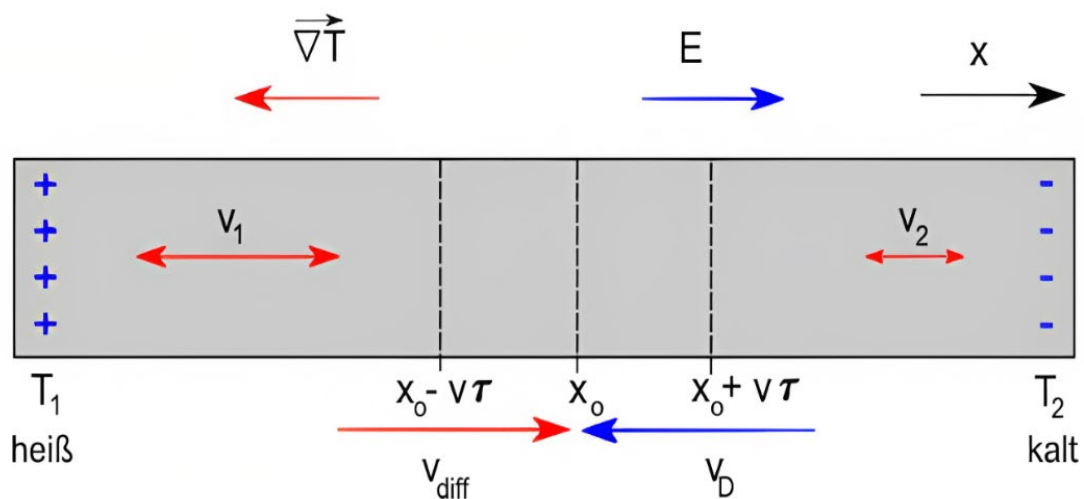


Abbildung 3-4 - Eindimensionales Modell zur Beschreibung der Thermokraft [Rei11]

Die durchschnittliche Schwingungsgeschwindigkeit der Teilchen bei x_0 ist nicht mehr Null, da v_1 ungleich v_2 ist. Die mittlere Diffusionsgeschwindigkeit v_{diff} die durch den Temperaturgradienten verursacht wird, wird durch die Gleichung (3.4) definiert.

$$v_{diff} = \frac{1}{2} [v(x-l) - v(x+l)] \quad (3.4)$$

Dann mit Hilfe der Taylorentwicklung um x_0 ($v[T(x)] \approx v(x_0) + \frac{dv}{dx}(x - x_0)$) ist zur berechnen

$$v_{diff} = \frac{1}{2} \left[v(x_0) + \frac{dv}{dx}(-v\tau) - v(x_0) - \frac{dv}{dx}(v\tau) \right] = -v\tau \frac{dv}{dx} = -\tau \frac{d}{dx} \left(\frac{v^2}{2} \right) = -\frac{\tau}{2} \frac{dv^2}{dT} \frac{dT}{dx} \quad (3.5)$$

wobei τ die mittlere Stoßzeit und $l = v\tau$ die mittlere freie Weglänge bezeichnet [Rei11].

Wenn die Berechnung auf drei Dimensionen ausgedehnt wird, kann das erzielen:

$$v_{diff} = -\frac{\tau}{6} \frac{dv^2}{dT} \vec{\nabla} T \quad (3.6)$$

Da Driftgeschwindigkeit v_D und Diffusionsgeschwindigkeit v_{diff} sich im stationären Zustand

gegenseitig aufheben, [Rei11] dann:

$$v_D + v_{diff} = 0 \quad (3.7)$$

Damit können die Gleichungen (3.2) und (3.6) in (3.7) eingesetzt und erhalten werden:

$$\frac{e\tau}{m_{el}} \vec{E} - \frac{\tau}{6} \frac{dv^2}{dT} \vec{\nabla} T = 0 \quad (3.8)$$

Danach kann aus Gl. (3.8) und (3.3) für die Thermokraft so berücksichtigen:

$$S = -\frac{m_{el}}{6e} \frac{dv^2}{dT} = -\frac{1}{3e} \frac{d}{dT} \left(\frac{m_{el}v^2}{2} \right) = -\frac{1}{3e} \frac{d\epsilon_k}{dT}, \quad (3.9)$$

ϵ_k kinetische Energie der Elektronen

Es soll berücksichtigen, dass in der klassischen statistischen Mechanik $\epsilon_k = \frac{3}{2} K_B T$ gilt.

Dadurch wird es für die Thermokraft so sich ergeben [Rei11]:

$$S = -\frac{1}{3e} \frac{d\epsilon_k}{dT} = -\frac{K_B}{2e} = -43 \frac{\mu V}{K} \quad (3.10)$$

K_B Boltzmann-Konstante ($1,380649 \times 10^{-23} \frac{J}{K}$) [Bsi18]

Experimentelle Beobachtungen zeigen, dass die thermischen Kräfte in Metallen im Mittel im Bereich von Mikrovolt pro Kelvin liegen. Diese Werte liegen um einen Faktor 10 bis 100 unter den geschätzten Werten [Rei11].

Bis hierher haben das Durdemodell und seine Analyse ein grundlegendes Verständnis des physikalischen Hintergrunds der Thermokraft und der zugrundeliegenden Konzepte vermittelt. Zur genaueren Bestimmung der Thermokraft ist es jedoch sinnvoller, die Boltzmann-Transportgleichung heranzuziehen [Rei11]. In diesem Zusammenhang wird in der folgenden Arbeit darauf eingegangen, jedoch aufgrund der umfassenden Erklärung des physikalischen Hintergrundes durch das Durdemodell auf eine vollständige Herleitung der Boltzmann-Gleichungen verzichtet. Stattdessen werden nur eine kurze Einführung und die wichtigsten Gleichungen vorgestellt. Es ist jedoch wichtig zu betonen, dass diese beiden Modelle nicht für die Berechnung der Wärmekapazität aller Materialien verwendet werden können, was im letzten Teil dieses Abschnitts näher erläutert wird.

Wenn ein elektrischer Strom durch einen Festkörper fließt, wirken zwei gegensätzliche Mechanismen auf ihn ein: eine treibende Kraft durch äußere Felder und Kräfte und eine bremsende Wirkung durch Stöße der Ladungsträger mit Phononen und Störstellen. Die Boltzmann-Gleichung beschreibt das Zusammenspiel dieser beiden Mechanismen [Rei11].

In einem Leiter, der sich bei einer Temperatur T im thermischen Gleichgewicht befindet, wird die Verteilung der Elektronen durch die Fermi-Dirac-Funktion beschrieben [Kit13].

$$f_0 = \frac{1}{\exp\left(\frac{\epsilon - \epsilon_F}{K_B T} + 1\right)} \quad (3.11)$$

ϵ Energie der Elektronen
 ϵ_F Fermi- Energie

Wird das thermische Gleichgewicht durch ein äußeres elektrisches Feld oder einen Temperaturgradienten gestört, so führt dies zu einer Abweichung von der ursprünglichen Fermi-Dirac-Verteilung f_0 . Im stationären Zustand werden alle durch elektrische Felder oder Temperaturgradienten hervorgerufenen Änderungen durch Stöße kompensiert. Dieser Zusammenhang wird durch die Boltzmann-Gleichung beschrieben [Bar72].

$$\left[\frac{df}{dt}\right]_{Felder} = \left[\frac{df}{dt}\right]_{Stöße} \quad (3.12)$$

Diese Gleichung besagt, dass in einem Leiter, in dem ein elektrisches Feld anliegt, ein unveränderlicher Strom fließt. Es kann nun die Relaxationszeitnäherung durch

$$\left[\frac{df}{dt}\right]_{Stöße} = -\frac{f - f_0}{\tau} \quad (3.13)$$

beschrieben werden, indem τ eine Zeitkonstante, die unabhängig von der Abweichung von $f - f_0$ angesehen wird, ist. Außerdem soll dies betrachtet werden, dass die Funktion für die Verteilung des "Feldterms" von der Geschwindigkeit der Elektronen $\vec{v} = (v_x, v_y, v_z)$, ihrem Standort $\vec{r} = (x, y, z)$ und der Zeit abhängt [Bar72].

Trotzdem müssen nun weitere Überlegungen berücksichtigt werden, wie z.B. die Tatsache, dass es zur Vereinfachung der Differentialgleichungen sinnvoll ist, die Geschwindigkeiten und Orte der Elektronen des Materials nur in X-Richtung zu betrachten. Durch diese Interpretation können Themen wie die Kraft im elektrischen Feld und der Impuls der Elektronen in dieser Richtung sowie die Stromdichte vereinfacht und besser verstanden werden [Kit13, Rei11]. Dies wird nun durch die Kombination aller bisher genannten Gleichungen und Themen zur Boltzmann-Gleichung erreicht:

$$S = \frac{e}{\sigma T} \frac{\pi^2}{3e^2} (K_B T)^2 \left[\frac{\partial \sigma}{\partial \epsilon}\right]_{\epsilon=\epsilon_F} = \frac{\pi^2 K_B^2 T}{3e} \left[\frac{\partial \ln \sigma}{\partial \epsilon}\right]_{\epsilon=\epsilon_F} \quad (3.14)$$

σ elektrische Leitfähigkeit

Diese Gleichung (3.14) zeigt, dass die Thermokraft linear von der Temperatur abhängt. Die Leitfähigkeit hängt von der Elektronenenergie ab, und die Größe und das Vorzeichen der Thermokraft werden durch die Abhängigkeit der Leitfähigkeit von der Fermi-Fläche bestimmt [Rei11]. Normalerweise nimmt die Leitfähigkeit mit steigender Energie zu und kann durch folgende Beziehung beschrieben werden [Bar72]:

$$\sigma = const. \cdot \epsilon^{\xi}, \quad (3.15)$$

wobei ξ ein materialspezifischer Korrekturfaktor [Ber03] und eine kleine Zahl der Größenordnung eins ist [Bar72].

Wenn man die Gl. (3.15) in Gl. (3.14) einsetzt, erhält man:

$$S = \frac{\pi^2 k_B^2 T}{3e\epsilon_F} \xi = \frac{\pi^2 k_B}{3e} \frac{T}{T_F} \xi \quad (3.16)$$

Diese Gleichung gilt für gute **Leiter bzw. Metalle**. Metalle sind im Allgemeinen gute Leiter aufgrund der hohen Dichte freier Elektronen in ihrem Kristallgitter. Sie haben normalerweise eine Thermokraft im Bereich von einigen Mikrovolt pro Kelvin [Rei11]. Betrachtet man z. B. Silber mit einer Fermienergie von $\epsilon_F = 5,48 \text{ eV}$, so lässt sich nach Gl. (3.16) eine Thermokraft von $1,34 \frac{\mu\text{V}}{\text{K}}$ berechnen [Rei11].

Im Gegensatz zur Abschätzung der Thermokraft mit dem Durdemodell wird in Gleichung (3.16) die individuelle Fermienergie jedes Metalls berücksichtigt, was zu einer genaueren Berechnung der Thermokraft führt. Somit erlaubt diese Gleichung eine genauere Bestimmung der Größenordnung der Thermokraft für verschiedene Metalle [Rei11]. Zur Abschätzung der Thermokraft für **Halbleiter** kann der Peltier-Koeffizient Π verwendet werden [Kit13].

Mit Hilfe des elektrischen Stroms und des Wärmestroms kann $\Pi = \frac{j_\Pi}{j_{el}}$ berechnet werden, woraus wiederum mit Hilfe der Kelvin-Relation die Thermokraft bestimmt werden kann [Bar72]. Eine kurze Erklärung an dieser Stelle wäre vielleicht nicht schlecht, dass es besser ist, für j_Π die Peltier-Wärmestromdichte zu schreiben und nicht nur die Wärmestromdichte. Die Wärmestromdichte beschreibt die Menge an Wärmeenergie, die pro Zeiteinheit und Fläche durch ein Material fließt. Sie wird in $\frac{\text{W}}{\text{m}^2}$ gemessen und gibt an, wie viel Wärmeenergie durch das Material fließt. Die Peltier-Wärmestromdichte, auch Peltier-Flussdichte genannt, ist eine spezielle Art der Wärmestromdichte, die durch den Peltier-Effekt in einem thermoelektrischen Material erzeugt wird. Sie beschreibt die Menge an Wärmeenergie, die pro Zeiteinheit und Fläche durch das Material fließt, wenn eine elektrische Spannung angelegt wird und dadurch eine Temperaturdifferenz entsteht. Die Einheit der Peltier-Wärmestromdichte ist ebenfalls Watt pro Quadratmeter ($\frac{\text{W}}{\text{m}^2}$). Der Unterschied zwischen der Wärmestromdichte und der Peltier-Wärmestromdichte besteht darin, dass die Peltier-Wärmestromdichte nur dann auftritt, wenn eine elektrische Spannung angelegt wird und somit der Peltier-Effekt im Material ausgenutzt wird. Die Wärmestromdichte hingegen kann auch ohne elektrische Spannung auftreten, z.B. wenn Wärme durch Wärmeleitung durch das Material fließt [Gol09].

Zur Berechnung der Stromdichte der Elektronen, die durch ein elektrisches Feld erzeugt wird, ist diese Gleichung zu berücksichtigen:

$$J = n(-e)(-\mu_{el})\vec{E} = ne\mu_{el}\vec{E} \quad (3.17)$$

μ_{el} Elektronenbeweglichkeit
 n Elektronendichte

Bezogen auf das Fermienergielevel transportiert ein Elektron im Mittel die Energie [Rei11]:

$$\epsilon_c - \epsilon_F + \frac{3}{2}k_B T \quad (3.18)$$

Wobei ϵ_c beschreibt die Energie an der Leitungsbandkante. Dann kann die Peltier- Wärmestromdichte so beschreiben werden [Rei11]:

$$j_{\Pi} = n \left[\epsilon_c - \epsilon_F + \frac{3}{2}k_B T \right] (-\mu_{el})\vec{E} \quad (3.19)$$

Und jetzt die Peltier-Koeffizient ist beschrieben:

$$\Pi = \frac{j_{\Pi}}{J} = -\frac{3k_B T}{2e} - \frac{\epsilon_c - \epsilon_F}{e} \quad (3.20)$$

Die Kelvin-Relation $\Pi = S \cdot T$ hilft hier die Thermokraft für ein **Halbleiter** so berechnen [Rei11]:

$$S = -\frac{3k_B}{2e} - \frac{\epsilon_c - \epsilon_F}{eT} \quad (3.21)$$

Dieser Teile von der Gleichung $\frac{\epsilon_c - \epsilon_F}{eT}$ ist materialabhängig und kann z. B. für Silicium mit $(\epsilon_c - \epsilon_F) \approx 0,5 \text{ eV}$ bei Zimmertemperatur circa $1 \frac{\text{mV}}{\text{K}}$ Thermokraft berechnet werden [Rei11].

3.3 Materialpaarung und Thermoelektrische Generator

In den vorangegangenen Abschnitten wurde bereits erläutert, dass die Thermokraft oder der Seebeck-Koeffizient eine wichtige Eigenschaft jedes Materials im Zusammenhang mit dem Seebeck-Effekt ist. Die Einzigartigkeit jedes Materials spielt dabei eine entscheidende Rolle. In diesem Abschnitt werden kurz einige Beispiele für Werkstoffe und ihre Eigenschaften sowie Unterschiede in diesem Bereich vorgestellt. Das Thermokraft-Diagramm bei verschiedenen Temperaturen ist ein nützliches Einführungsinstrument.

Abbildung 3-5 zeigt eine solche Darstellung für einige Werkstoffe. Es wird zum Beispiel gezeigt, dass eine Nickel-Chrom-Legierung (*NiCr*) bei einer Temperatur von 400 K die höchste Thermokraft über $20 \frac{\mu\text{V}}{\text{K}}$ aufweist und dass dieser Wert mit steigender Temperatur abnimmt. Es kann festgestellt werden, dass einige Werkstoffe bei bestimmten Temperaturen einen negativen Seebeck-Koeffizienten aufweisen.

Es ist auch zu beobachten, dass einige Materialien, wie Platin (*Pt*), mit steigender Temperatur weniger Thermokraft aufweisen und andere, wie Silber (*Ag*), mit steigender Temperatur mehr Thermokraft aufweisen. Es ist daher sinnvoll, dieses Diagramm als Einstieg in das Thema zu betrachten.

Alle in diesem Kapitel diskutierten Konzepte zielen darauf ab, einen TEG zu erzeugen. Dabei werden die unterschiedlichen physikalischen Eigenschaften des Materials, insbesondere der Thermokraft- oder Seebeck-Koeffizient, genutzt, um einen TEG zu erzeugen. Es wurde also festgestellt, dass zwei verschiedene Materialien erforderlich sind, um eine thermoelektrische Spannung durch den TEG in einem geschlossenen Kreislauf zu erzeugen, und diese Eigenschaft bestimmt die Grundlage dieses Themas. Ausgehend von Gleichung (3.1) kann diese Spannung wie folgt beschrieben werden [Gum12]:

$$U = \int_{T_1}^{T_2} (S_A - S_B) dT \quad (3.22)$$

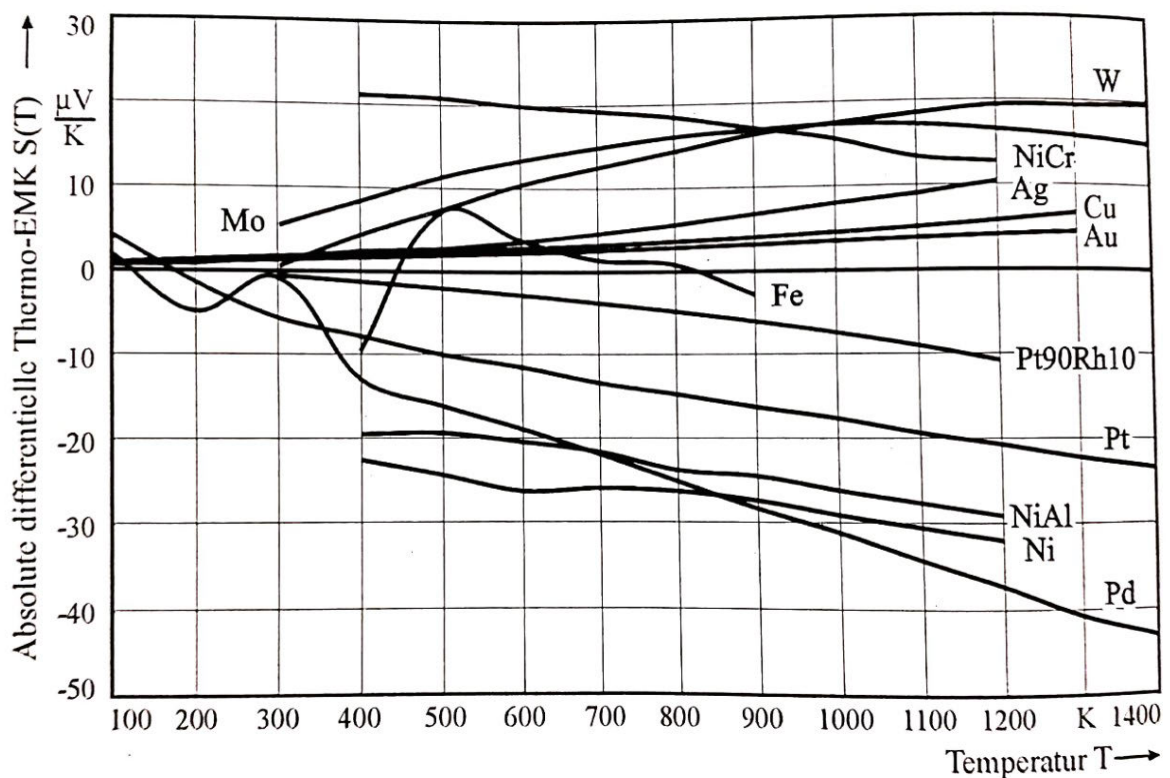


Abbildung 3-5 - Absoluter Seebeck-Koeffizient verschiedener Materialien als Funktion der Temperatur [Ber03]

Daraus kann geschlossen werden, dass die größte Differenz in der absoluten Thermokraft in der Regel bei Materialkombinationen auftritt, die einen großen Unterschied in ihren thermoelektrischen Eigenschaften aufweisen. Konkret bedeutet dies, dass Materialkombinationen aus einem Material mit hohem Seebeck-Koeffizienten und einem Material mit niedrigem Seebeck-Koeffizienten die größte Differenz in der Thermospannung aufweisen können.

Als Beispiel sind in Tabelle 3-1 einige Werkstoffpaarungen für den Einsatz in einem Thermoelement in Anlehnung an DIN IEC 584 [Gum12] aufgeführt.

Tabelle 3-1 - Thermospannungen bezogen auf Referenztemperatur $t = 0\text{ °C}$ sowie Materialzusammensetzung und zulässiger Temperaturbereich von einigen Thermopaaren nach DIN IEC 584. [Gum12]

Thermopaar	Typ T	Typ J	Typ K	Typ S
(+) Elektrode	Chromel (90%Ni 10%Cr)	Fe	Cu	Pt
(-) Elektrode	Alumel (94%Ni 3%Mn 2%Al 1%Si)	Konstantan (55%Cu 45%Ni)	Konstantan (55%Cu 45%Ni)	PtRh (90%Pt 10%Rh)
Temperatur	Thermospannung für Referenztemperatur $t = 0\text{ °C}$			
100 °C	4,28 mV	5,27 mV	4,10 mV	0,64 mV
400 °C	20,87 mV	21,85 mV	16,40 mV	3,26 mV
Temperatur- Bereich	- 270 °C + 400 °C	-210 °C + 1200 °C	- 270 °C + 1370 °C	- 50 °C + 1760 °C

Es sollte daran erinnert werden, dass die Auswahl der zu kombinierenden Materialien für die Verwendung in einem TEG neben den großen Unterschieden in der thermischen Leistung von anderen Faktoren abhängt, wie z.B. dem elektrischen und thermischen Widerstand und dem Betriebstemperaturbereich. Darüber hinaus hängt die Wahl der Materialkombination von weiteren Faktoren wie Kosten, Herstellbarkeit und Robustheit gegenüber hohen Temperaturen und anderen Umwelteinflüssen ab [Wel19, Dem11].

In der Tat führt die Berücksichtigung einiger dieser Faktoren und der Materialeigenschaften zu einer speziellen Fragestellung, die als thermoelektrischer Wirkungsgrad bezeichnet wird. Der Wirkungsgrad eines thermoelektrischen Elementes wird durch die dimensionslose Gütezahl (ZT), auch "Figure of Merit" genannt, beschrieben. Diese ist definiert als das Verhältnis der Thermokraft S und der elektrischen Leitfähigkeit σ zur Wärmeleitfähigkeit λ eines Materials [Ret12].

$$ZT = \frac{S^2 \sigma}{\lambda} T \quad (3.23)$$

Der ZT-Wert ist ein wichtiges Maß für die thermoelektrischen Eigenschaften eines Materials und gibt an, wie effizient es Wärme in elektrische Energie umwandelt. Ein höherer ZT-Wert bedeutet einen höheren Wirkungsgrad des thermoelektrischen Elements [Ret12]. Wie aus Gl. (3.23) hervorgeht, muss entweder der Seebeck-Koeffizient und/oder die elektrische Leitfähigkeit erhöht oder die Wärmeleitfähigkeit verringert werden, um die Effizienz thermoelektrischer Elemente zu erhöhen.

Die Verwendung von Halbleitern ist eine der besten Ideen. Dies kann auch durch die Betrachtung der Gleichungen im vorherigen Abschnitt verstanden werden. Man kann grob sagen, dass die Thermokraft in Halbleitern viermal größer ist als in Metallen [Wel19]. Wenn es gelingt, zwei Halbleiter mit großen Unterschieden in der p- und n-Leitfähigkeit zu paaren,

können sehr gute Ergebnisse erzielt werden. Durch die Verwendung von Materialien mit hohem Seebeck-Koeffizienten und einer großen Differenz zwischen den Seebeck-Koeffizienten von p- und n-dotierten Halbleitern können TEGs eine höhere Leistung erreichen und somit effizienter arbeiten [Dlr00].

Ein Beispiel für eine solche Materialkombination ist eine Legierung aus Bismut-Tellurid (Bi_2Te_3) und Antimon-Tellurid (Sb_2Te_3). Durch die Kombination dieser Materialien kann eine hohe thermoelektrische Spannung erzeugt werden [Row95]. Tatsächlich können verschiedene Legierungskombinationen dieser Materialien unterschiedliche Eigenschaften liefern, die für den Hauptzweck sehr wichtig sind. Tabelle 3-2 in Anlehnung an [Ret12] zeigt beispielhaft, wie die thermoelektrischen Eigenschaften durch gezielte Dotierung mit z.B. Antimon oder Selen optimiert werden können.

Tabelle 3-2 - Thermoelektrische Eigenschaft von stöchiometrischem-, mit Antimon dotiertem- und mit Selen dotiertem Bismuttellurid [Ret12]

Material	σ [1/ Ωcm]	λ [W/mK]	S [$\mu V/K$]	ZT
Bi_2Te_3	513	1,73	+ 227	0,46
$(Bi_{0,25}Sb_{0,75})_2Te_3$	781	1,37	+ 225	0,87
$Bi_2(Te_{0,95}Se_{0,05})_3$	901	1,59	- 223	0,85

Es ist klar, dass nach den Daten in dieser Tabelle Bi_2Te_3 und $(Bi_{0,25}Sb_{0,75})_2Te_3$ als p-Leiter und $Bi_2(Te_{0,95}Se_{0,05})_3$ als n-Leiter verwendet werden. Die Mischkristalle zeigen bessere thermoelektrische Eigenschaften als reines Bi_2Te_3 [Ret12]. Es gibt jedoch auch andere Materialkombinationen und Materialstrukturen, die eine hohe thermoelektrische Leistung aufweisen können, z.B. Nanokristalle, Legierungen oder Dotierungen von Halbleitern. Weitere Informationen hierzu finden sich in [Row95 und Dlr00].

Die Daten in Tabelle 3-2 beziehen sich auf Raumtemperatur, aber wie bereits erwähnt und aus Gleichung (3.23) ersichtlich, variiert der ZT-Wert stark in Abhängigkeit von der Temperatur. Daher ist es von entscheidender Bedeutung, die richtigen Materialien für den Bau eines TEGs zu wählen, die mit der Betriebstemperatur kompatibel sind. Die Suche nach geeigneten Materialien ist daher ein zentrales Thema, zumal der Preis dieser Materialien sehr hoch sein kann. Eine Übersicht über den ZT-Wert verschiedener Halbleitermaterialien bei unterschiedlichen Temperaturen ist in Abbildung 3-6 dargestellt.

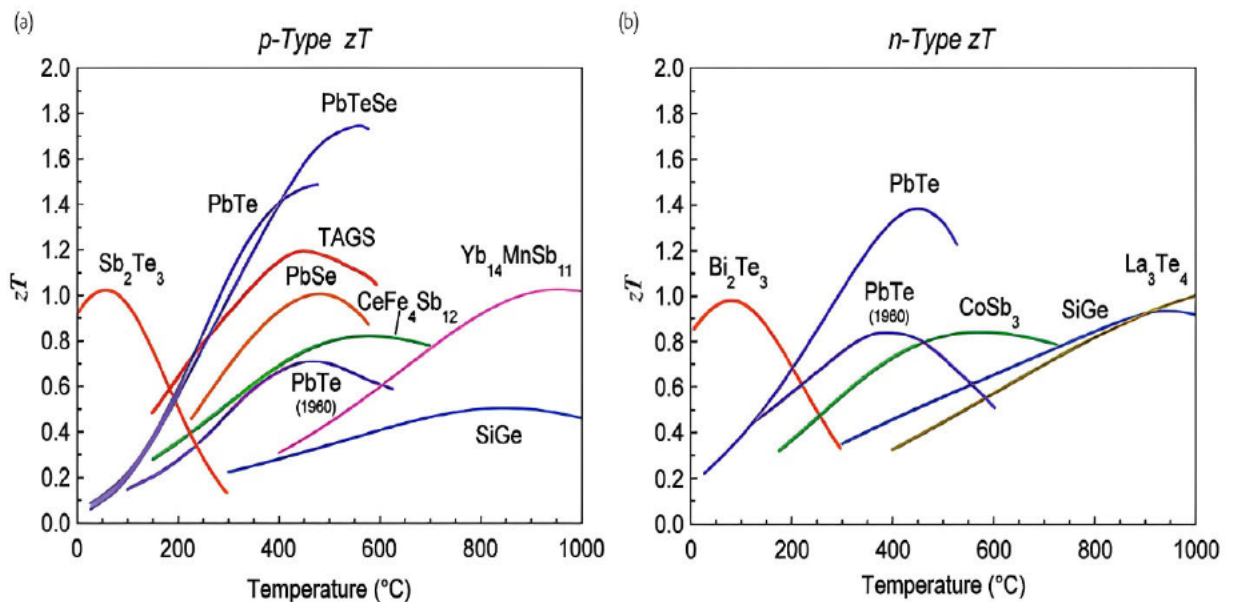


Abbildung 3-6 - zT -Werte von TE-Halbleitermaterialen (a): p-leitende Verbindung, (b): n-leitende Verbindung [Lal11]

Die effiziente Entwicklung und Herstellung eines thermoelektrischen Generators hängt von verschiedenen Faktoren ab, wie z. B. dem Temperaturbereich, den Kosten, der Form und dem Design des Generators selbst. Typischerweise haben sie eine flache und dünne Plattenform, deren Größe von der erzeugten Spannung und den spezifischen Anwendungsbedingungen abhängt. Abbildung 3-7 zeigt schematisch sowohl den üblichen flachen Typ als auch einen zylindrischen Typ. Der zylindrische Typ kann z.B. im Abgassystem eines Autos verwendet werden, wo der heiße Abgasstrom durch die Mitte strömt. Ein solches Design ermöglicht einen höheren Wirkungsgrad und ein besseres Temperaturmanagement, was wiederum zu einer höheren Energieausbeute führen kann.

Zum Abschluss dieses Kapitels soll noch darauf hingewiesen werden, dass heute zahlreiche Firmen in der Produktion von thermoelektrischen Generatoren tätig sind [Dir00]. Diese Firmen bieten eine große Vielfalt an Modellen, Größen und Funktionen an. Ein Beispiel ist die Firma Micropelt, die sich auf die Herstellung von TEGs mit sehr kleinen Abmessungen und hohen Wirkungsgraden für verschiedene Anwendungen spezialisiert hat. Sie bietet beispielsweise den MPG-D751-Chip in verschiedenen Modulen an, der bei Raumtemperatur eine Spannung von bis zu 10 V erzeugen kann [Dem11]. Tatsächlich gibt es auf dem industriellen Markt viele verschiedene Module, die für unterschiedliche Bedingungen ausgelegt sind. Für den Simulationsteil dieser Arbeit wird in Kapitel 6 ein TEG-Modul modelliert und detailliert vorgestellt.

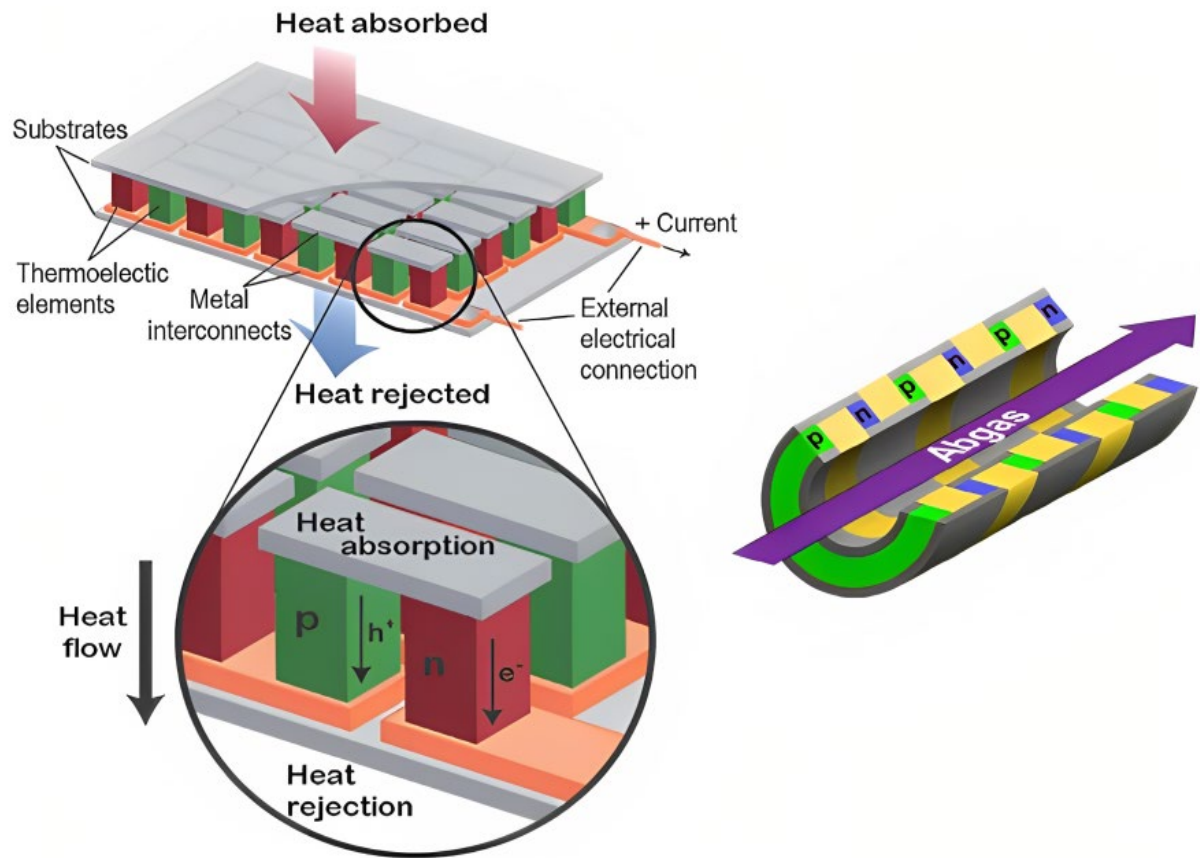


Abbildung 3-7 - Schematischer Aufbau eines TEGs. Links: Planare Ausführung [Lal11],
rechts: zylindrisch [Dir00]

4. Klimaanlage im Flugzeug

In diesem Kapitel wird die Klimatisierung von Flugzeugen übersichtlich und kurz dargestellt. Natürlich wurde darauf geachtet, dass die meisten Definitionen einen Bezug zum Hauptthema dieser Arbeit haben und die damit verbundenen Aspekte erläutert werden. Die Klimaanlage, die in der Luftfahrtindustrie unter dem Air Transport Association (ATA) - Chapter 21 [Ata18] behandelt wird, besteht aus verschiedenen Komponenten, um den Anforderungen einer Flugreise gerecht zu werden. Es wird diskutiert, welche Aufgaben die Klimaanlage in diesem Zusammenhang hat und wie sie systematisch funktioniert. Die Darstellung dieses Systems und die Erörterung seiner wichtigen Details ist eine notwendige Einführung in Übereinstimmung mit der allgemeinen Beschreibung des Hauptgegenstandes des Experiments, der in den folgenden Kapiteln erläutert wird. Zum Beispiel ist ein gutes Verständnis der Funktionsweise von Environmental Control Systems (ECS) notwendig, um die Diskussion über Komponenten zu führen, die das Potenzial zur Energieerzeugung nutzen können.

4.1 Randbedingungen und Anforderungen

Grundsätzlich besteht die Hauptaufgabe der Klimatisierung von Flugzeugen darin, während des gesamten Flugbetriebs lebensfreundliche Umgebungsbedingungen zu gewährleisten. Dabei sind sowohl die Sicherheit als auch der Komfort der Passagiere und der Flug- und Kabinenbesatzung zu berücksichtigen. Darüber hinaus muss die Fracht unter bestimmten Bedingungen durch die Klimaanlage geschützt werden. Die Klimatisierung des Flugzeugs muss sowohl im Bodenbetrieb unter verschiedenen klimatischen Bedingungen als auch im Flugbetrieb in unterschiedlichen Flughöhen funktionieren.

Neben der Klimatisierung gibt es weitere wesentliche Herausforderungen. Da Flugzeuge aus wirtschaftlichen Gründen in großen Höhen fliegen, ist die Aufrechterhaltung des Überdrucks eine der wichtigsten Aufgaben der Flugzeugklimatisierung. Wie Abbildung 4-1 zeigt, nehmen sowohl der Druck als auch die Dichte der Erdatmosphäre mit zunehmender Höhe stark ab. Auf Meereshöhe beträgt der mittlere Luftdruck $1013,25 \text{ hPa}$. In $5,5 \text{ km}$ Höhe beträgt er nur noch ca. 500 hPa , in 7 km Höhe nur noch ca. 350 hPa und in ca. 30 km Höhe ist er bereits auf ca. 10 hPa gesunken.

Das ECS muss den Druckunterschied zwischen der Kabine und der Umgebung stets auf einem geeigneten Niveau halten, damit sowohl die Lebensbedingungen der Passagiere als auch die Flugzeugstruktur diesen Druckunterschied tolerieren können. Abbildung 4-2 zeigt als Beispiel die Kabinendruckregelung einer Boeing 747 während der Steigflugphase. Obwohl das ECS den Luftdruck in der Kabine höher als in der Umgebung halten muss, kann es den Druck nicht auf das gleiche Niveau wie am Boden regeln, z. B. auf Meereshöhe

1013,25 hPa. Deshalb darf die Kabinendruckhöhe nach CS 25.841 unter normalen Bedingungen 2400 m (ca. 8000 ft) nicht überschreiten [Eas21]. Die CS-25 ist eine Bauvorschrift für Großflugzeuge ("Certification Specifications for Large Aeroplanes"), die von der European Aviation Safety Agency (EASA) herausgegeben wird.

Hinsichtlich der Druckänderungen schreibt die CS-25 vor, dass die Änderung des Kabinendrucks während des Steigfluges stets weniger als $1,83 \frac{kPa}{min}$ und während des Sinkfluges weniger als $1,10 \frac{kPa}{min}$ betragen muss. Diese Vorschriften sollen sowohl die Sicherheit der Passagiere und der Besatzung als auch die strukturelle Integrität des Flugzeugs gewährleisten.

Die Temperierung von Flugzeugen ist komplexer als bei anderen Verkehrsmitteln, da sich die Temperatur während des Fluges, insbesondere nach dem Start, sehr schnell ändern kann. Während die Temperaturen am Boden zwischen -40 °C und 55 °C variieren können, liegen sie in einer Höhe von 40.000 ft zwischen -70 °C und -35 °C . In beiden Fällen muss das ECS für eine angenehme Temperatur von 21 °C bis 25 °C sorgen.

Typischerweise kann die Leistung der Klimaanlage, wenn eine große und schnelle Temperaturänderung am Boden erforderlich ist, wie folgt definiert werden [God19]:

- Kühlen der unbesetzten Kabine an einem heißen Tag am Boden von 46 °C auf 27 °C in 30 Minuten ohne Unterstützung von außen.
- Heizen der unbesetzten Kabine bei Nacht an einem kalten Tag von -32 °C auf 21 °C in 30 Minuten ohne Unterstützung von außen.

Es ist wichtig zu beachten, dass die Temperierung der Flugzeugskabine durch Belüftung erfolgt. Das bedeutet, dass unter Normalbedingungen gemäß CS 25.831 pro Person in der Kabine ein Frischluftmassenstrom von $0,25 \frac{kg}{min}$ bereitgestellt werden muss. Bei 15 °C am Boden entspricht dies einem Volumenstrom von etwa $3,4 \frac{l}{s}$ und bei 22 °C auf 8.000 ft Kabinenhöhe etwa $4,7 \frac{l}{s}$ [Eas21]. Üblicherweise werden Flugzeuge mit einem Luftstrom von $0,18 \frac{kg}{min}$ pro Pack ausgestattet. In der Nähe von Passagieren sollte die Strömungsgeschwindigkeit etwa $0,2 \frac{m}{s}$ betragen [God19]. Diese Werte stellen sicher, dass die Kabinentemperatur angenehm und sicher für Passagiere und Besatzung ist, während ausreichend Frischluftzufuhr gewährleistet wird.

Eine weitere wichtige Anforderung an die Klimatisierung von Flugzeugen ist die Luftfeuchtigkeit. Es ist zu beachten, dass die relative Luftfeuchtigkeit in der Tropopause unter $1\% \text{ rel. F.}$ liegt, was auf sehr trockene Luft hinweist. Andererseits ist eine Befeuchtung durch mitgeführtes Wasser aus wirtschaftlichen und Korrosionsschutzgründen nicht praktikabel. Dennoch sollte nach der American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers (ASHRAE) TC 161 die Kabinenfeuchte unter $25\% \text{ rel. F.}$ gehalten werden [Ash19]. Die

ASHRAE veröffentlicht den Standard 161, Air Quality in Commercial Aircraft, der von der FAA (Federal Aviation Administration) für die Zulassung von Flugzeugen in den USA verwendet wird.

An dieser Stelle soll kurz der Begriff der relativen Luftfeuchte erläutert werden. Die relative Luftfeuchtigkeit ist ein Maß für den Wasserdampfgehalt der Luft im Verhältnis zu ihrer maximalen Aufnahmefähigkeit bei einer bestimmten Temperatur. Sie gibt an, wie viel Prozent des maximal möglichen Wasserdampfgehaltes tatsächlich in der Luft vorhanden sind.

Eine relative Luftfeuchtigkeit von 100 % *rel. F.* würde bedeuten, dass die Luft mit so viel Wasserdampf gesättigt ist, dass sie keinen weiteren Wasserdampf mehr aufnehmen kann. Bei einer relativen Luftfeuchtigkeit von 50% *rel. F.* ist die Luft nur halb so stark mit Wasserdampf gesättigt wie bei 100% *rel. F.*. Die relative Luftfeuchte ist ein wichtiger Faktor für das Wohlbefinden und die Gesundheit des Menschen sowie für verschiedene technische Anwendungen wie z.B. die Klimatisierung, die Lagerung von Lebensmitteln oder die Produktion von elektronischen Bauteilen [Ebi21].

Es muss auch berücksichtigt werden, dass das Klimaanlage eines Flugzeugs weitere Aufgaben hat, wie z. B. Enteisung, Kühlung der Avioniksysteme an Bord, Antibeschlag, Sauerstoffversorgung in Notfällen und das Halten gefährlicher Gase wie CO₂ und O₃ sowie von Partikeln innerhalb der zulässigen Grenzwerte. Durch die Erfüllung all dieser Anforderungen gewährleistet die Klimaanlage eines Flugzeugs die Sicherheit und den Komfort von Passagieren und Besatzung während des gesamten Fluges.

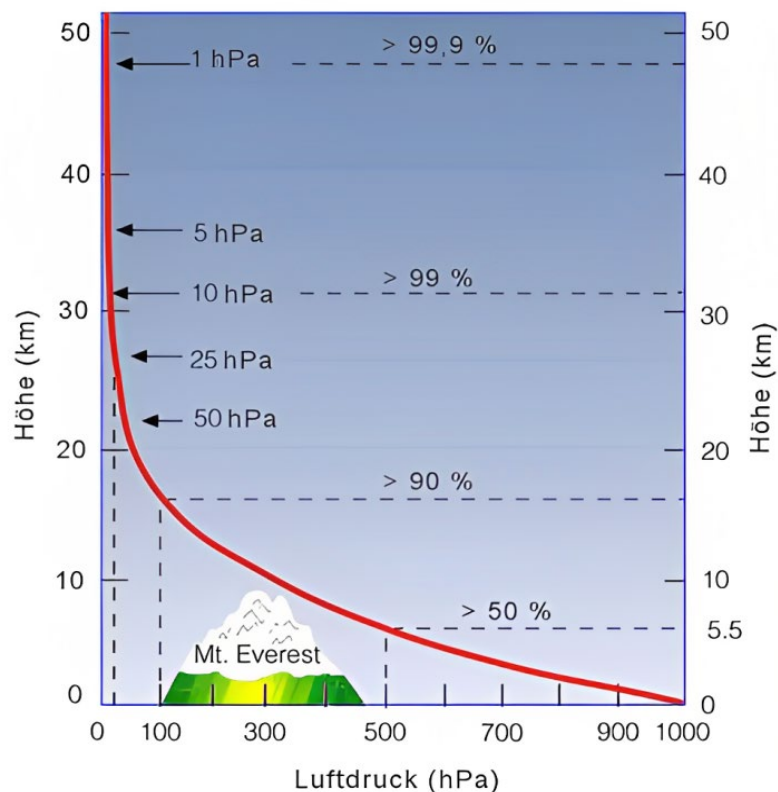


Abbildung 4-1 - Luftdruck in Abhängigkeit von der Höhe [Ger23]

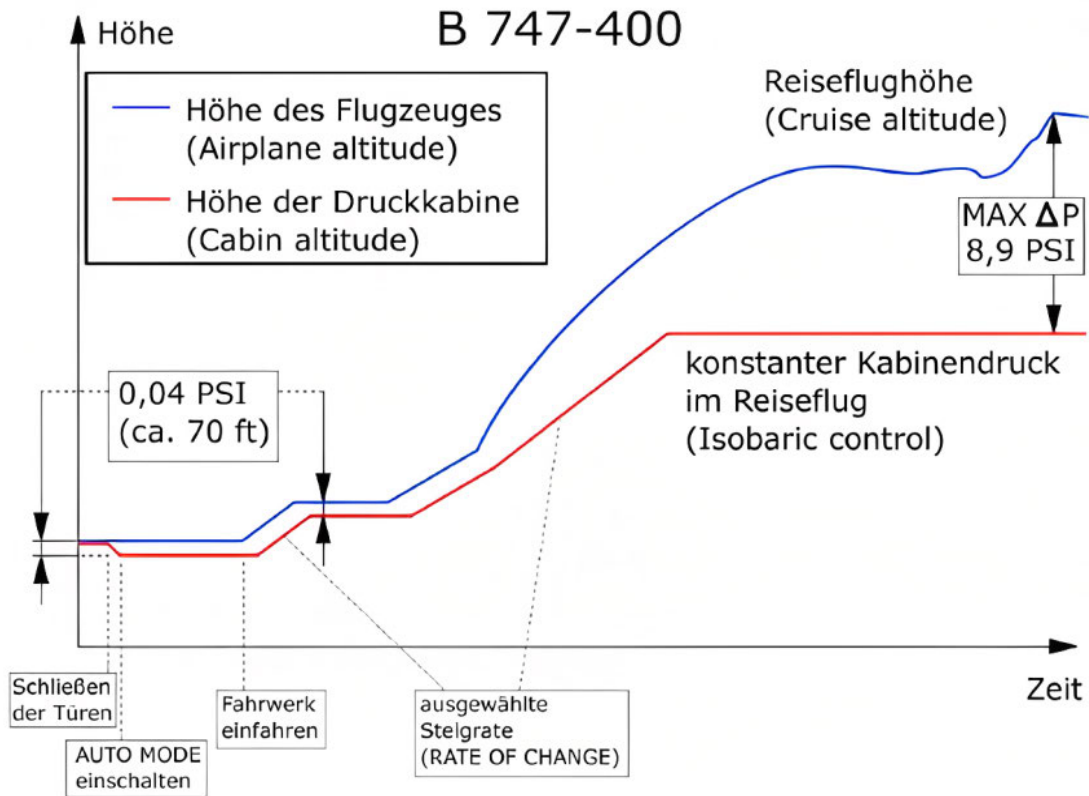


Abbildung 4-2 - Kabinendruckdifferenz zur Flugzeughöhe (tatsächlicher Druck) der Boeing B 747-400 beim Steigflug [Wcf17]

4.2 Systeme der Klimaanlage

Für die Klimatisierung von Flugzeugen werden unterschiedliche Systeme eingesetzt. Fliegt ein Flugzeug ohne Druckkabine oder in niedriger Flughöhe, wird in der Regel mit Stauluft gekühlt und mit elektrischen Heizgeräten, Verbrennungsheizgeräten oder Abgaswärmetauschern geheizt.

Anders sieht es bei Flugzeugen mit Druckkabine aus. Diese Flugzeuge werden in drei Gruppen eingeteilt: kleine, mittlere und große Flugzeuge. Bei kleinen Flugzeugen wird die Kühlung in der Regel durch Verdampferkühlsysteme und die Heizung durch Druckluft und elektrische Heizung gewährleistet. Die Luftquelle für diese Flugzeuge ist entweder Zapfluft oder mechanische Kompressoren, die die Luft mit einem Druck von 1,4 bar bis 2 bar und einer maximalen Temperatur von über 100 °C aufbereiten [Thi19]. Zapfluft (engl. bleed air) ist heiße, verdichtete Luft, die aus dem Verdichter des Triebwerks, meist der zweiten oder dritten Stufe, austritt. Es ist zu beachten, dass die Temperatur der Zapfluft von verschiedenen Faktoren wie Außenluft und Flughöhe bzw. Fluggeschwindigkeit abhängt. In der mittleren Gruppe werden der Turbokompressor und die Zapfluft als Quellen genannt. Die Temperatur wird

zwischen 150 °C und 200 °C und der Druck zwischen 2 bar und 3,1 bar geregelt [Thi19]. Die Kühlung erfolgt durch Verdampferkühlung oder Expansionskühlung und die Heizung durch Druckluft und Mischung von kalter und heißer Luft.

In Großraumflugzeugen wird das ECS mit temperaturgeregelter Zapfluff von ca. 200 °C bis 250 °C und einem Druck von 3,1 bar betrieben [Thi19]. Es wird zum Kühlen mit Expansionskältemaschinen und zum Heizen mit Zapfluff verwendet. Dabei ist zu berücksichtigen, dass aufgrund des großen Kabinenvolumens in diesen Flugzeugen die Temperatur über ein automatisches Zonensystem geregelt wird.

Abbildung 4-3 zeigt ein übersichtliches Schema der Luftquellen für eine Klimaanlage des Airbus A320. Auf diesem Bild ist deutlich zu erkennen, dass die Warmluftkanäle, wie z.B. die Zapfluff von den Triebwerken und der Auxiliary Power Unit (APU), mit roter Farbe und die Kaltluftkanäle mit blauer Farbe dargestellt sind. Diese Abbildung gibt einen sehr guten ersten Überblick über das gesamte Klimatisierungssystem. Gerade im Hinblick auf die Effizienz der Systeme des A320 ist dies ein hervorragendes Beispiel, um diese Art von Systemen zu erkennen. Zum Beispiel kann man die verschiedenen Teile dieses Systems separat sehen und verstehen, welche Aufgabe jede Komponente in diesem System hat. Die heiße Triebwerkszapfluff tritt nach einer anfänglichen Einstellung in das Pack-System (Air-Cycle-Maschine) ein, wo sie durch den Expansionsvorgang die anfängliche Einstellung der erwarteten kalten Luft erreicht, bevor sie in die Mischkammer (engl. Mixer Unit) eintritt. Normalerweise hat jedes Flugzeug zwei Verdichter, aber jeder von ihnen muss in der Lage sein, die Mischkammer allein mit der erforderlichen Luft zu versorgen, wenn z. B. einer ausfällt. Abbildung 4-4 zeigt ein Beispiel für ein Pack, um dieses System besser zu erkennen.

Die in diesem System enthaltenen Komponenten und Teile sowie die Funktionsweise dieser Maschine sind in Abbildung 4-5 dargestellt. Der Luftkreislauf ist durch eine rote Linie gekennzeichnet. Hier wird die Rolle wichtiger Komponenten wie z.B. der Wärmetauscher deutlich. In Flugzeugen werden hierfür in der Regel Luft/Luft-Wärmetauscher eingesetzt, typischerweise im Kreuz- oder Gegenstrom.

Ein weiterer zu beachtender Punkt ist die Anzahl der Laufräder auf der Hauptwelle (Bootstrap), wie in Abbildung 4-5 dargestellt. Es handelt sich dabei um eine Maschine mit zwei Laufrädern, dem Verdichter und der Turbine.

Wie in den Abbildungen 4-5 und 4-3 gezeigt, tritt die Luft nach der Abkühlung aus den Verdichtern in die Mischkammer ein, die eine große Einheit ist, um sich mit der heißen Zapfluff zu vermischen und die Luft auf eine für die Kabine geeignete Temperatur zu bringen.

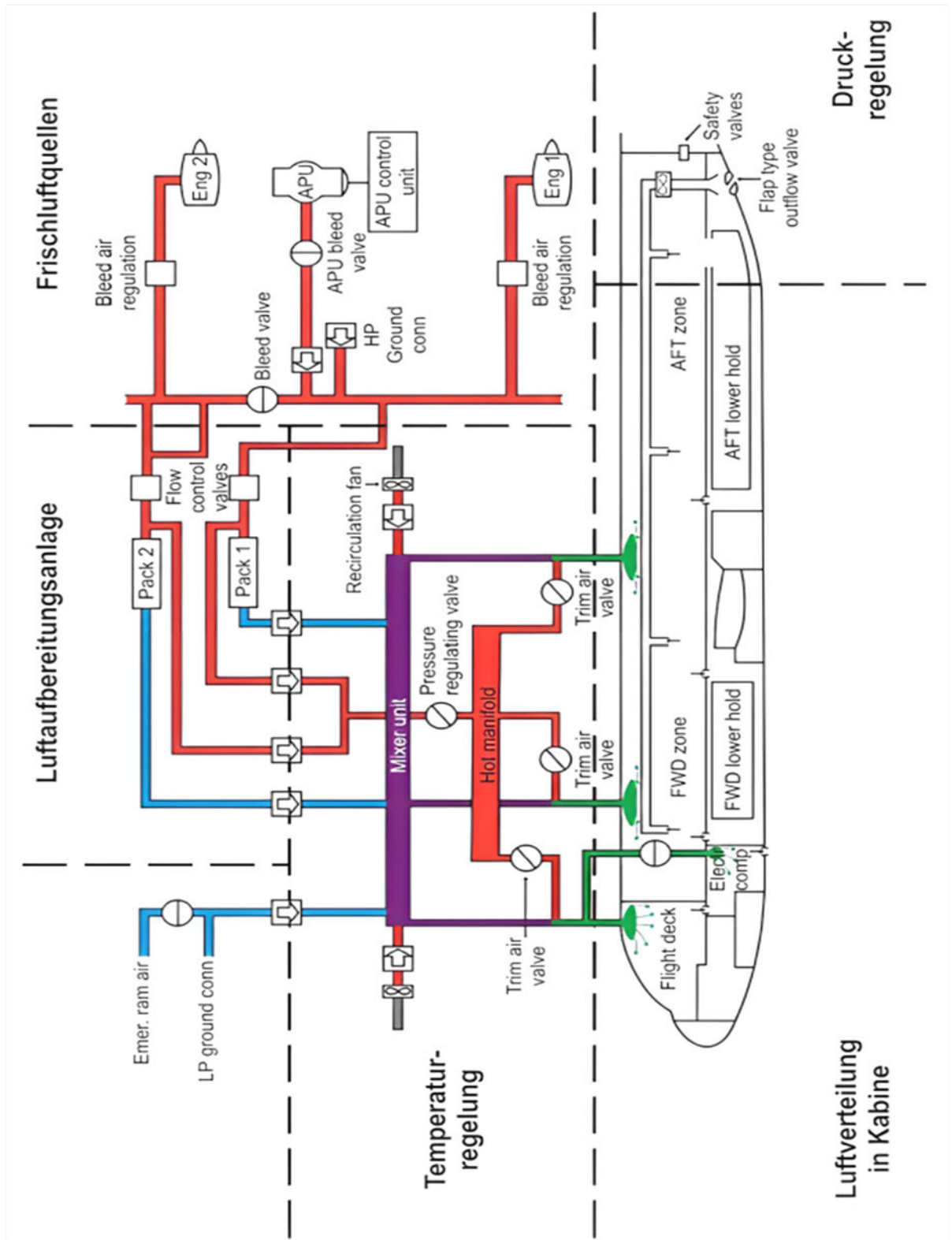


Abbildung 4-3 - Übersicht der Klimaanlage von Airbus A320 [Thi19]

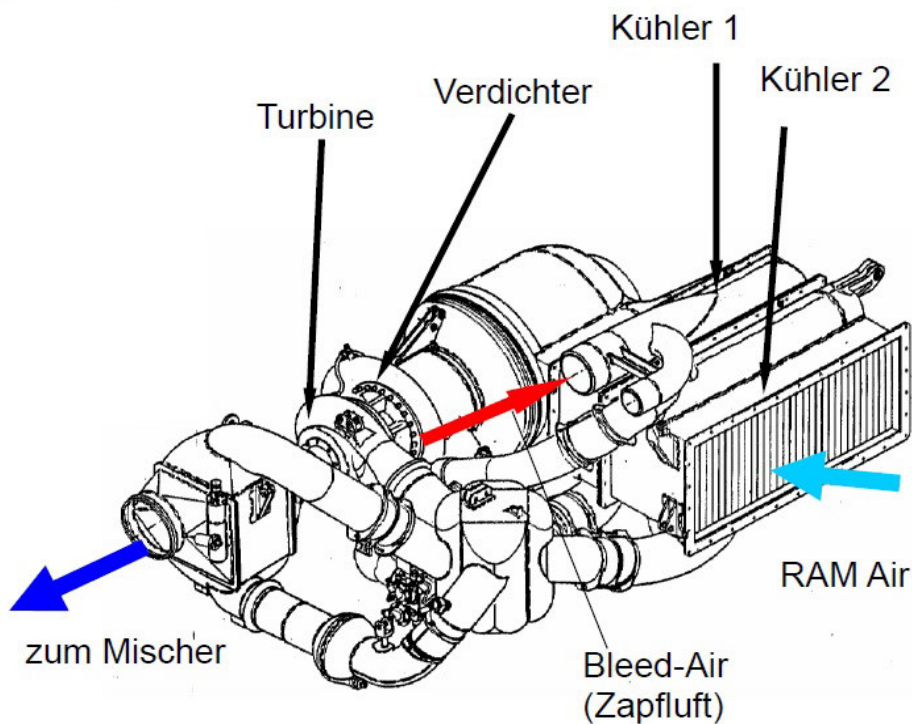


Abbildung 4-4 - Air-Cycle Maschine [Ebi21]

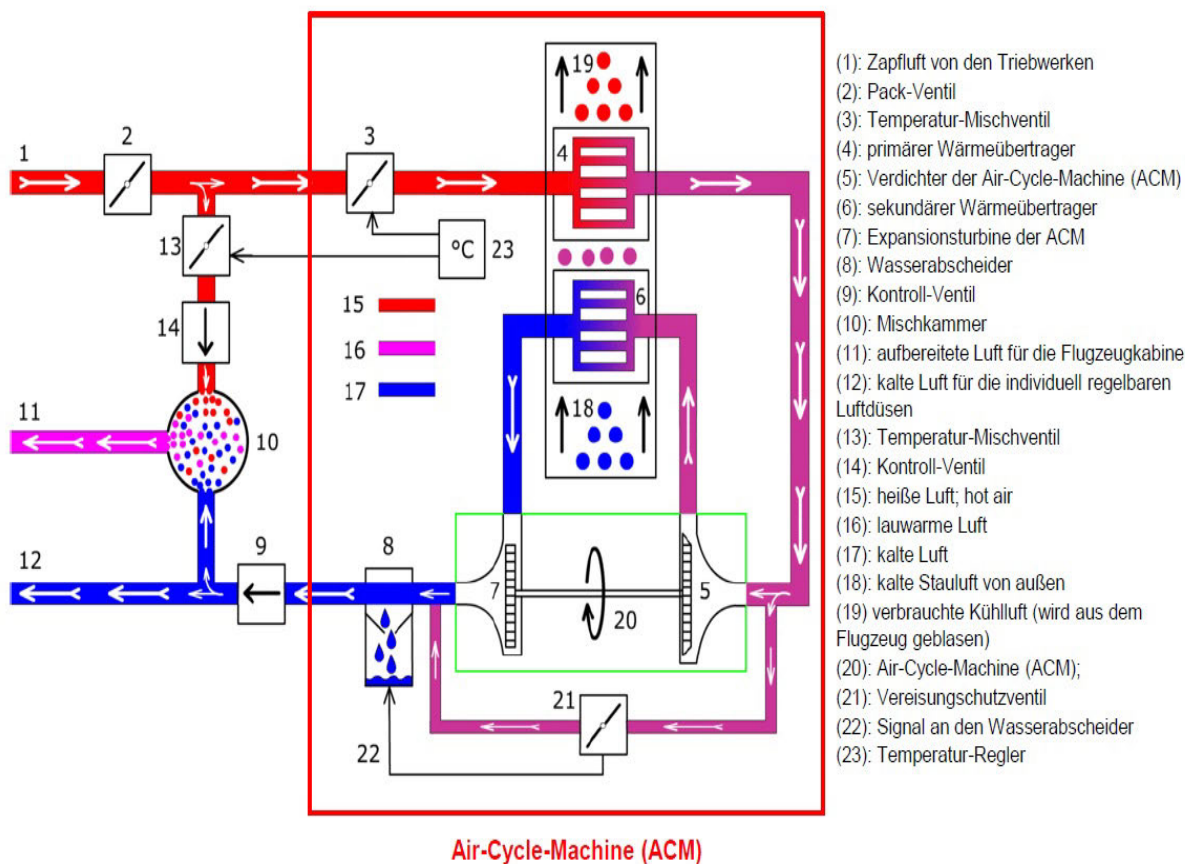


Abbildung 4-5 - Funktion eines Packs [Wpf17, Ebi21]

Obwohl die Einstellung der richtigen Kabinentemperatur nicht sehr kompliziert ist, ist zu beachten, dass sie sehr empfindlich ist und von Faktoren wie dem Zustand der Zapfluft bei Änderung der Flughöhe abhängt. Außerdem ist zu beachten, dass Flugzeugkabinen typischerweise aus mehreren Zonen mit unterschiedlichen Anforderungen an die Lufttemperatur bestehen. Aus diesem Grund wird die Austrittstemperatur der Mischkammer an die in der Kabine geforderte Mindesttemperatur angepasst. Für Bereiche mit unterschiedlichen Anforderungen an die Lufttemperatur wird die „Trim-Air“ zur unterschiedlichen Anpassung verwendet. Die Trim-Air ist dabei identisch mit der direkt vom Triebwerk kommenden Luft.

Zusätzlich ist zu berücksichtigen, dass durch die Rezirkulation ca. 40 % bis 50 % der Kabinenabluft nach Filterung in den Kaltluftkanal zurückgeführt werden, um den Zapfluftbedarf zu reduzieren [Thi19]. Dies ist ein sehr wichtiger Grund für die Einsparung von Triebwerksenergie. Tatsächlich wird dies in sogenannten More Electric Aircraft (MEA) Flugzeugen realisiert. In einem modernen Turbofan-Triebwerk werden etwa 3% der Triebwerksenergie für pneumatische Energie aufgewendet [Ebi21]. In MEA-Flugzeugen wie der Boeing 787 wird die Zapfluft aus dem Triebwerk ausgekoppelt, wie es auch in anderen Fällen, z.B. zur Energieübertragung für Hydraulikpumpen, geschieht. Auf diese Weise wird die für die Packs benötigte Luft durch elektrische Kompressoren auf den erforderlichen Ausgangsdruck und die erforderliche Temperatur gebracht. Dieses Verfahren spart im Vergleich zu herkömmlichen Systemen erheblich Energie. Außerdem können die Komponenten der Klimaanlage kleiner dimensioniert werden, was sich sehr positiv auf die Wirtschaftlichkeit auswirkt. Abbildung 4-6 zeigt schematisch den Unterschied zwischen ECS in MEAs und konventionellen Flugzeugen. Zum Abschluss dieses Abschnitts ist es sinnvoll, einen Blick auf die Luftverteilung in der Kabine zu werfen. Da sich das Hauptthema dieser Arbeit auf die Energieerzeugung in der Kabine durch das ECS-System bezieht, ist es in diesem ersten Teil hilfreich, alle Komponenten zu kennen, an denen die Temperaturdifferenz sichtbar wird. Daher ist es wichtig zu wissen, wie die Luft in der Kabine zirkuliert. Normalerweise tritt die Zuluft unter Berücksichtigung der Sitzanordnung oben und an den Innenkanten in die Kabine ein und unten an der gegenüberliegenden Stelle wieder aus. Angesichts der Kopf- und Schulterposition des Passagiers auf dem Sitz ist dies ein ideales Szenario, um die thermische Behaglichkeit in der Kabine zu berücksichtigen. Eine Übersicht über die Anordnung der Zuluftkanäle dieses Systems ist in Abbildung 4-7 dargestellt. Im Allgemeinen spielt die Zirkulation der Kabinenluft in den Luftkanälen eine wichtige Rolle für die Behaglichkeit in der Kabine und ist ein Aspekt bei der Auslegung der Klimaanlage.

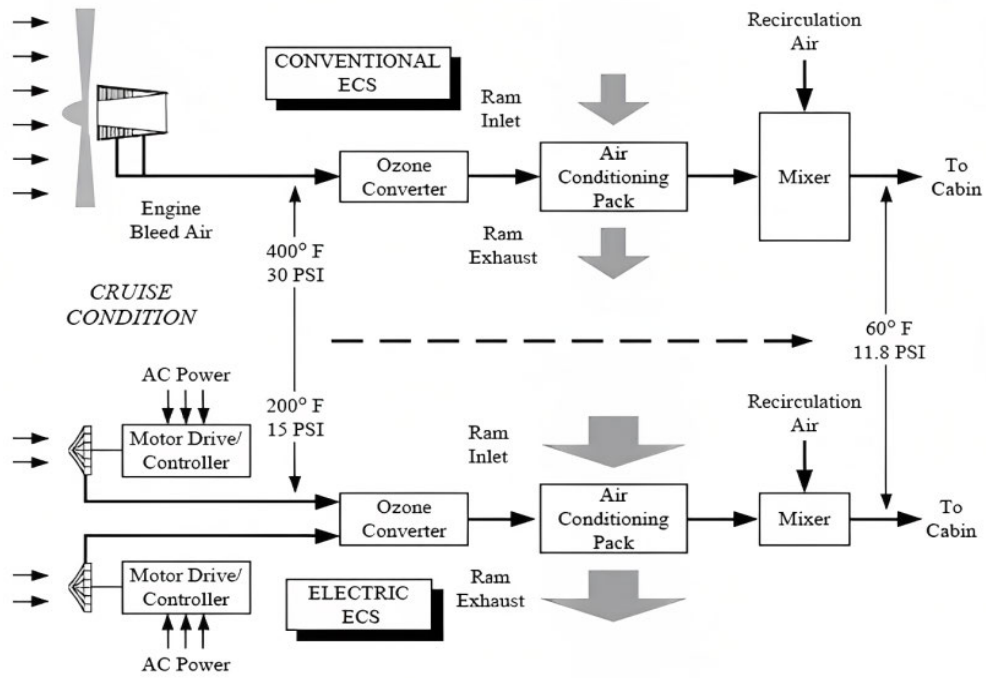


Abbildung 4-6 - ECS bei MEA und konventionelles Flugzeug [Moi08]

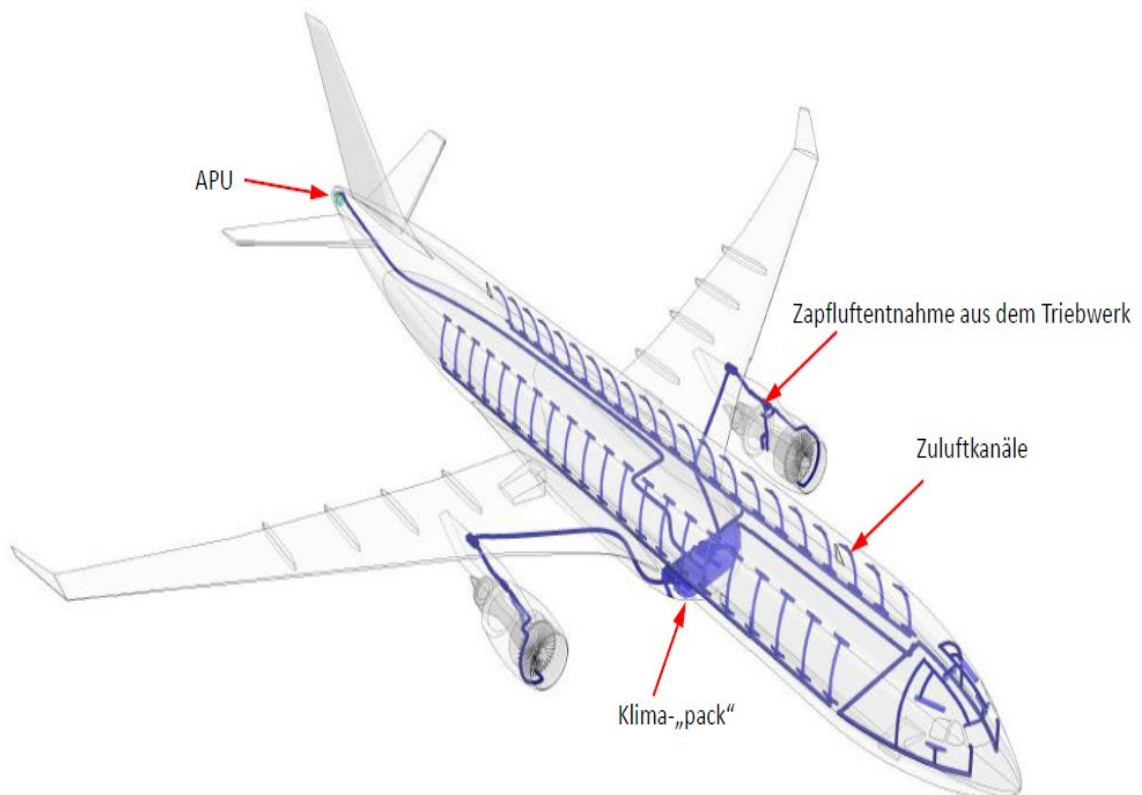


Abbildung 4-7 - Anordnung der Kabinen-Zuluftkanäle der Klimaanlage des Flugzeugs [Ebi21]

5. Implementierungsvorschlag für thermoelektrische Generatoren in Flugzeugklimaanlage

In diesem Kapitel der Arbeit wird erläutert, warum es sinnvoll sein könnte, den Seebeck-Effekt zur Energiegewinnung bei der Klimatisierung von Flugzeugen zu nutzen. Nachdem die Gründe für die in den vorhergehenden Kapiteln genannten Anwendungsfälle diskutiert wurden, werden die damit verbundenen Möglichkeiten erörtert. Darüber hinaus wird das erwartete Potenzial dieser Arbeit für Simulationen und Tests vorgestellt und die Gründe dafür erläutert.

5.1 Mögliche Eibauorte

Im vorhergehenden Kapitel wurde bereits darauf hingewiesen, dass das Flugzeug während der Reiseflugphase in großer Höhe mit einem anderen Druck und einer anderen Temperatur als am Boden operiert. Dieser Punkt ist für die vorliegende Arbeit von grundlegender Bedeutung. Denn Druck und Temperatur in verschiedenen Höhen sind entscheidende Faktoren, die den Zustand der Zapfluft beeinflussen können. Dieses Thema, zusammen mit den Umgebungstemperaturen in großer Höhe, ist von besonderer Bedeutung, da es in dem in dieser Arbeit vorgeschlagenen Test, der die Simulation des TEGs im nächsten Kapitel beinhaltet, verwendet wird, um kalte und heiße Temperaturen auf beiden Seiten des TEGs zu erzeugen. Dies wird weiter ausführlich behandelt.

An dieser Stelle ist es wichtig zu erwähnen, dass, obwohl die Zukunft der Luftfahrtindustrie wahrscheinlich mehr in Richtung MEA-Flugzeuge gehen wird, diese Arbeit von Anfang an darauf abzielte, die energetische Nachhaltigkeit konventioneller Flugzeuge zu verbessern. Aus diesem Grund wurde der Schwerpunkt auf die Bedingungen von Flugzeugen wie der Airbus A320-Familie oder der Boeing 737-Serie gelegt. Diese Flugzeugtypen wurden ausgewählt, da sie zu den am häufigsten eingesetzten Passagierflugzeugen gehören [Har22] und eine breite Anwendbarkeit der in dieser Arbeit entwickelten Konzepte und Lösungen ermöglichen. Es ist wichtig zu betonen, dass die Vorgehensweise und die Ergebnisse dieser Arbeit auch auf andere Flugzeugtypen übertragen werden können, da die grundlegenden Konzepte und Herausforderungen hinsichtlich der Energiestabilität ähnlich sind.

Der Hauptgrund für die Erprobung des Seebeck-Effektes in Verbindung mit dem ECS-System des Flugzeugs ist, dass dieses System die geeignetste Temperaturdifferenz im Flugzeug bietet. In Kapitel 3 wurde erläutert, dass für den Einsatz eines TEGs eine angemessene Temperaturdifferenz auf beiden Seiten des Generators erforderlich ist. Das ECS-System bietet potenziell einen solchen Temperaturunterschied, der an anderer Stelle im Flugzeug schwer zu finden ist.

Abbildung 4-3 zeigt die gesamte Architektur des ECS im Airbus A320 und verdeutlicht, dass dieses System sowohl sehr heiße Zapfluft als auch Umgebungsluft verwendet. Angenommen, ein Flugzeug fliegt an einem Frühlingstag in einer Höhe von 30.000 *ft*, und die Bodentemperatur beträgt 15 °C. In diesem Szenario bläst die Klimaanlage des Flugzeugs gleichzeitig heiße Zapfluft mit einer Temperatur von ca. 210 °C ein, während die Umgebungstemperatur ca. -44 °C beträgt. Daraus ergibt sich eine Temperaturdifferenz von 254 K. Diese Annahme wird im nächsten Kapitel für die Simulation des vorgeschlagenen Systems betrachtet. Es sei darauf hingewiesen, dass dieses hypothetische Szenario auf den Parametern eines Standardtages der International Civil Aviation Organization (ICAO) basiert, wie sie im „Manual Of The ICAO Standard Atmosphere“ [Ica93] definiert sind. Die Parameter umfassen eine Temperatur von 15 °C und einen Druck von 1013,25 *hPa* auf Meereshöhe sowie eine Temperaturabnahme von $6,5 \frac{K}{km}$ mit zunehmender Höhe. Es ist jedoch zu beachten, dass diese Bedingungen während eines Fluges nicht konstant sind und sich in Abhängigkeit von verschiedenen Faktoren wie Druck, Temperatur, Triebwerkszustand und sogar Triebwerkstyp ständig ändern. In dieser Arbeit wird jedoch nur dieses hypothetische Szenario als Schätzung einer mittleren Bedingung betrachtet, um die Leistung eines TEGs unter dieser mittleren Bedingung zu analysieren. Wenn die Ergebnisse für Tests und weitere Forschung auf diesem Gebiet verwendet werden sollen, ist es wichtig, diese Probleme komplexer zu untersuchen und ein Steuergerät zu verwenden, um die Leistungsabgabe der Generatoren bei verschiedenen Änderungen zu kontrollieren.

Aus Abbildung 4-4 geht auch hervor, dass die beiden Warm- und Kaltluftleitungen in geringem Abstand voneinander angeordnet sind, um in einem Pack verwendet werden zu können. Obwohl Abbildung 4-3 eine schematische Darstellung der Systemarchitektur ist, zeigt sie letztendlich, dass heiße und kalte Luft in einem nahe gelegenen System zusammengeführt werden können. Dies ist ein weiterer sehr wichtiger Faktor, der den Vorschlag und die Erprobung der Nutzung des Seebeck-Effekts im ECS-System unterstützt.

Da das Experiment darauf abzielt, die Energieeffizienz zu verbessern und den Brennstoffverbrauch zu optimieren, ist es nicht notwendig, warme und kalte Luft durch Rohrleitungen zu transportieren, was das Gewicht des Systems erhöhen würde. Die Tatsache, dass warme und kalte Luft bereits in einem benachbarten System vorhanden ist, erleichtert die Implementierung des TEGs und trägt zur Effizienz des Systems bei.

Eine weitere wichtige Frage ist die Platzierung des TEGs im ECS-System. Sie hängt von verschiedenen Faktoren ab, einschließlich des für die Implementierung zur Verfügung stehenden Platzes. Obwohl eine zukünftige Implementierung dieser Methode in modernen Flugzeugen denkbar ist, sind dies separate Herausforderungen, die hier nicht diskutiert werden können. Daher ist es wichtig, dass genügend Platz für die Installation des Systems zur Verfügung steht. Wie in Abbildung 5-1 zu sehen ist, werden bei vielen Flugzeugen beide Packs im unteren Bereich des Flugzeugs und an der Tragflächenverbindung angebracht.

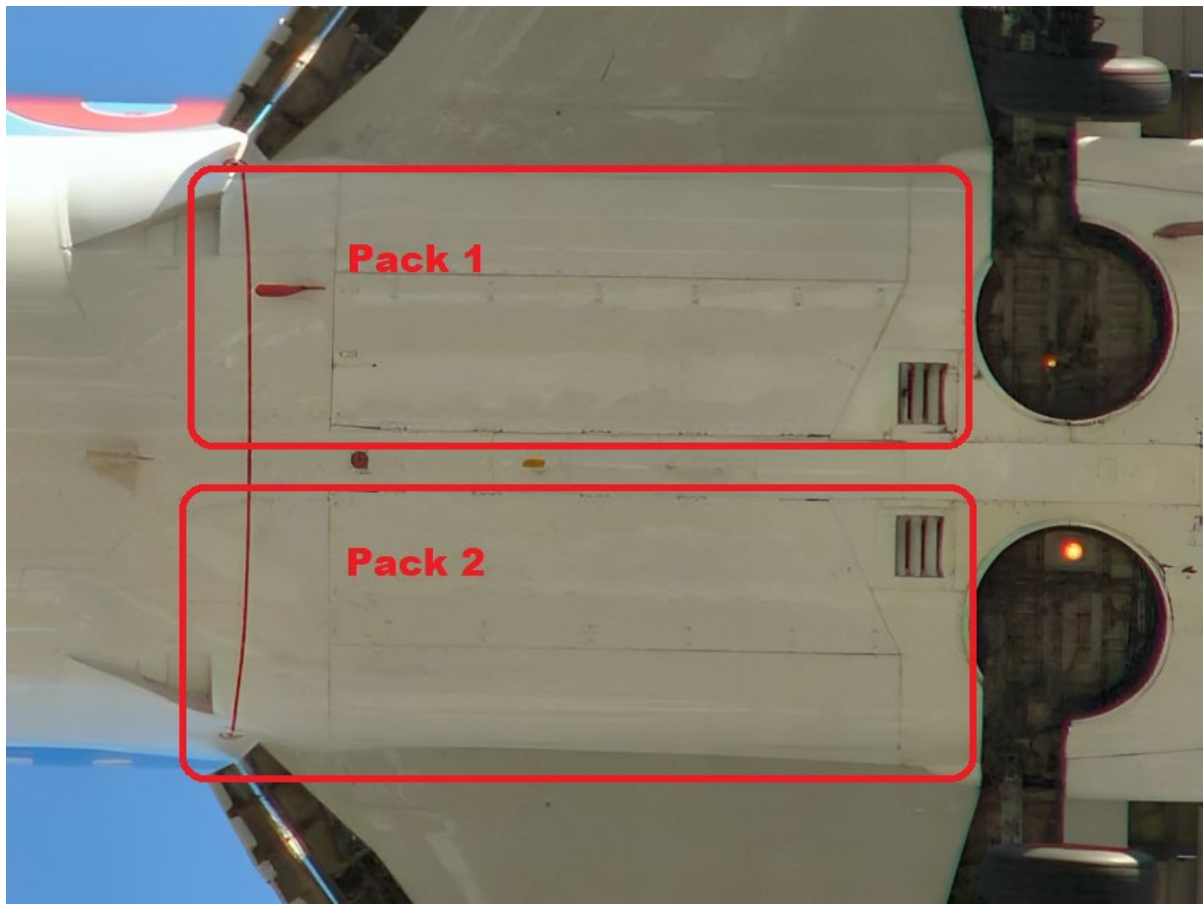


Abbildung 5-1 - Die Position der Packs bei Boeing 737 [Boe23]

Es wird daher versucht, den ungenutzten Raum in diesem Bereich zu nutzen. Aufgrund der Erläuterungen könnte der Bereich in der Nähe der Packs als möglicher Standort in Betracht gezogen werden. Eine solche Platzierung stellt jedoch eine große Herausforderung dar. Abbildung 5-2 zeigt ein Pack in einer Boeing 737. Dies verdeutlicht die Herausforderungen bei der Unterbringung des gewünschten Systems aufgrund des begrenzten Platzangebots. Es ist wichtig anzumerken, dass bereits bei der ersten Konzeption und den Vorschlägen für die Erprobung dieser Arbeit darauf geachtet wurde, das System so kompakt wie möglich zu gestalten. Das vorgeschlagene Modell ist so konzipiert, dass es möglicherweise in den Pack-Raum integriert werden kann. Es ist jedoch klar, dass weitere Experimente erforderlich sind, um dies zu bestätigen, und dies ist lediglich eine Aussage, um diese Herausforderung im ersten Designmodell zu berücksichtigen. Die genaue Platzierung und Integration des Systems muss durch weitere Untersuchungen und Tests bestimmt werden.

Es könnte jedoch von Vorteil sein, beide Packs in den Beispielflugzeugen zu verwenden. Bei ausreichenden Testergebnissen wäre es möglich, die gewünschte Leistung auf die beiden Packs aufzuteilen oder die gewünschte Leistung durch die Verwendung beider Packs zu verdoppeln. Dies ist ein Aspekt, der in Betracht gezogen werden sollte, um die Effizienz der thermoelektrischen Generatoren zu maximieren.



Abbildung 5-2 – Pack-Raum von Boeing 737 [Boe23]

Es ist auch möglich, den Platz in der Nähe der Mischkammer zu berücksichtigen. Abbildung 5-3 zeigt z.B. die Mischkammer eines Airbus A340-Flugzeugs, in der deutlich zu erkennen ist, wie viel mehr Platz für den Einbau und die Installation eines neuen Systems im Vergleich zu den Packs zur Verfügung steht. Dieser zusätzliche Platz bietet die Möglichkeit, das vorgeschlagene System in der Nähe der Mischkammer zu platzieren und optimal zu integrieren. Es muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass eine detaillierte Analyse und Bewertung des verfügbaren Raums und der Installationsmöglichkeiten in diesem Bereich durchgeführt werden muss, um die Durchführbarkeit und Effizienz des Systems sicherzustellen.

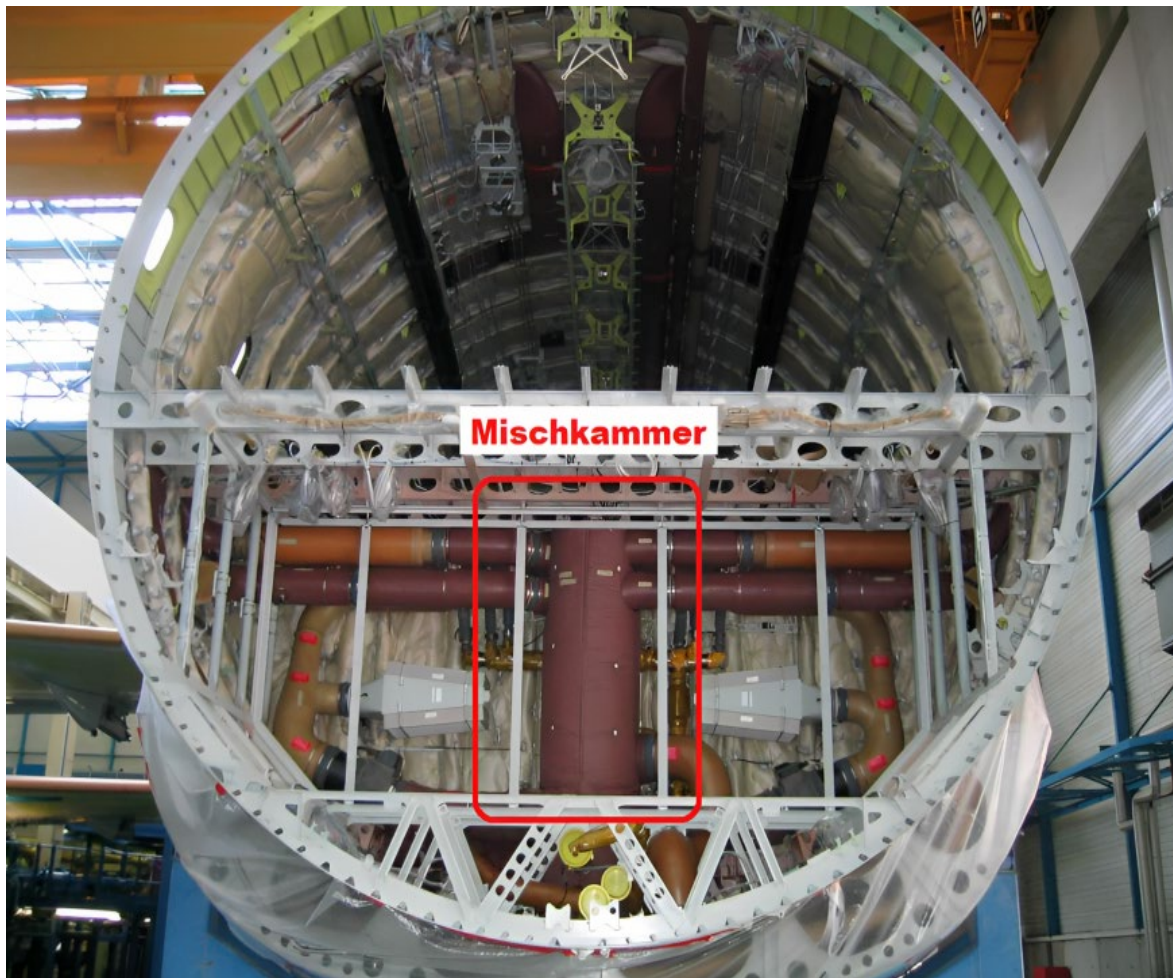


Abbildung 5-3 - Mischkammer von Airbus A340 [Thi19]

Ein weiteres Potenzial für den Einsatz des TEGs im ECS kann ebenfalls in Betracht gezogen werden. Obwohl dieses Potenzial nicht im Mittelpunkt dieser Arbeit steht, soll es dennoch erwähnt werden. In Abbildung 4-7 wurde der letzte Teil der Beschreibung des vorherigen Kapitels erwähnt, der sich auf die Klimakanäle in der Kabine bezieht. Diese Kanäle erstrecken sich über die gesamte Länge der Kabine und befinden sich zwischen der Kabineninnenwand und der Kabinenaußenwand. Sie bieten möglicherweise eine weitere Möglichkeit, den Seebeck-Effekt zu nutzen. Frühere Forschungsarbeiten konzentrierten sich auf die Temperaturdifferenz zwischen der Außenhaut des Flugzeugrumpfes und der Innentemperatur (Abschnitt 2.2.1 und Quelle [Lyr17]). In Anlehnung an diese Problematik können die in Abbildung 2-13 schematisch dargestellten Modultypen aus der Forschung [Lyr17] zwischen der Außenhaut des Flugzeugrumpfes und diesen Kabinenkanälen des ECS betrachtet werden. Diese Kanäle transportieren wärmere Luft als die Gesamttemperatur in der Kabine, und diese Situation kann optimal genutzt werden. Es ist jedoch wichtig, Aspekte wie die Wärmeübertragung, die Art und das Material der Kanäle, die Wärmeleitfähigkeit dieser Materialien, den Abstand zwischen den Kanälen und der Außenhülle, die Gesamtisolierung der Kabine und die Vibrationen der internen Komponenten der Kabine zu berücksichtigen. Diese Faktoren sind wichtige Überlegungen für diese Art von Innovation.

Es kann jedoch festgestellt werden, dass die Klimakanäle ein größeres Potenzial in Bezug auf die nutzbare Oberfläche bieten, obwohl die Temperaturdifferenz im Vergleich zu den Vorteilen des Pack-Raums oder neben der Mischkammer geringer ist. Es ist wichtig, dass weitere Untersuchungen durchgeführt werden, um die Machbarkeit und Effizienz der Nutzung von Luftkanälen für den thermoelektrischen Seebeck-Effekt zu bewerten. Tabelle 5-1 fasst die Vor- und Nachteile des Einsatzes des TEGs in der Flugzeugklimatisierung stichwortartig zusammen.

Tabelle 5-1 - Vor- und Nachteile der Implementierung des TEGs in drei Standorte im Klimaanlage

Standort des TEGs	Vorteile	Nachteile
Pack-Raum	<ul style="list-style-type: none"> - größter Temperaturunterschied - geringe Verrohrung erforderlich 	<ul style="list-style-type: none"> - sehr wenig Platz
Neben Mischkammer	<ul style="list-style-type: none"> - viel Platz - unterschiedliche Temperaturunterschiede 	<ul style="list-style-type: none"> - Notwendigkeit von Rohrleitungen, um erforderlichen Temperaturunterschied bereitzustellen
Zwischen Luftverteilungskanälen und Kabinenwand	<ul style="list-style-type: none"> - viel Platz 	<ul style="list-style-type: none"> - viel geringerer Temperaturunterschied - Komplexes Modul wegen großen Abstands und Wärmeübertragung - Modul aufgrund Vibrationen der Komponenten kann nicht fest zwischen den Wänden geschlossen werden

Unter Berücksichtigung aller oben genannten Probleme wurde beschlossen, das entworfene Modell für die Untersuchung und Simulation in dieser Arbeit so zu gestalten, dass es in den "Pack-Raum" passt. Von den drei Klimatisierungsbereichen wurde der Pack-Raum für die weitere Arbeit ausgewählt, da er den größten Temperaturunterschied aufweist und viele zusätzliche Komponenten wie Rohrleitungen vermeidet, die der Philosophie des Energy Harvesting und der Nachhaltigkeit von Energie widersprechen würden. Im nächsten Abschnitt wird versucht, ein Modul zu entwerfen und vorzuschlagen, das die Herausforderungen und Bedürfnisse dieses Bereichs berücksichtigt. Aus diesem Grund wird der Begriff " vorgeschlagenes Modell " verwendet.

5.2 Modellkonzept dieser Arbeit

Als diese Arbeit aus den zuvor genannten Gründen in Betracht gezogen wurde, mussten verschiedene Aspekte berücksichtigt werden, um ein Modell zu entwickeln und zu testen. Der allgemeine Vorschlag besteht darin, die vorhandene heiße Zapfluft und die kalte Umgebungsluft durch Rohre strömen zu lassen und die Temperatur der Rohrwände für die Untersuchung zu verwenden. Zu diesem Zweck werden in der Nähe der Packs Abzweigungen für die heiße Zapfluft und die kalte Umgebungsluft angebracht und durch Kupfer- oder Aluminiumrohre geleitet. Dabei ist zu beachten, dass die Wärmeleitfähigkeit von Kupfer fast doppelt so hoch ist wie die von Aluminium. Für Aluminium kann von etwa $238 \frac{W}{mK}$ und für Kupfer von $400 \frac{W}{mK}$ ausgegangen werden [Roh98]. Im hypothetischen Szenario scheint sich der Wärmeübergang in der Rohrwand für dieses modellierte Modul für beide Werkstoffe nicht wesentlich zu unterscheiden. Trotzdem werden beide Rohrmaterialien bei der Simulation der vorgeschlagenen Konstruktion im nächsten Kapitel untersucht. Wenn die Ergebnisse für Aluminiumrohre im Vergleich zu Kupferrohren nicht zufriedenstellend wären, könnte alternativ ein gemischtes Rohrmaterial verwendet werden, bei dem nur die in Abbildung 5-4 rot markierte Oberfläche aus Kupfer besteht.

Eine weitere wichtige Überlegung ist, dass es für die Analyse vorteilhafter ist, ein flaches TEG-Modul anstelle eines zylindrischen Modells zu verwenden. Dies liegt zum einen daran, dass flache TEG-Module auf dem Markt weit verbreitet sind, und zum anderen an der einfacheren Struktur der Wärmeströme um sie herum. Man kann sich vorstellen, dass ein zylindrisches TEG-Modul die Oberfläche eines heißen Rohres bedeckt. In diesem Fall wäre es schwierig, das kalte Rohr so zu gestalten, dass die Temperatur des heißen Rohrs nicht sinkt, was die Leistung des Generators verringern würde. Es wäre auch schwierig, die kalte Oberfläche des TEG-Moduls gut abzudecken. Aus diesem Grund sollten beide Seiten des TEG-Moduls eine ebene Fläche berühren. Zu diesem Zweck wurde das Rohr als Würfel modelliert, wie in Abbildung 5-4 dargestellt.

Ein weiterer wichtiger Aspekt ist die Untersuchung des Wärmeübergangs im Rohr. Dabei ist zu berücksichtigen, dass aufgrund der hohen Wärmeleitfähigkeit des Materials kein Temperaturabfall bei warmer Luft und kein Temperaturanstieg bei kalter Luft auftreten darf. Die Länge des Rohres sollte so gewählt werden, dass die gesamte am TEG beteiligte Oberfläche optimal genutzt wird. Abbildung 5-5 zeigt die Rohrdimensionen.

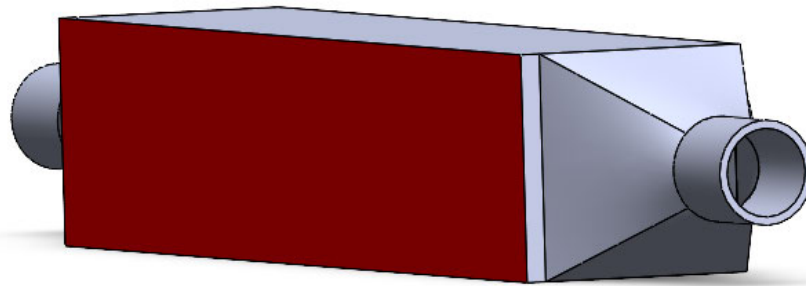


Abbildung 5-4 - Ansicht des Luftströmungsrohrs für das vorgeschlagene Modell. Die rote Farbe zeigt die vom TEG bearbeitete Fläche

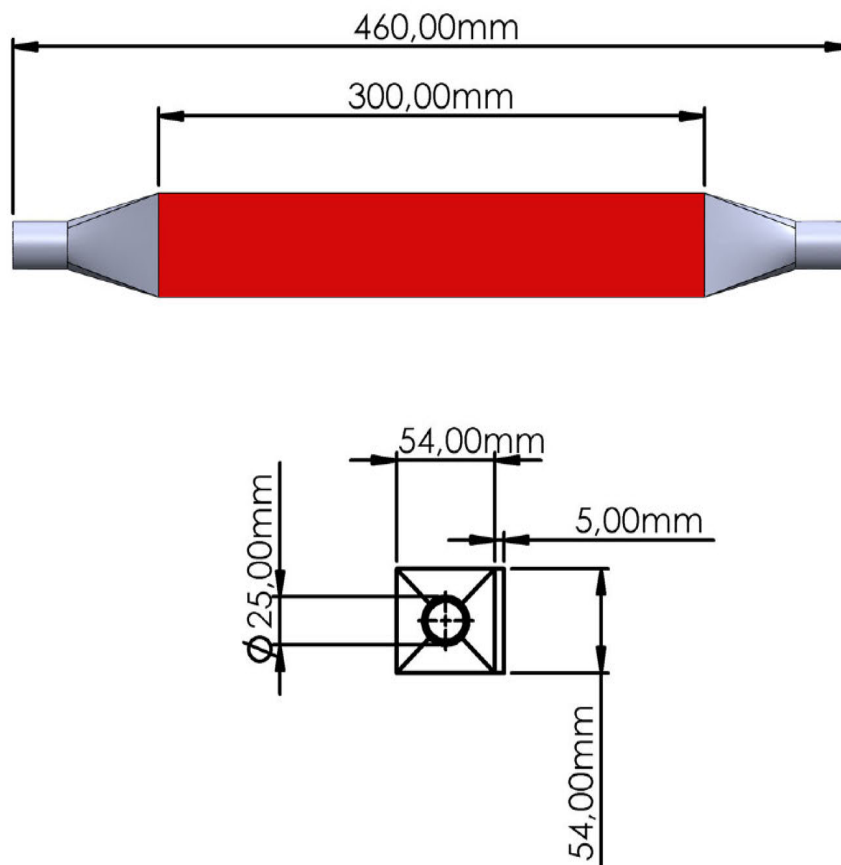


Abbildung 5-5 - Abmessungen des Luftströmungsrohrs des vorgeschlagenen Modells

Die Rohre sind parallel zueinander in einem Gehäuse aus Isoliermaterial angeordnet. Zwischen den Rohren befindet sich zusätzliches Isoliermaterial, um sicherzustellen, dass jeder Generator unabhängig arbeitet und keine unerwünschte Wärmeübertragung zwischen den Rohren stattfindet. Abbildung 5-6 zeigt auch, dass die Anschlussplatte für die TEG außerhalb des Gehäuses angeordnet ist, um ihre Funktion zu erleichtern. Um die unerwünschte Wärmeübertragung zwischen der kalten und der heißen Seite des Gehäuses zu minimieren, wird eine weitere Isolierplatte auf das Gehäuse gelegt, so dass nur die Oberfläche, auf der sich die TEGs befinden, außerhalb des Gehäuses liegt. Die Gesamtansicht ist in Abbildung 5-7 dargestellt.

Es ist anzumerken, dass hinsichtlich des Wärmeübergangs zwischen den Rohren und den beiden Seiten des Gehäuses in den ersten Tests eine vereinfachte Version des Vorschlags untersucht wird, um die Funktionsfähigkeit des Moduls unter bestimmten Randbedingungen zu überprüfen. Dies sollte von Anfang an unter Berücksichtigung der Details des Gehäuses erfolgen. Wenn die Ergebnisse positiv genug sind, um die Arbeit fortzusetzen und weitere Experimente durchzuführen, sollten weitere Details untersucht werden.

Diese Gehäuse sind sowohl für die Heißluft- als auch für die Kaltluftrohre vorgesehen und entsprechen genau denen in Abbildung 5-7.

Gemäß der Erläuterung werden die beiden Seiten des Gehäuses übereinander gelegt und die in Abbildung 5-8 grün markierten TEG-Kits zwischen den entsprechenden Rohren platziert. Für den Anschluss der TEG-Kits an eine Rohrreihe wird somit eine Fläche von ca. 150 cm^2 berücksichtigt. Insgesamt werden also für dieses vorgeschlagene Modell, das geeignete Abmessungen hat und klein genug ist, um in den Pack-Raum des Flugzeugs zu passen, 750 cm^2 Fläche verwendet.

Das Isoliermaterial des Gehäuses wurde so ausgelegt, dass die Wärmeübertragung zwischen der kalten und der heißen Seite hauptsächlich über die TEG-Module erfolgt, wie in Abbildung 5-8 dargestellt.

Die Abmessungen dieser gestapelten Gehäuse sind ebenfalls in Abbildung 5-9 dargestellt.

Im folgenden Kapitel wird durch Simulation unter Berücksichtigung der Randbedingungen des vorgeschlagenen Modells untersucht, ob alle genannten Fälle, sowohl hinsichtlich der Modellgröße als auch der berücksichtigten Temperaturdifferenz im hypothetischen Szenario, einen akzeptablen Energieertrag liefern können oder nicht.

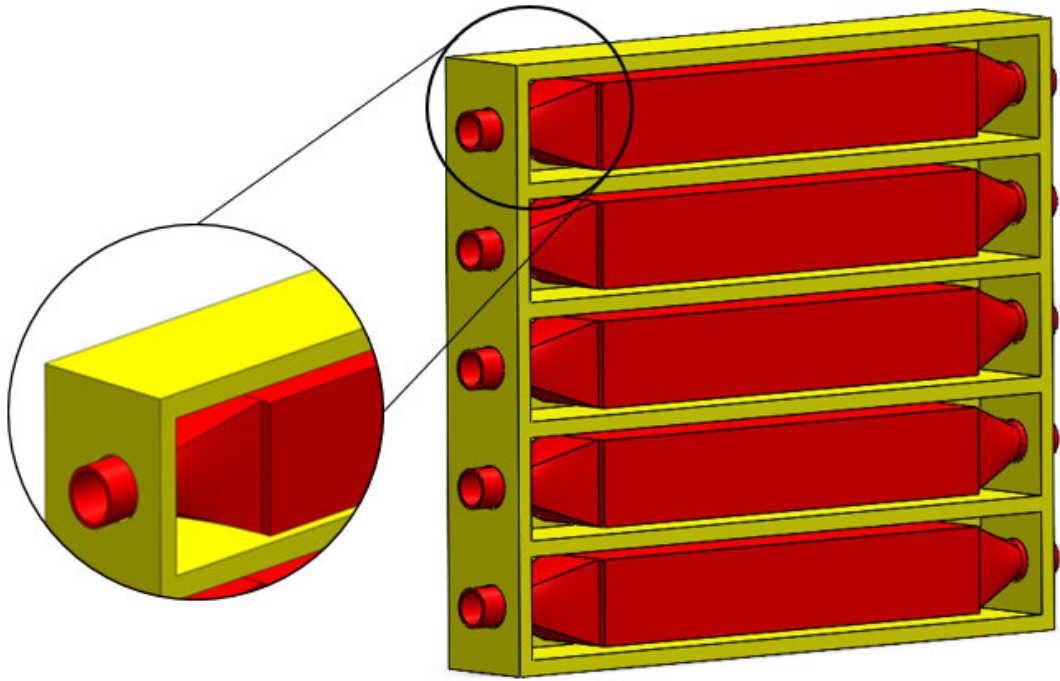


Abbildung 5-6 - Ansicht des Heißluftströmungsrohrkastens des vorgeschlagenen Modells

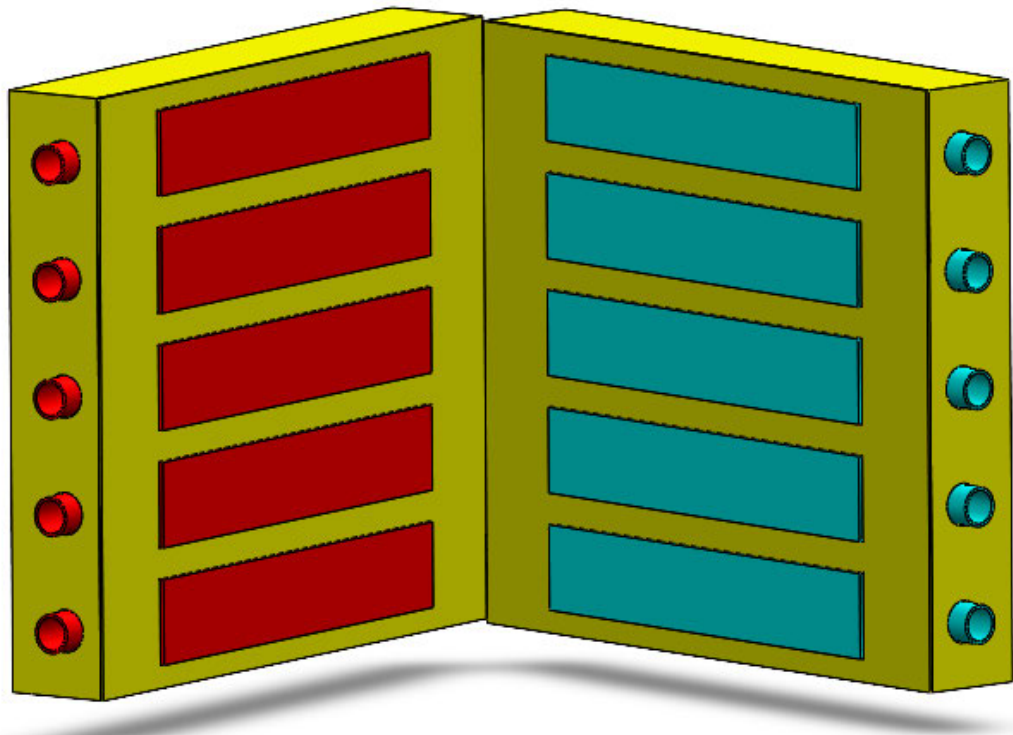


Abbildung 5-7 - Kastenansicht des Heißluft- (rot) und Kaltluft-Strömungsrohrs (blau) des vorgeschlagenen Modells nebeneinander

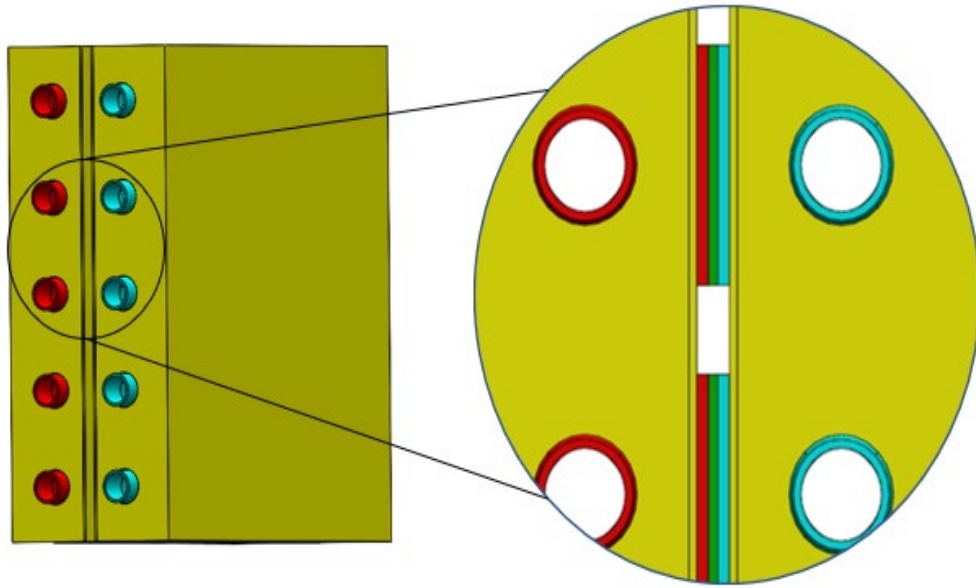


Abbildung 5-8 - Isometrische Ansicht des vorgeschlagenen Modells. Rot: Heißluftstrom-Rohr, Blau: Kaltluftstrom-Rohr, Grün: TEG-Modul und Gelb: Kastenisolationsmaterial.

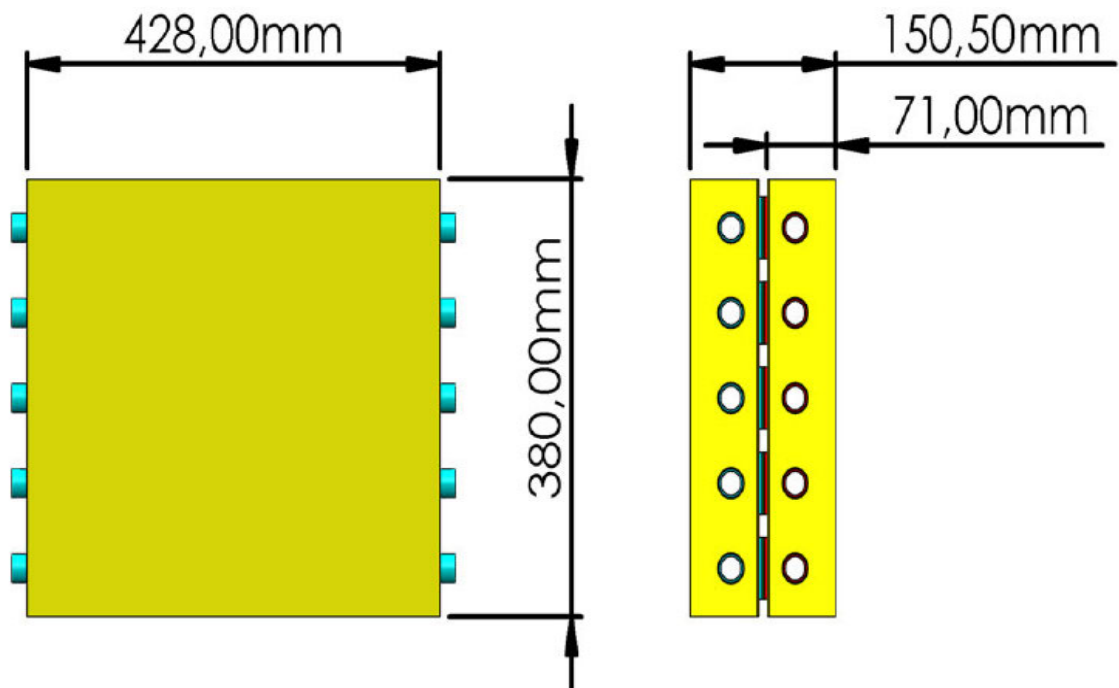


Abbildung 5-9 - Abmessungen des vorgeschlagenen Modells

6. Simulation des vorgeschlagenen Modells

In diesem Kapitel konzentriert sich die Arbeit auf die Beschreibung des im vorherigen Abschnitt vorgeschlagenen Modells, um eine Simulation des Modells durchzuführen und seine Leistung zu untersuchen. Für die Simulation wurde die Software COMSOL Multiphysics Version 6.1 verwendet, die in der Lage ist, geometrische Komponenten mit der Methode der finiten Elemente zu analysieren und die gewünschten Ergebnisse zu liefern. Ein wichtiges Merkmal dieser leistungsstarken Software ist ihre Fähigkeit, verschiedene physikalische Probleme zu verknüpfen und zu lösen. Dies ist für die Lösung des Problems dieser Arbeit besonders nützlich, da Phänomene wie Wärmeübertragung, elektrischer Strom und der Seebeck-Effekt physikalisch miteinander verbunden sind. Die Stärke der Software in diesem Bereich macht sie zu einem der besten Werkzeuge für die Lösung solcher komplexen Gleichungen.

6.1 Heiß- und Kaltluftströmungsrohre

Vor der Simulation des TEGs müssen die gewünschten Randbedingungen festgelegt werden. Daher wurde zunächst die Problematik von Kupfer- oder Aluminiumrohren untersucht. Unter Berücksichtigung der Geometrie der Rohre in dem vorgeschlagenen Modell wurden kubische Rohre mit den erforderlichen Abmessungen in der Software COMSOL modelliert, um die Strömung heißer und kalter Luft unter Berücksichtigung der Parameter des hypothetischen Szenarios aus dem vorherigen Abschnitt zu simulieren. Zu Testzwecken wurde ein Rohr aus Aluminium und ein Rohr aus Kupfer definiert. Das Ziel bestand darin, die Ergebnisse der beiden Materialien nebeneinander zu vergleichen und das für das vorgeschlagene Modell am besten geeignete Material auszuwählen. In den folgenden Abschnitten werden der Versuchsverlauf und die Auswertung der Ergebnisse mit zusätzlichen Erläuterungen beschrieben.

Es ist wichtig, den Temperaturbereich an der Rohrwand zu kennen. Diese Information ist entscheidend, um zu bestimmen, ob die Randbedingungen der heißen und kalten Seite mit der gewünschten konstanten Temperatur für die Modellierung des TEGs festgelegt werden können.

An dieser Stelle ist eine kurze Erläuterung des hypothetischen Szenarios erforderlich. Dieses Szenario basiert auf geschätzten Bedingungen und bietet eine vereinfachte Darstellung für erste Tests und Simulationen. Es handelt sich um ein Flugzeug, das sich während eines bestimmten Zeitraums in der Reiseflugphase in einer bestimmten Höhe befindet. In diesem Szenario werden die Luft- und Triebwerksbedingungen des Flugzeugs als konstant angenommen, um eine ideale Vereinfachung für die erste Simulation zu ermöglichen. Es ist je-

doch wichtig zu beachten, dass diese Parameter von vielen verschiedenen Bedingungen abhängen und nicht immer stabil sind. Um diese Arbeit mit fundierten Informationen und unter Berücksichtigung der Bedingungen der Flugzeugklimatisierung zu testen, wurde eine Reihe von Parametern verwendet, die auf einer spezifischen Quelle basieren [Mar19, Ica93, Roh98]. Diese Parameter sind in Tabelle 6-1 aufgeführt.

Tabelle 6-1 - Parameter im Zusammenhang mit Simulation von Rohren

Parameter	Menge	Parameter	Menge
Lufttemperatur im Heiß-Rohr (Zapflufttemperatur)	483,15 K	Lufttemperatur im Kalt-Rohr (Staulufttemperatur)	229,15 K
Luftdruck im Heiß-Rohr	2,5 bar	Luftdruck im Kalt-Rohr	0,3 bar
Luftdichte im Heiß-Rohr	$1,8 \frac{kg}{m^3}$	Luftdichte im Kalt-Rohr	$0,461 \frac{kg}{m^3}$
Massenstrom im Heiß-Rohr	$1 \frac{kg}{s}$	Massenstrom im Kalt-Rohr	$2 \frac{kg}{s}$
Flughöhe	9150 m	Querschnittsfläche	$2,4 \times 10^{-3} m^2$
Rohrwandstärke	5 mm	Länge des Rohres	300 mm
Wärmeleitfähigkeit von Kupfer	$400 \frac{W}{m \cdot K}$	Wärmeleitfähigkeit von Aluminium	$238 \frac{W}{m \cdot K}$

In der ersten Simulation wurden die Zapflustströme in zwei Rohren, einem aus Kupfer und einem aus Aluminium, unter Berücksichtigung der oben genannten Parameter modelliert. Die Problemeinstellungen wurden im Wärmeübertragungsmodul für Flüssigkeiten und Feststoffe vorgenommen. Es ist wichtig anzumerken, dass das Problem als zeitunabhängig betrachtet wird, d.h. die Parameter der Heißluft und der Umgebungsluft im hypothetischen Szenario während der Reiseflugphase werden als konstant angenommen. Die Strömung in den Rohren wird ebenfalls als zeitunabhängige konstante Strömung betrachtet, was logischerweise zu einer stationären Lösung des Problems führen sollte.

Da das Lösungsfeld in diesem Schritt nicht sehr komplex ist, wurde ein von der Software definiertes hochgenaues Gitter verwendet. Die Vernetzung wurde im kleinsten Modus (Extremely fine) durchgeführt, was zu sehr ähnlichen Ergebnissen führte, als es später auf etwas größere Modi geändert wurde. Dennoch wurde die Hauptlösung dieser Phase auf der Grundlage dieses kleinsten Modus betrachtet.

Der Zweck der Simulation der Rohrströmung in dieser Arbeit besteht im Allgemeinen darin, zu überprüfen, ob es möglich ist, die Temperatur an der Außenfläche der Rohrwand, an der der TEG befestigt ist, während der Simulationsphase als konstant anzunehmen und somit die Randbedingungen für den TEG zu definieren.

Um die Ergebnisse der Simulation zu verstehen, ist es hilfreich, die Gleichungen vorzustellen, die von der Software zur Lösung des Problems verwendet werden. Die in diesem Teil

der Arbeit verwendeten Gleichungen basieren auf dem offiziellen Handbuch der Software für Wärmeübertragung [Coh23]. Es ist wichtig zu beachten, dass Anpassungen vorgenommen wurden, um eine konsistente Darstellung der Gleichungen in dieser Arbeit zu gewährleisten.

Die Gleichung für die Wärmeübertragung in Festkörpern und in Flüssigkeiten lautet wie folgt [Coh23]:

$$Q + Q_{ted} = \rho C_p v \nabla T + \nabla q \quad (6.1)$$

ρ	Dichte
C_p	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
q	Konduktiver Wärmefluss
Q	Hitzequelle
Q_{ted}	Thermoelastische Dämpfung

Davon wird der konduktive Wärmestrom wie folgt berechnet [Coh23]:

$$q = -\lambda \nabla T \quad (6.2)$$

Wie bereits erwähnt, wurde das vorgeschlagene Modell für den Einbau in den Pack-Raum entwickelt. In diesem Fach wird die Lufttemperatur in etwa der Außenlufttemperatur in der gewünschten Flughöhe entsprechen. Obwohl für das Modul ein Gehäuse aus isolierendem Material vorgesehen ist, wurde in der Simulation zunächst untersucht, welcher Temperaturbereich zu erwarten ist und wie sich dies auf die Abkühlung der Luft auswirkt, wenn die Wand des betreffenden Rohrs mit der kalten Umgebungsluft in Kontakt kommt. Die Software verwendet Gleichung (6.3) zur Berechnung dieses Problems und berücksichtigt den Wärmeübergangskoeffizienten des Fluids gemäß Gleichung (6.4) für eine Rayleigh-Zahl kleiner oder gleich 10^9 und Gleichung (6.5) für eine Rayleigh-Zahl größer als 10^9 [Coh23].

$$q_0 = h (T_{aus} - T) \quad (6.3)$$

q_0	Wärmefluss nach innen
h	Wärmeübertragungskoeffizient
T_{aus}	Außentemperatur

$$h = \frac{\lambda}{l} \left(0,68 + \frac{0,67 Ra_l^{1/4}}{\left(1 + \left(\frac{0,492 \lambda}{\mu C_p} \right)^{9/16} \right)^{4/9}} \right) \quad (6.4)$$

$$h = \frac{\lambda}{l} \left(0,825 + \frac{038Ra_l^{1/6}}{\left(1 + \left(\frac{0,492\lambda}{\mu C_p} \right)^{9/16} \right)^{8/27}} \right) \quad (6.5)$$

Ra_l Rayleigh-Zahl im Zusammenhang mit der charakteristischen Länge

μ Dynamische Viskosität

Das Problem wurde durch die Definition der Randbedingungen und Parameter und unter Berücksichtigung der Tatsache, dass die Rohre der Umgebungsluft ausgesetzt sind, $T_{aus} = T_{Stauluft}$, gelöst und das Ergebnis für die Strömung der heißen Luft im Rohr ist in Abbildung 6-1 dargestellt.

Es ist zu erkennen, dass sowohl das Kupfer- als auch das Aluminiumrohr entlang einer Länge von 300 mm einen Temperaturabfall an den Rohrwänden aufweisen, wenn sie der kalten Umgebungsluft ausgesetzt sind. Aufgrund der höheren Wärmeleitfähigkeit von Kupfer ist der Temperaturabfall im Kupferrohr geringer als im Aluminiumrohr. Interessanterweise ist dieser Temperaturabfall jedoch insgesamt nicht signifikant. Die Unterschiede zwischen Anfangs- und Endtemperatur der Strömung betragen etwa $\Delta T_l = 7 K$ für Kupferrohre und $\Delta T_l = 11 K$ für Aluminiumrohre. Selbst wenn kein Isoliermaterial für das vorgeschlagene Modul verwendet wird, ist der Temperaturabfall an der Rohrwand daher nicht signifikant.

In Bezug auf die Isolierung kann die Temperatur der gesamten Wand als konstant angenommen werden und entspricht der Temperatur der Innenluft. Abbildung 6-2 zeigt dies in Form von Volumendiagrammen.

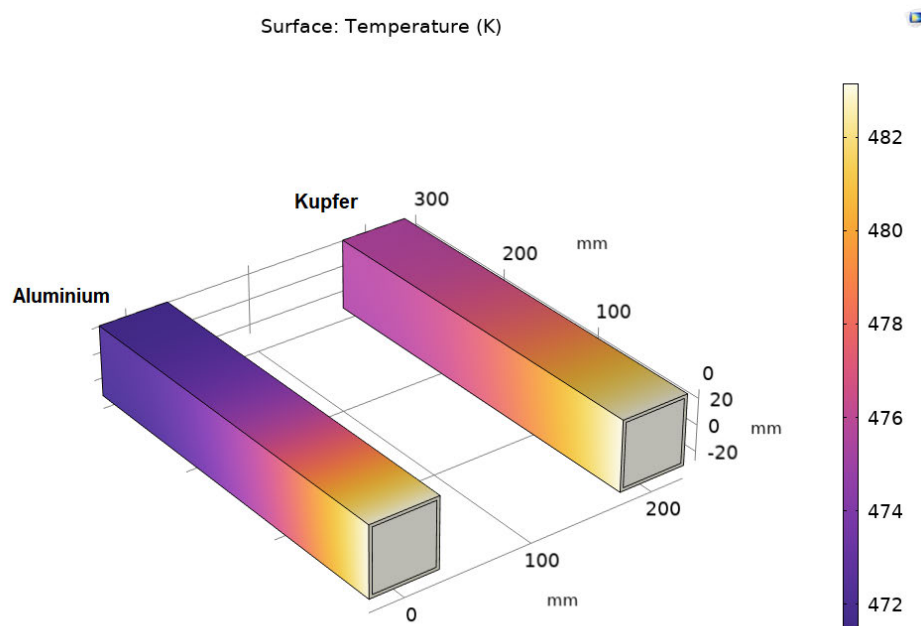


Abbildung 6-1 - Die Wandtemperatur des Heißluftstromrohrs gegenüber der Umgebungstemperatur im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)

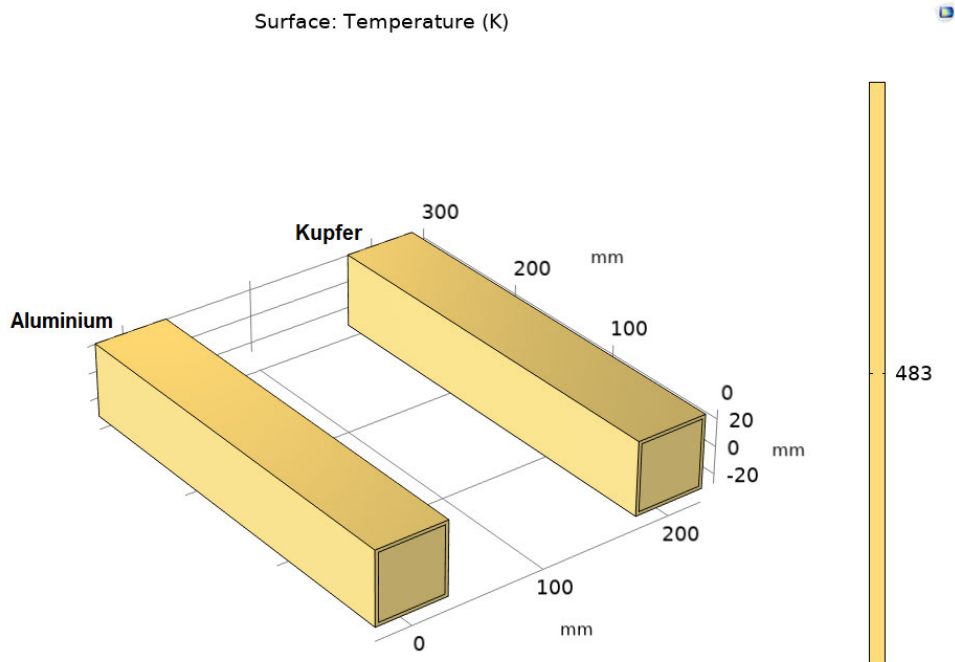


Abbildung 6-2 - Die Wandtemperatur des Heißluftstromrohrs in ihrem angenommenen isolierten Gehäuse im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)

Bei Kaltluftrohren sind die Bedingungen in beiden Fällen gleich, unabhängig davon, ob sie in einem isolierten Gehäuse oder der Umgebungstemperatur ausgesetzt sind. Die Luft in den Kaltluftrohren entspricht tatsächlich der Umgebungsluft. Wie in Abbildung 6-3 dargestellt, ist die Wandtemperatur der Kaltluftrohre in beiden Fällen gleich und entspricht der Temperatur des Mediums im Rohr.

Wenn man jedoch davon ausgeht, dass die Temperatur des Pack-Raums gleich der Kabinentemperatur ist, z.B. $T_{aus} = T_{Kabin} \approx 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, und dass das Kaltluftrohr einer Kabinentemperatur ausgesetzt ist, die höher ist als die Temperatur im Rohr selbst, kann man simulieren, wie stark die Temperatur entlang der 300 mm langen Wand des Kaltluftrohrs ansteigt. Dieses Problem wurde ebenfalls simuliert und es wurde festgestellt, dass in diesem Fall der Temperaturanstieg sehr gering ist, sogar weniger als $\Delta T_l = 1\text{ K}$ für beide Rohrtypen. Das Diagramm ist in Abbildung 6-4 dargestellt. Wie bereits erwähnt, handelt es sich bei diesem Problem jedoch nur um eine Annahme, um den schlimmsten Fall im hypothetischen Szenario dieser Arbeit zu berücksichtigen. In der Luft- und Raumfahrtindustrie ist es üblich, das "Worst-Case"-Szenario zu berücksichtigen, wenn Probleme untersucht und analysiert werden, um die Sicherheit und Effizienz zu verbessern. In diesem Teil der Simulation wurde besonders darauf geachtet, dass sich die Rohre nahe der Umgebungstemperatur befinden. Es wurde untersucht, ob es zu einem signifikanten Temperaturabfall entlang der Rohrlänge an der Rohrwand kommt, z.B. wenn die Isolierbox während des Fluges undicht wird.

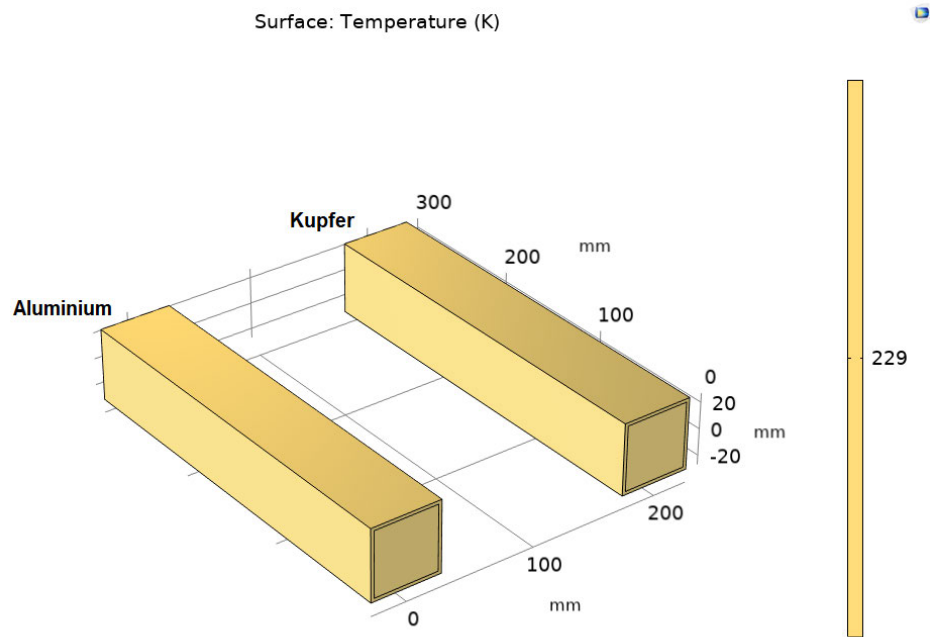


Abbildung 6-3 - Die Wandtemperatur des Kaltluftstromrohrs in ihrem angenommenen isolierten Gehäuse im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)

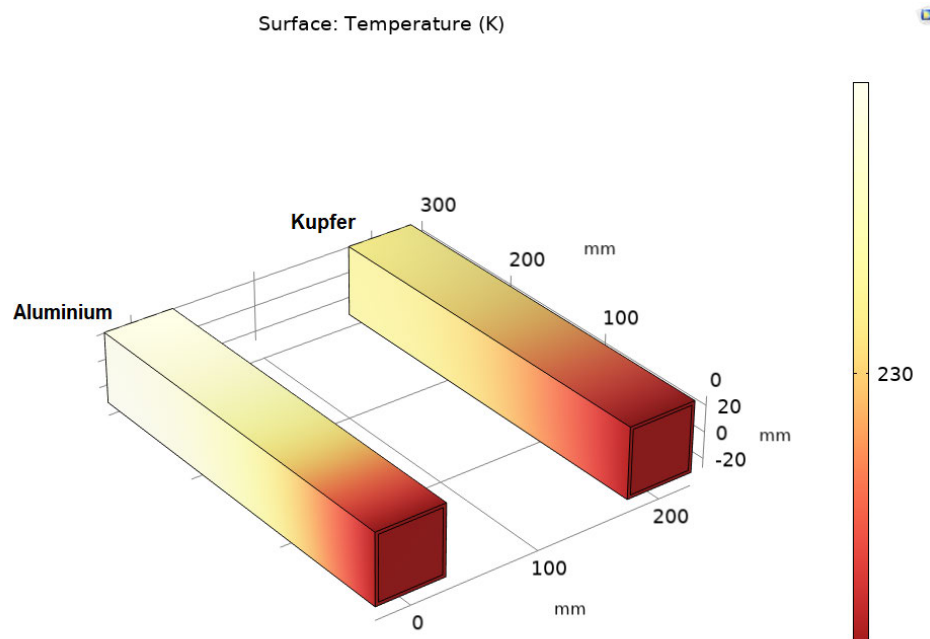


Abbildung 6-4 - - Die Wandtemperatur des Kaltluftstromrohrs gegenüber der Kabinentemperatur im Kupferrohr (rechts) und im Aluminiumrohr (links)

Nach der Analyse dieser Simulationsergebnisse und unter Berücksichtigung des hypothetischen Szenarios können zwei wichtige Schlussfolgerungen gezogen werden. Durch die ganzheitliche Betrachtung aller Aspekte kann festgestellt werden, dass in der TEG-Simulation die Oberflächentemperatur über die gesamte Fläche als konstant angesehen werden kann. Selbst unter ungünstigen Bedingungen, bei denen die Rohre einer erheblichen Temperaturdifferenz ausgesetzt sind, ist die Temperaturdifferenz entlang der Rohrwand nicht

so groß, dass sie bei den ersten TEG-Versuchen berücksichtigt werden müsste. Daher kann die konstante Temperatur an der Oberfläche des TEGs als ausreichende Randbedingung angenommen werden.

Zweitens zeigen die Simulationsergebnisse, dass sich die Leistung von Aluminiumrohren selbst unter ungünstigen Bedingungen kaum von der von Kupferrohren unterscheidet. Daher kann die Entscheidung für die Verwendung von Aluminiumrohren im vorgeschlagenen Modul leicht getroffen werden. Dies ist insbesondere aufgrund des geringeren Gewichts von Aluminium im Vergleich zu Kupfer (Aluminiumdichte $2,7 \frac{g}{cm^3}$; Kupferdichte $8,9 \frac{g}{cm^3}$ [Roh98]).

An dieser Stelle muss jedoch ein sehr wichtiger Punkt erwähnt werden. Wenn die Ergebnisse der anfänglichen Simulation des TEGs in dem vorgeschlagenen Modell gut genug sind, um zu mehr praktischen Tests und weiteren Untersuchungen zu ermutigen, müssen andere wichtige Faktoren berücksichtigt werden, die auch in der Luftfahrtindustrie von großer Bedeutung sind. Obwohl Kupfer und Aluminium aufgrund ihrer hohen Wärmeleitfähigkeit in der anfänglichen Simulation berücksichtigt wurden, spielen andere wichtige Aspekte eine Rolle.

Korrosionsbeständigkeit und geringes Gewicht sind z.B. sehr wichtige Kriterien, für die Aluminium ein geeigneter Werkstoff ist. Darüber hinaus sind aber auch Eigenschaften wie die Hochtemperaturbeständigkeit von großer Bedeutung, insbesondere für Triebwerkskomponenten, für die Titan und seine Legierungen häufig verwendet werden [Ras87]. Allerdings ist zu beachten, dass Titan eine geringere Wärmeleitfähigkeit $23 \frac{W}{m \cdot K}$ aufweist [Roh98].

In dieser Arbeit wurden daher für die ersten Simulationen nur reines Aluminium und Kupfer verwendet, da eine detaillierte Untersuchung der verschiedenen Legierungen als nicht notwendig erachtet wurde.

6.2 Thermoelektrischer Generator

Unter Berücksichtigung des hypothetischen Szenarios und der Simulation des TEGs, der an die Oberfläche der Rohre angeschlossen werden kann, ist es wichtig, eine geeignete TEG-Abmessung zu wählen. Auf dem Markt erhältliche Generatorsätze sind in der Regel quadratisch und haben Abmessungen zwischen $60 \times 60 \text{ mm}$ und $40 \times 40 \text{ mm}$. Basierend auf den Abmessungen des in dieser Arbeit vorgeschlagenen Modells wurde für die Simulation ein Generator mit den Abmessungen $50 \times 54 \text{ mm}$ verwendet.

Die Anzahl der simulierten Generatoren, die der Größe des vorgeschlagenen Moduls entspricht, gibt die Gesamtleistung an. Da sechs dieser Generatoren auf jeder Röhre angeordnet werden können und es fünf parallele Röhren auf jeder Seite des Modulgehäuses gibt, können insgesamt dreißig dieser Generatoren zusammengeschaltet werden. Daher kann das Ergebnis der Leistungstests eines Generators in dieser Arbeit mit dem Faktor 30 multipliziert werden, um die Gesamtleistung des Moduls abzuschätzen. Es ist natürlich wichtig zu beachten, dass die gleiche Anzahl von Generatoren entweder parallel oder in Reihe oder in

einer Kombination von beiden geschaltet werden kann, um optimale Ergebnisse zu erzielen. Um die Größe und die Parameter für die Simulation richtig einschätzen zu können, wurden umfangreiche Recherchen durchgeführt. Die Spezifikationen von thermoelektrischen Generatoren von drei verschiedenen Firmen, TECTEG MFR [Tec23], LAIRD Thermal Systems [Lai23] und MICROPELT [Mic14, Mic23], wurden berücksichtigt. Die Informationen für die Auswahl der Parameter wurden von den offiziellen Webseiten und Produktverkaufsbroschüren dieser Firmen entnommen. So hat z.B. TECTEG MFR in dieser Quelle [Tab23] die Ergebnisse ihrer Untersuchungen zum Einsatz geeigneter Materialien in verschiedenen Temperaturbereichen dargestellt, die für die Umsetzung dieses Projektes sehr gut geeignet waren. Es ist jedoch zu beachten, dass die spezifische Designs und die verwendeten Materialien der TEGs der einzelnen Unternehmen in der Regel vertraulich behandelt werden. Daher wurden die Parameter auf der Grundlage der besten verfügbaren Informationen aus anderen wissenschaftlichen Quellen [Rei11, Ret12, App23, Alf19] und der Materialbibliothek der Software COMSOL geschätzt. Die wichtigsten Parameter, die für die Simulation des TEGs in dieser Arbeit verwendet wurden, sind in Tabelle 6-2 aufgeführt. Zum besseren Verständnis der Parameter in dieser Tabelle kann auch Abbildung 6-5 herangezogen werden. Sie zeigt eine Seitenansicht eines modellierten TEG-Kits.

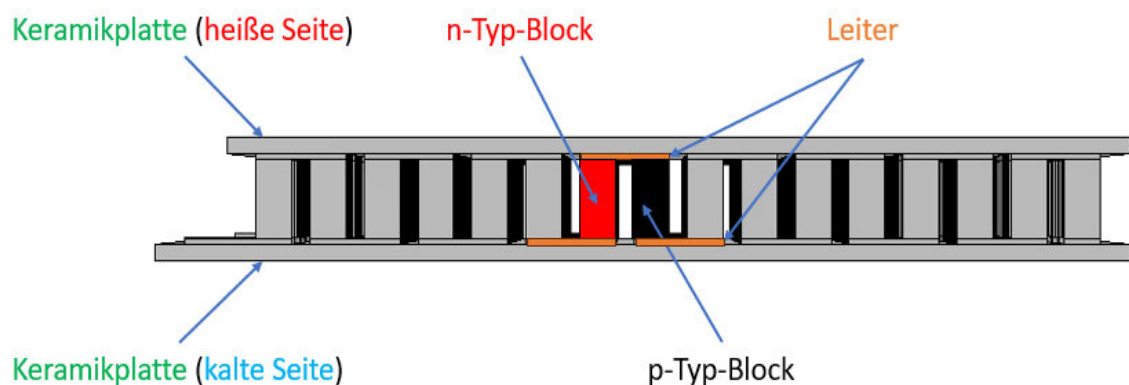


Abbildung 6-5 - Seitenansicht eines modellierten TEG-Kits

Tabelle 6-2 - Parameter im Zusammenhang mit Simulation des TEGs

Parameter	Menge / Typ	Parameter	Menge / Typ
Länge des Generators	50 mm	Länge des p-Typ; n-Typ-Blocks	2 mm
Breite des Generators	54 mm	Breite des p-Typ; n-Typ-Blocks	2 mm
Höhe des Generators	6,5 mm	Höhe des p-Typ; n-Typ-Blocks	4,1 mm
Leiterdicke	0,3 mm	Abstand zwischen den Blöcken	1 mm
Leitermaterial	Kupfer	Anzahl der Blöcke auf X-Achse	16 Stück
elektrische Leitfähigkeit von Leiter	$5.998 \times 10^7 \frac{S}{m}$	Anzahl der Blöcke auf Y-Achse	16 Stück
Temperatur der heißen Seite	483,15 K	Temperatur der Kalte Seite	229,15 K
Material des p-Typ	Bismut – Tellurid	Material des n-Typ	Bismut – Tellurid
Seebeck-Koeffizient von p-Typ	$227 \frac{\mu V}{K}$	Seebeck-Koeffizient von n-Typ	$-227 \frac{\mu V}{K}$
Elektrische Leitfähigkeit von p-Typ	$513 \frac{1}{\Omega cm}$	elektrische Leitfähigkeit von n-Typ	$513 \frac{1}{\Omega cm}$
Wärmeleitfähigkeit von p-Typ	$1,73 \frac{W}{mK}$	Wärmeleitfähigkeit von n-Typ	$1,73 \frac{W}{m.K}$
keramisches Plattenmaterial	Wolfram	Wärmeleitfähigkeit vom keramischen Plattenmaterial	$175 \frac{W}{mK}$
Bismut-Tellurid-Dichte	$7,7 \frac{g}{cm^3}$	Wolfram-Dichte	$17,8 \frac{g}{cm^3}$

Bevor der Simulationsprozess und die Ergebnisse betrachtet werden, ist es sinnvoll, die Gleichungen einzuführen, die zur Lösung dieses Problems verwendet werden. Zu diesem Zweck wird das offizielle Handbuch der Software sowohl für das Thema elektrischer Strom [Coa23] als auch für das Thema Wärmeübertragung [Coh23] als Quelle für die Einführung der Gleichungen verwendet.

Darüber hinaus ist eine weitere Fragestellung zu berücksichtigen. Für die Simulation des TEGs in dieser Arbeit wurde, im Gegensatz zum vorherigen Teil, zunächst die zeitabhängige Lösung verwendet, um seine Leistungsfähigkeit im Detail zu untersuchen und mit dem hypothetischen Szenario einer Flugdauer von einer Stunde in Einklang zu bringen. Dennoch kann

dieser Teil logischerweise auch im stationären Zustand gelöst werden, da unter Berücksichtigung der konstanten Temperaturdifferenz und der logischen Temperaturanpassung im Objekt die Zeit für dessen Betrieb keine Rolle mehr spielen kann. Die Lösung der zeitabhängigen Simulation kann jedoch möglicherweise die Genauigkeit der erhaltenen Ergebnisse bis zu einem gewissen Grad erhöhen, da die mehrfache Iteration der Lösung in mehreren Zeitschritten zu einer Konvergenz des Problems in einem genaueren Zustand führt. Aus diesem Grund ist das Problem in der Anfangsphase zeitabhängig und es wird ein hypothetisches Szenario in 60 Minuten mit einem Zeitschritt von einer Minute gelöst, das während des Problemlösungsprozesses näher erläutert wird. Die Gleichungen für den Wärmeübergangsteil sind die gleichen wie im vorherigen Teil, aber aufgrund der Zeitabhängigkeit werden sie auch in diesem Teil im zeitabhängigen Zustand formuliert [Coh23].

$$Q + Q_{ted} = \rho C_P \frac{\partial T}{\partial t} + \rho C_P v \cdot \nabla T + \nabla q \quad (6.6)$$

Die Gleichungen für den elektrischen Strom lauten wie folgt [Coa23]:

$$Q_{j,v} = \nabla J \quad (6.7)$$

$Q_{j,v}$ volumetrische Stromquelle

$$J = \sigma E + \frac{\partial D}{\partial t} + J_e \quad (6.8)$$

D Elektrische Verschiebung

J_e Externe Stromdichte

$$I_{Cir} = \int_{\partial\Omega}^1 (-n \cdot J) dS_* \quad (6.9)$$

I_{Cir} Stromkreis

S_* Poynting-Vektor

Die Gleichungen der thermoelektrischen Multiphysik lauten wie folgt [Coa23]:

$$\Pi = S \cdot T \quad (6.10)$$

$$q = -\lambda \cdot \nabla T + \Pi \cdot J \quad (6.11)$$

$$J = -\sigma(\nabla U + S \nabla T) \quad (6.12)$$

Die multiphysikalische Gleichung der elektromagnetischen Erwärmung lautet [Coa23]:

$$Q_e = \rho C_P \frac{\partial T}{\partial t} + \rho C_P v \cdot \nabla T - (\nabla \cdot (\lambda \cdot \nabla T)) \quad (6.13)$$

Q_e Elektromagnetische Erwärmung

Die Simulation des TEGs wurde in sechs Schritten durchgeführt. Die Beschreibung und die Ergebnisse jedes dieser Schritte werden im Folgenden detailliert erläutert. Die Anzahl der Simulationen ist darauf zurückzuführen, dass die Ergebnisse jeder Simulation zu der Entscheidung führten, Änderungen an den Problemparametern oder am physischen Aufbau des Generators vorzunehmen. Aus diesem Grund wurden die Simulationen in mehreren Stufen durchgeführt, so dass auf der Grundlage der Ergebnisse die am besten geeignete Konfiguration für das vorgeschlagene Modell ausgewählt werden konnte.

Erste Simulation

Für die Simulation des TEGs wurde die gewünschte Geometrie unter Berücksichtigung der oben genannten Parameter modelliert. Das Problem wurde entsprechend den Anforderungen an die Wärmeübertragung und den elektrischen Strom formuliert. Im Generatormodell dieser Arbeit werden 128 thermoelektrische Generatorblöcke verwendet. Üblicherweise werden thermoelektrische Blöcke in Reihe geschaltet. In diesem Versuch wurden alle 128 Blöcke in Reihe geschaltet. Zum besseren Verständnis ist dies in Abbildung 6-6 schaltbildlich dargestellt.

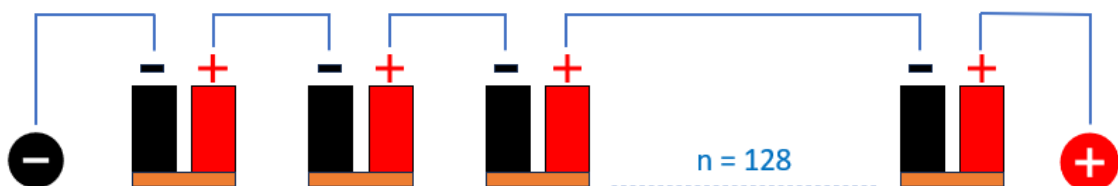


Abbildung 6-6 - Darstellung der Reihenschaltung von 128 thermoelektrischen Blöcken in einem TEG.

Um die Genauigkeit der Berechnungen zu verbessern, wurde für das gesamte Lösungsfeld manuell ein Feinraster mit kleiner Gitterweite definiert. Beim Vergleich der Ergebnisse wurde festgestellt, dass diese nahezu identisch sind, wenn das Netz im automatisch generierten Modus der Software COMSOL verwendet wird. Die Anzahl der Freiheitsgrade für die Lösung des Problems wurde dadurch stark reduziert und die Lösung in verschiedenen Modi sowohl in Bezug auf die Zeit als auch auf die Hardware verbessert.

Die erste Lösung ergab eine Spannung von ca. $U_{oc} = 14,7 V$ für den Leerlaufzustand des Generators im letzten Zeitschritt, wie in Abbildung 6-7 im Volumendiagramm dargestellt. Es kann davon ausgegangen werden, dass der Generator diese Spannung im Leerlauf aufrechterhält. Abbildung 6-8 zeigt den zeitlichen Verlauf der Spannung über eine Stunde mit Zeitschritt = 1 min, wobei die Spannung von der ersten Minute bis zum Ende konstant bleibt.

Es ist deutlich zu erkennen, dass aufgrund der konstanten Temperaturdifferenz im Generator ein konstanter Wärmestrom auftritt, der über das gesamte Zeitintervall konstant bleibt. Dieses Diagramm macht deutlich, warum gesagt wurde, dass dieses Problem logisch unabhängig von der Zeit gelöst werden kann. Die regelmäßige Wiederholung des Lösungsprozesses in aufeinanderfolgenden Zeitintervallen und das Erzielen konsistenter Ergebnisse sind ein Hinweis auf die Richtigkeit und Genauigkeit der Modellierung des Problems, insbesondere in den frühen Phasen der Simulation.

Die durchgeführte Simulation wurde in einem offenen Stromkreis durchgeführt, wodurch der elektrische Strom des Generators nicht direkt gemessen werden kann. Obwohl die Stromdichte innerhalb des Generators gemäß der geometrischen Definition erkennbar ist, ist es zur Bestimmung der Leistung des TEGs erforderlich, den Strom in einem geschlossenen Stromkreis zu messen. Abbildung 6-9 zeigt dies schematisch und die Gleichungen (6.14) bis (6.16) aus [Lyr17] erläutern, wie die Generatorleistung gemessen werden kann.

An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass das Volumendiagramm der Stromdichte sowie weitere Informationen zu diesem Simulationsschritt im Anhang A des Arbeit zu finden sind. Bei der Erläuterung und Interpretation der Simulationsschritte des TEGs wurde versucht, die Informationen in kompakter Form darzustellen und die wichtigsten Ergebnisse zu präsentieren. Für eine detailliertere und umfassendere Darstellung stehen jedoch Tabellen und Diagramme mit den entsprechenden Informationen im Anhang A zur Verfügung.

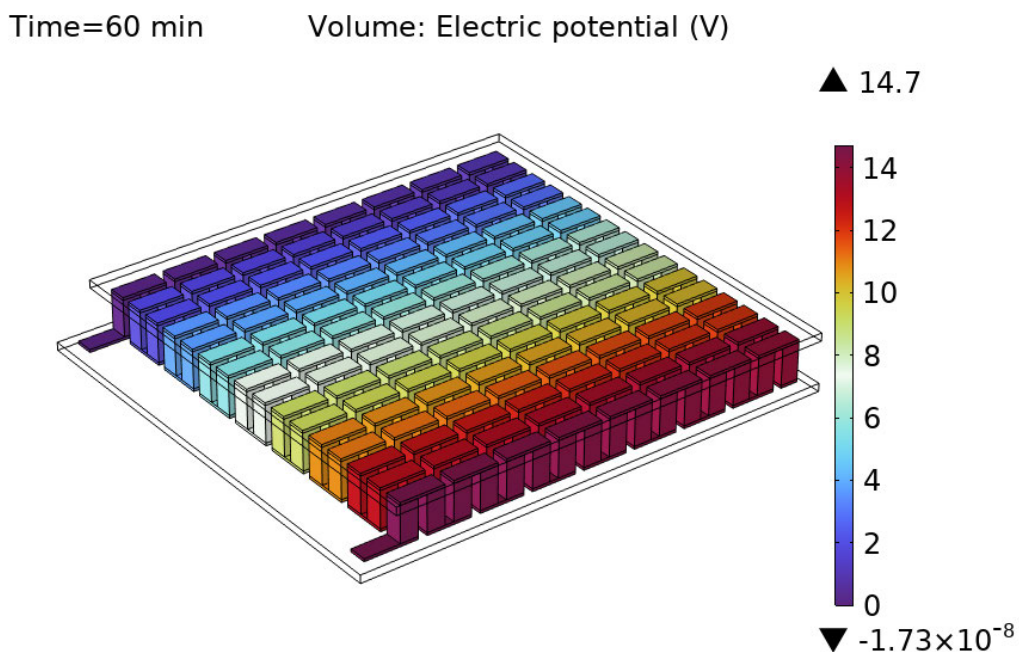


Abbildung 6-7 - Spannung in einem Leerlauf-TEG in 60. Minuten

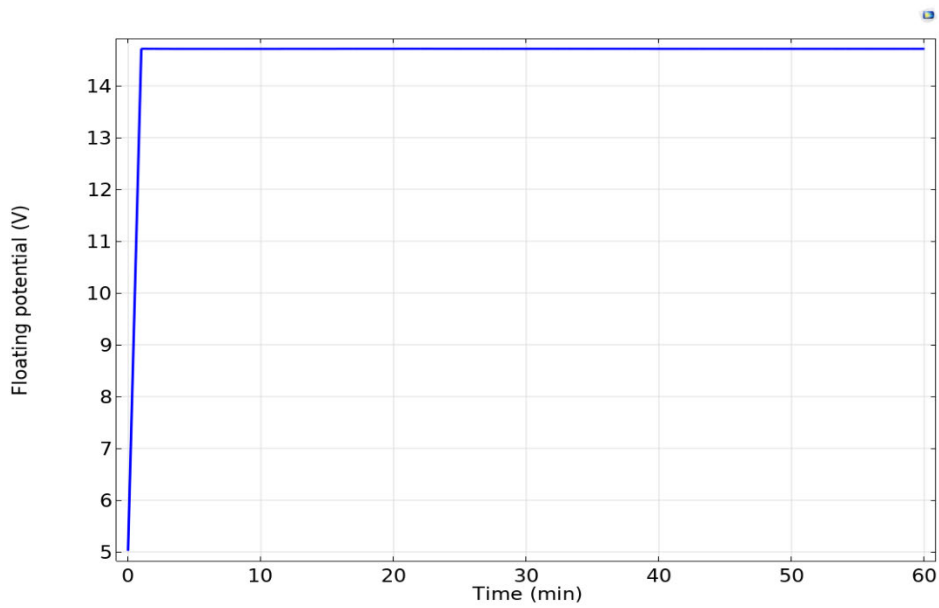


Abbildung 6-8 - Ausgangsspannung des Leerlauf-TEGs in einem Zeitraum von einer Stunde

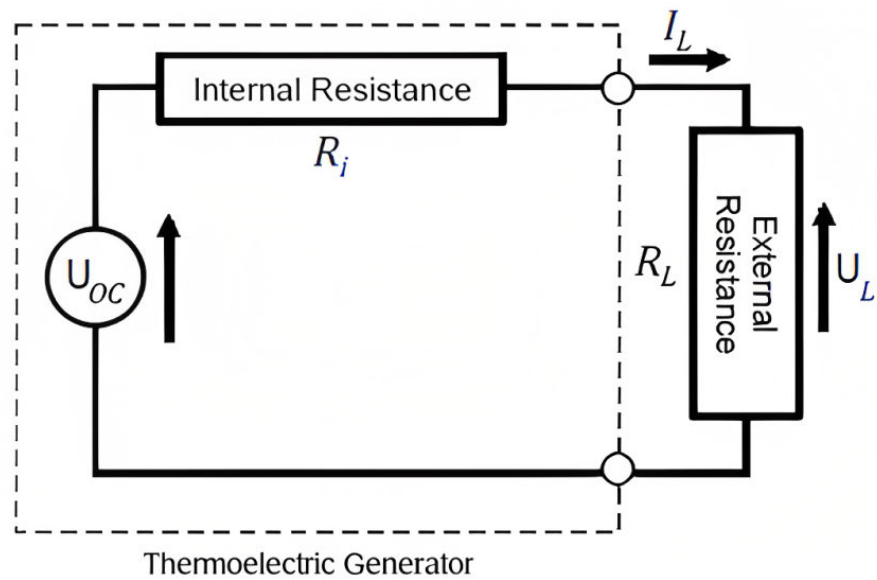


Abbildung 6-9 - Schematische Darstellung des Stromkreises eines TEGs [Lyr17]

Demnach ergibt sich die elektrische Leistung P_{el} des TEGs wie folgt [Lyr17]:

$$P_{el} = U_L \cdot I_L = I_L^2 \cdot R_L \quad (6.14)$$

U_L Lastausgangsspannung

I_L Strom durch Last

R_L Lastwiderstand

Auf diese Weise wird der elektrische Strom in der Last erzeugt:

$$I_L = \frac{U_{oc}}{R_i + R_L} \quad (6.15)$$

U_{oc} Leerlaufspannung

R_i innerer Widerstand

Daraus lässt sich aus den Gleichungen (6.14) und (6.15) schließen:

$$P_{el} = \frac{U_{oc}^2}{(R_i + R_L)^2} \cdot R_L^2 \quad (6.16)$$

Auch hier ist es wichtig, den Innenwiderstand zu erwähnen, der vom Aufbau des Generators abhängt [Lyr17]. Die Software berechnet den Innenwiderstand in verschiedenen Einstellmodi selbst. Er ergibt sich aus Gleichung (6.15) nach Gleichung (6.17).

$$R_i = \left(\frac{U_{oc}}{U_L} - 1 \right) \cdot R_L \quad (6.17)$$

Zweite Simulation

Im vorherigen Schritt wurde die TEG-Simulation im Leerlauf durchgeführt. Um jedoch die Generatorleistung zu messen, muss der TEG mit einem Lastwiderstand simuliert werden. Dazu muss in der Software eine weitere Physik mit dem Problem verknüpft werden. Das bedeutet, dass neben dem elektrischen Strom und dem Wärmeübergang auch die Physik des elektrischen Stromkreises in das Problem aufgenommen wurde, so dass die Spannung im Endgerät unter Berücksichtigung des externen Widerstandes mit dem Stromkreis verbunden werden kann.

Zunächst wurde ein Widerstand $R_L = 200 \Omega$ betrachtet, um die Stromstärke und die elektrische Leistung des Generators über den angegebenen Zeitraum, d.h. 60 Minuten mit Zeitschritt = 1 min, zu überprüfen. Die Ergebnisse dieser Simulation zeigen, dass die Spannung fast über den gesamten Zeitraum bei ca. $U_L = 14,48 V$, der Strom bei ca. $I = 0,072 A$ und die Leistung bei ca. $P_{el} = 1,048 W$ liegt. Diese Ergebnisse können beispielhaft für fünf der Zeitschritte in Tabelle 6-3 und die vollständigen Ergebnisse für alle Zeitschritte in Tabelle A-2 in Anhang A eingesehen werden. Es sei darauf hingewiesen, dass die Software in der Lage ist, Berechnungen mit einer Genauigkeit von bis zu fünfzehn Nachkommastellen durchzuführen. In den Tabellen werden jedoch nur bis zu fünf Stellen angezeigt. Der Hauptzweck der zeitabhängigen Lösung besteht darin, dem Benutzer die Möglichkeit zu geben, die allmählichen Änderungen der Berechnungsergebnisse aufgrund der konstanten Zeitschritte zu beobachten.

Tabelle 6-3 - Ergebnisse einiger Zeitschritte der TEG-Simulation mit $R_L = 200 \Omega$

Zeitschritt [Min]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]
1	14,47755	0,07238	1,04799
5	14,47693	0,07238	1,04790
10	14,47802	0,07239	1,04806
30	14,47857	0,07239	1,04814
60	14,47837	0,07239	1,04811

Der Widerstandswert $R_L = 200 \Omega$ wurde von der Firma Micropelt inspiriert, wo die Daten des TEG-Modells TGP-651 unter Berücksichtigung eines externen Widerstandswertes zwischen 170Ω und 240Ω dargestellt wurden [Mic23]. Bei den Generatoren der Firma TECTEG MFR wird z.B. für das Modell TEG1-12611-6.0 ein wesentlich geringerer Widerstandswert von $R_L = 1,2 \Omega$ berücksichtigt [Tte23]. Es ist zu beachten, dass in der Modellbroschüre für diesen Widerstand der Begriff „Matched-Load“ verwendet wird. Eine Matched-Load bedeutet, dass der Lastwiderstand dem Innenwiderstand der Quelle entspricht oder an diesen angepasst ist. Durch die Verwendung einer Matched-Load kann die maximale Leistung vom TEG zur Last übertragen werden, da die Impedanzanpassung eine effiziente Leistungsübertragung sicherstellt. Das heißt, bei einer "Matched-Load" von $R_L = 1,2 \Omega$ würde das TEG1-12611-6.0 die maximale Leistung abgeben.

Dritte Simulation

Wie bereits erwähnt, wurde zu Beginn der Simulation des TEGs die zeitabhängige Lösung verwendet, um die Genauigkeit der Ergebnisse zu überprüfen. In diesem Schritt wurde die vorangegangene Simulation in einer zeitunabhängigen Variante wiederholt, um die Konsistenz der Ergebnisse zu überprüfen. Die Ergebnisse dieses Simulationsschrittes mit der stationären Lösung entsprechen nahezu den Ergebnissen des vorherigen Schrittes. Eine detaillierte Darstellung dieser Ergebnisse findet sich in Tabelle 6-4. Aufgrund der Ergebnisse dieser drei Simulationen kann festgestellt werden, dass die Lösung des Problems im stationären Zustand logisch und nachvollziehbar ist. Daher wurden die Simulationen ab diesem Zeitpunkt im stationären Modus durchgeführt.

Tabelle 6-4 - Ergebnis der TEG-Simulation mit $R_L = 200 \Omega$ durch stationäre Berechnung

U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
14,47729	0,072386	1,04796	3,07663

Vierte Simulation

Basierend auf den genannten Informationen wurde eine weitere Simulationslösung durchgeführt, um den simulierten Generator dieser Arbeit mit verschiedenen Widerständen zu lösen und die Ergebnisse mit verschiedenen parametrischen Sweep-Lastwiderständen zwischen $1\ \Omega$ und $200\ \Omega$ zu überprüfen. Basierend auf den Ergebnissen der vorherigen Simulationen und unter Berücksichtigung des Innenwiderstandes wurden für diesen Teil des Simulators Widerstände im Bereich zwischen $1\ \Omega$ und $5\ \Omega$ in kleineren Abständen betrachtet. Es ist anzumerken, dass die Wahl des Widerstandsintervalls für diese Art der Problemlösung nicht auf einem regelmäßigen Intervall beruhte und ursprünglich empirisch gewählt wurde. Das bedeutet, dass experimentell, um die Matched-Load in den erforderlichen Bereichen des Diagramms zu erhalten, diese Bereiche mit viel kleineren Widerstandsintervallen gewählt wurden.

Gemäß dem Ohm'schen Gesetz ändern sich die Ausgangsspannung des Generators und der Strom im Stromkreis mit der Änderung des externen Widerstands. Abbildung 6-10 stellt die Gültigkeit der Lösungen des Problems grafisch dar. Die auf den Linien des Diagramms markierten Punkte stellen die in der Simulation verwendeten Widerstandswerte dar, um die Lesbarkeit zu verbessern. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Lösungsdichte im Bereich der externen Widerstände $1\ \Omega$ und $5\ \Omega$ am höchsten ist. Zur besseren Lesbarkeit ist dieses Diagramm in Abbildung 6-11 im Bereich der Lastwiderstände $1\ \Omega$ und $5\ \Omega$ dargestellt. Alle Daten sind auch in einer vollständigen Tabelle A-4 in Anhang A enthalten.

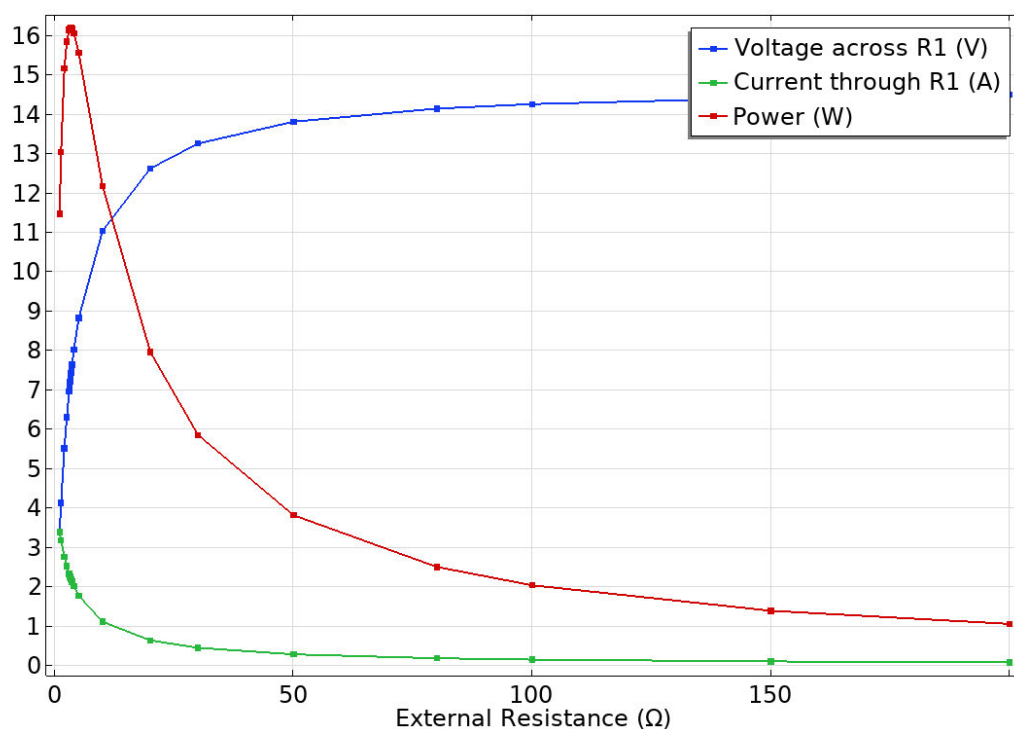


Abbildung 6-10 – U_L , I und P_{el} der simulierten TEG mit Widerständen $1\ \Omega - 200\ \Omega$

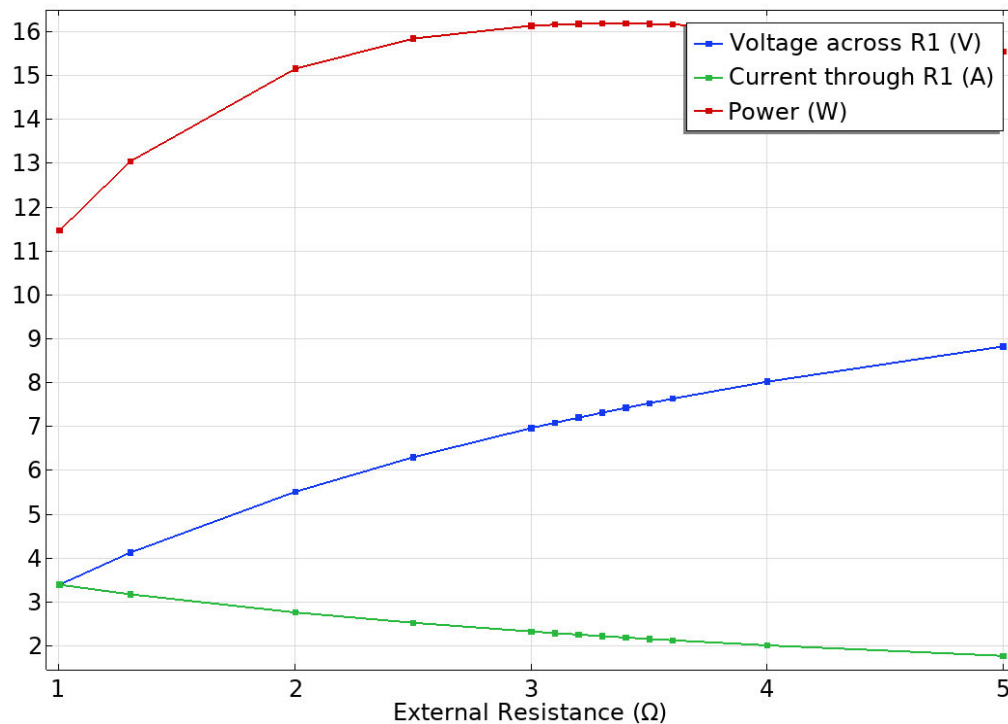


Abbildung 6-11 - U_L , I und P_{el} der simulierten TEG mit Widerständen $1 \Omega - 5 \Omega$

Die Ergebnisse dieses Tests können z.B. mit dem kommerziellen Modell TEG1-12611-6.0 der Firma TECTEG MFR verglichen werden. Es wurde festgestellt, dass die Ausgangsspannung und der Ausgangsstrom den in dieser Arbeit simulierten Werten sehr nahe kommen. Obwohl in der praktischen Produktionsphase weitere Tests und detailliertere Faktoren, wie z.B. der Materialtyp und verschiedene Größen, berücksichtigt werden müssen, bestätigt die Nähe der Simulationsergebnisse zu diesem Beispiel die Genauigkeit der in dieser Simulation verwendeten Parameter. In der Broschüre TEG1-12611-6.0 der Firma TECTEG MFR wird unter Berücksichtigung eines Lastwiderstandswertes von $1,2 \Omega$ eine Ausgangsspannung von $4,2 V$, ein Strom von $3,4 A$ und eine Leistung von $14,6 W$ angegeben. Im Simulationsbeispiel dieser Arbeit wurde bei einem etwa ähnlichen Widerstand von $R_L = 1,3 \Omega$ eine Spannung von $U_L = 4,12 V$, ein Strom von $I = 3,17 A$ und eine Leistung von $P_{el} = 13,03 W$ erzielt.

Beim Betrachten des Diagramms wird deutlich, dass der Generator seinen maximalen Wirkungsgrad erreicht, wenn der externe Widerstand im Stromkreis des Generatorsatzes $R_L = 3,3 \Omega$ beträgt. In diesem Fall kann der Generator eine Leistung von etwa $P_{el,Max} = 16,17 W$ bei $U_L = 7,3 V$ und $I = 2,21 A$ erzeugen. Mit dieser Darstellung kann man sagen, dass $R_L = 3,3 \Omega$ im Simulationstest als „Matched-Load“ dieses Generators betrachtet werden kann. Wobei der Innenwiderstand $R_i = 3,34 \Omega$ fast dem Lastwiderstand entspricht. Tabelle A-4 in Anhang A zeigt alle Daten dieser Simulation, einschließlich der Innenwiderstände.

Fünfte Simulation

Nach Überprüfung der Ergebnisse und Simulationen wurde beschlossen, einen anderen Typ von thermoelektrischen Generatoren zu modellieren und zu testen, um die Leistung möglicherweise zu verbessern. Wie bereits in der ersten Simulationsphase erwähnt, wurden 128 thermoelektrische Blöcke in Reihe geschaltet. Diese Reihenschaltung wurde bis zum Ende der Simulationsstufe 4 beibehalten. Für diesen Schritt wurde jedoch beschlossen, diese Anzahl in zwei Teile zu je 64 zu unterteilen und sowohl in Reihe als auch parallel zu schalten. Abbildung 6-12 zeigt den schematischen Aufbau dieser Schaltung.

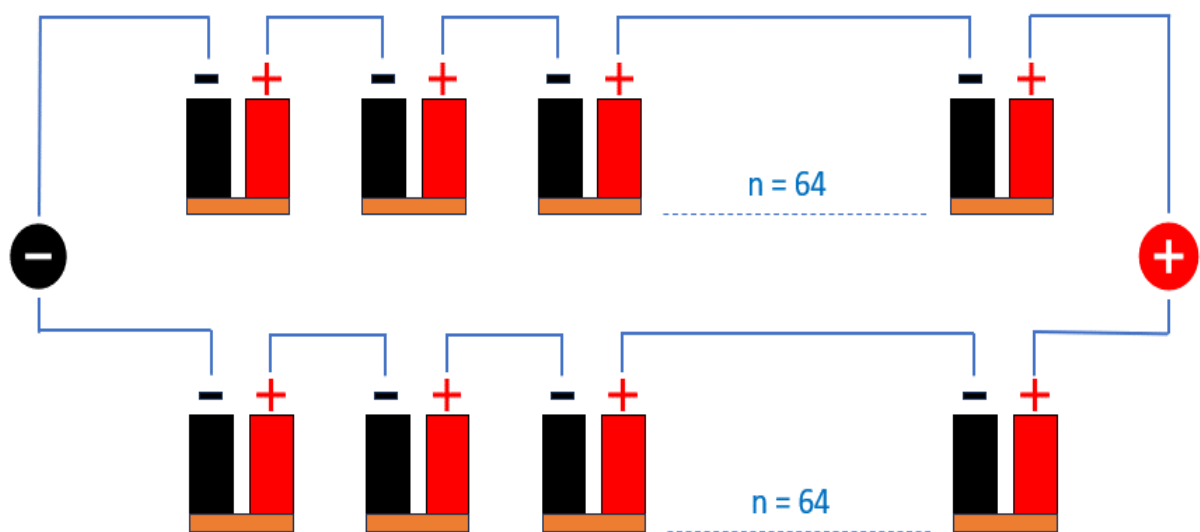


Abbildung 6-12 - Darstellung der Reihenschaltung (zweiteilig) von thermoelektrischen Blöcken in einem TEG

Theoretisch sollte dies zu einer Halbierung der Spannung und einer Erhöhung des Stroms führen. Der TEG wurde im Leerlauf simuliert, um die Leerlaufspannung zu bestimmen, die für die Berechnung des Innenwiderstands erforderlich ist. Das Ergebnis, das die Leerlaufspannung in einem Volumendiagramm zeigt, ist in Abbildung 6-13 dargestellt.

Anschließend wurde die Simulation mit den gleichen externen Widerständen wie in den vorherigen Simulationen durchgeführt und die Ergebnisse sind in Abbildung 6-14 in einem globalen Diagramm dargestellt.

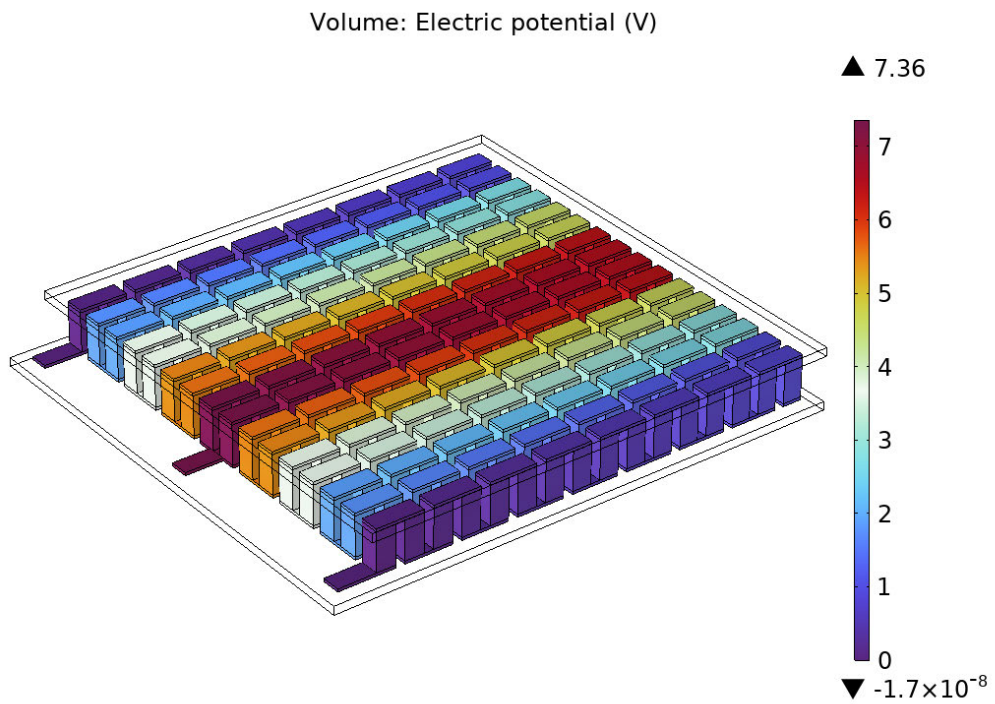


Abbildung 6-13 - Spannung in einem Leerlauf-TEG mit Reihen-/Parallelschaltung (zweiteilig)

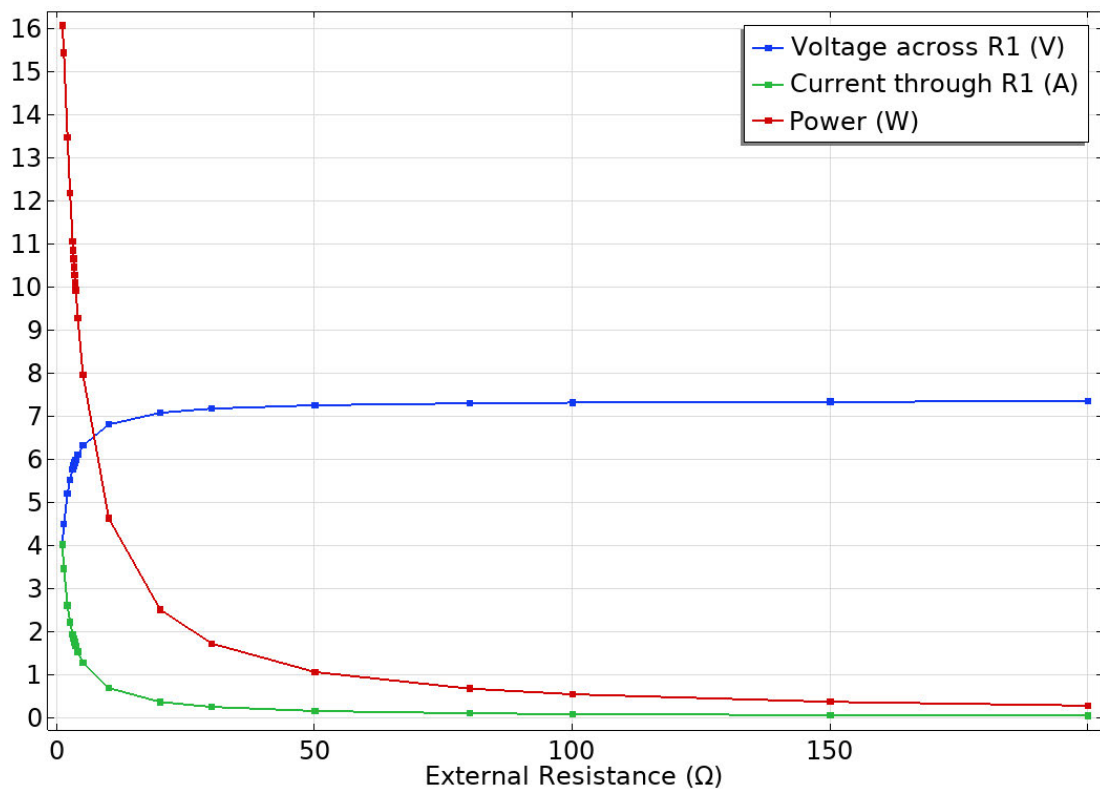


Abbildung 6-14 - U_L , I und P_{el} der simulierten in Reihe / parallel (zweiteilig) geschalteten TEG mit Widerständen $1 \Omega - 200 \Omega$

Wie in Abbildung 6-14 zu sehen ist, sollte man sich auf Widerstände unter 1Ω konzentrieren, um den optimalen Arbeitspunkt für diesen Generatortyp bzw. die „Matched-Load“ zu erreichen. Daher wurde eine zusätzliche Simulation für Widerstände $R_L = 0,1 \Omega - 1,3 \Omega$ durchgeführt, deren Ergebnis in Abbildung 6-15 dargestellt ist. Alle Daten dieser Simulation sind in Tabelle A-5 im Anhang aufgeführt.

Aus diesem Test geht hervor, dass die optimale Matched-Load für diesen Generator $R_L = 0,8 \Omega$ beträgt, was einem gesamten Innenwiderstand von $R_i = 0,84 \Omega$ entspricht und die Leistung auf $P_{el,Max} = 16,16 \text{ W}$ mit $U_L = 3,6 \text{ V}$ und $I = 4,5 \text{ A}$ erhöht.

Ein wichtiger Punkt dabei ist, dass entgegen den Erwartungen, obwohl die Spannung halbiert wurde, der Strom nicht das erwartete Niveau bei gleichem Widerstand aus der letzten Simulation erreichte. Stattdessen wurde nur mit der Matched-Load eine Annäherung an eine Verdoppelung des Stromflusses erreicht. Dies wurde durch eine weitere Verringerung des Lastwiderstands ermöglicht.

Beispielsweise beträgt der Stromfluss an der Matched-Load dieses Generators $I = 4,5 \text{ A}$, während er an der Matched-Load des vollständig in Reihe geschalteten Generators $I = 2,21 \text{ A}$ beträgt. Es ist jedoch wichtig zu beachten, dass der Widerstandspunkt an der Matched-Load erheblich gesunken ist. Dies bestätigt, dass der Innenwiderstand eine entscheidende Rolle spielt und den erwarteten starken Anstieg des Stroms verhindert.

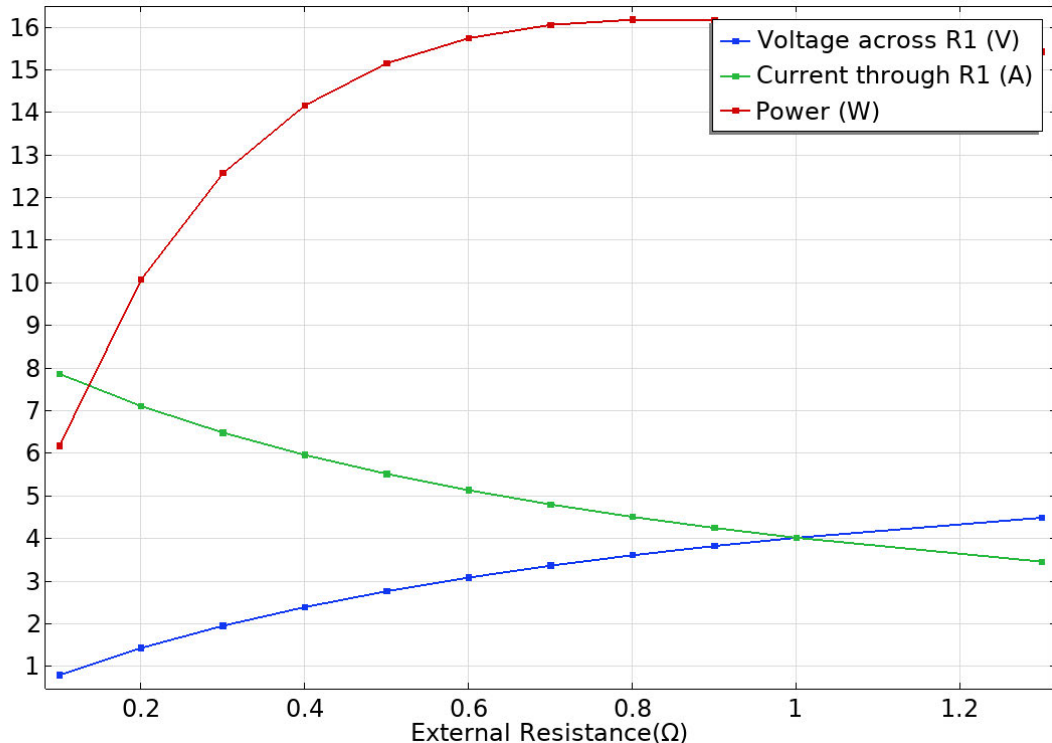


Abbildung 6-15 – U_L , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG mit Widerständen $0,1 \Omega - 1,3 \Omega$

Sechste Simulation

In der letzten Simulation wurde das Konzept der Aufteilung der thermoelektrischen Blöcke in vier Teile zu je 32 Blöcken in Reihen- und Parallelschaltung untersucht. Abbildung 6-16 zeigt diese Schaltungen.

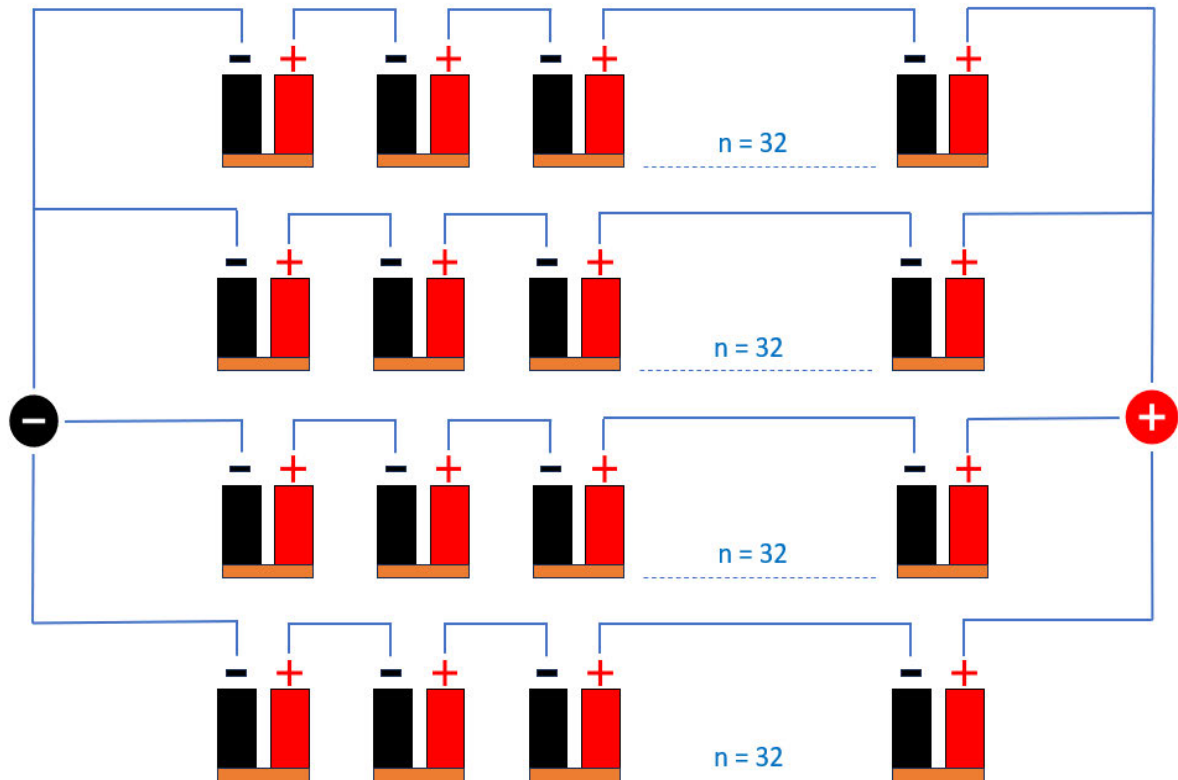


Abbildung 6-16 - Darstellung der Reihen-/Parallelschaltung (vierteilig) von thermoelektrischen Blöcken in einem TEG

Dabei wurden die Lastwiderstandswerte $R_L = 0,05 \Omega - 200 \Omega$ berücksichtigt. Die Ergebnisse dieser Simulation sind in Tabelle A-6 im Anhang A dargestellt. In Tabelle 6-5 sind nur die Ergebnisse für den Matched-Load-Punkt dargestellt.

Tabelle 6-5 – Ergebnis für den Matched-Load-Punkt der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (vierteilig) mit variablem R_L durch stationäre Berechnung

U_{oc} [V]	R_L [Ω]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
3,68	0,21	1,84	8,77	16,17	0,21

In den sechs Simulationsphasen wurde eine schrittweise Entwicklung von der Idee bis zum experimentellen Design und der Ableitung von Schlussfolgerungen durchgeführt. Jede Simulationsphase beinhaltete die Analyse der erhaltenen Informationen und die Suche nach Leistungsverbesserungen sowie die Anpassung der Struktur und anderer Parameter, um den optimalen Leistungspunkt des Generators zu ermitteln.

Basierend auf den gewonnenen Erkenntnissen und unter Berücksichtigung aller Parameter ergab die vierte Simulation einen Matched Load Punkt mit einem Lastwiderstand von $R_L = 3,3 \Omega$, der die beste Leistung erbringt. Daher kann dieser Generator für das vorgeschlagene Modell ausgewählt werden. Obwohl die Generatoren, bei denen die Blöcke in Reihe und parallel geschaltet waren, ähnliche Leistungen aufwiesen, ist der ausgewählte Generator aufgrund des höheren Lastwiderstands am Matched Load-Punkt besser geeignet.

Zum Abschluss dieses Kapitels werden die sechs Simulationsschritte in **Tabelle 6-6 zusammengefasst**, um einen guten Überblick über die Ergebnisse zu geben. Der ausgewählte Generator ist in dieser Tabelle gelb markiert. Durch die Betrachtung aller Informationen in der Tabelle wird deutlich, warum dieser Generator für das vorgeschlagene Modell ausgewählt wurde.

Im folgenden Kapitel wird die Nutzenanalyse dieser TEG genauer untersucht. Es wird ein allgemeiner Überblick über das vorgeschlagene Modell gegeben und die elektrische Gesamtleistung dieses Modells untersucht. Außerdem wird die Frage der Nützlichkeit und insbesondere der Anwendbarkeit in Flugzeugen diskutiert.

Tabelle 6-6 - Zusammenfassung der sechs Simulationsschritte

Simulation-Schritt	U_{oc} [V]	R_L [Ω]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
Simulation 1: Leerlauf-TEG mit zeitabhängiger Lösung in 60 Minuten	14,7	-	-	-	-	-
Simulation 2: TEG mit externem Widerstand 200 Ω mit zeitabhängiger Lösung in 60 Minuten	14,7	200	14,48	0,072	1,048	3,066
Simulation 3: TEG mit externem Widerstand 200 Ω mit stationärer Lösung	14,7	200	14,48	0,072	1,048	3,076
Simulation 4: TEG mit variablen Widerständen 1 Ω – 200 Ω mit Stationäre Lösung	14,7	1 - 200	3,38 - 14,48	0,072 - 3,38	1,048 - 16,17	3,08 - 3,34
Simulation 4: Matched-Load-punkt	14,7	3,3	7,3	2,210	16,17	3,34
Simulation 5: Reihen-/ Parallel - TEG (Zweiteilig) im Leerlaufmodus und auch mit variablen Widerständen 1 Ω – 200 Ω mit Stationäre Lösung	7,36	0,1 - 200	0,79 - 7,33	0,037 - 7,85	0,26 - 16,16	0,83 - 0,84
Simulation 5: Matched-Load-punkt	7,36	0,8	3,6	4,500	16,16	0,84
Simulation 6: Reihen-/ Parallel - TEG (vierteilig) im Leerlaufmodus und auch mit variablen Widerständen 1 Ω – 200 Ω mit Stationäre Lösung	3,68	0,05 - 200	0,71 - 3,68	0,018 - 14,19	0,067 - 16,17	0,20 - 0,21
Simulation 6: Matched-Load-punkt	3,68	0,21	1,84	8,770	16,17	0,21

7. Nutzenanalyse des vorgeschlagenen Modells

In diesem Kapitel wird die Verwendung des vorgeschlagenen Modells auf der Grundlage der gesammelten Informationen und ihrer Übereinstimmung mit dem Modell analysiert. Zunächst wird die Anzahl der ausgewählten Generatorsätze aus dem vorhergehenden Kapitel wiederholt, basierend auf der Größe des vorgeschlagenen Moduls und des ausgewählten Generators. Insgesamt wurden 30 Generatoren ausgewählt. Abbildung 7-1 zeigt die Basis dieser 30 Generatoren.

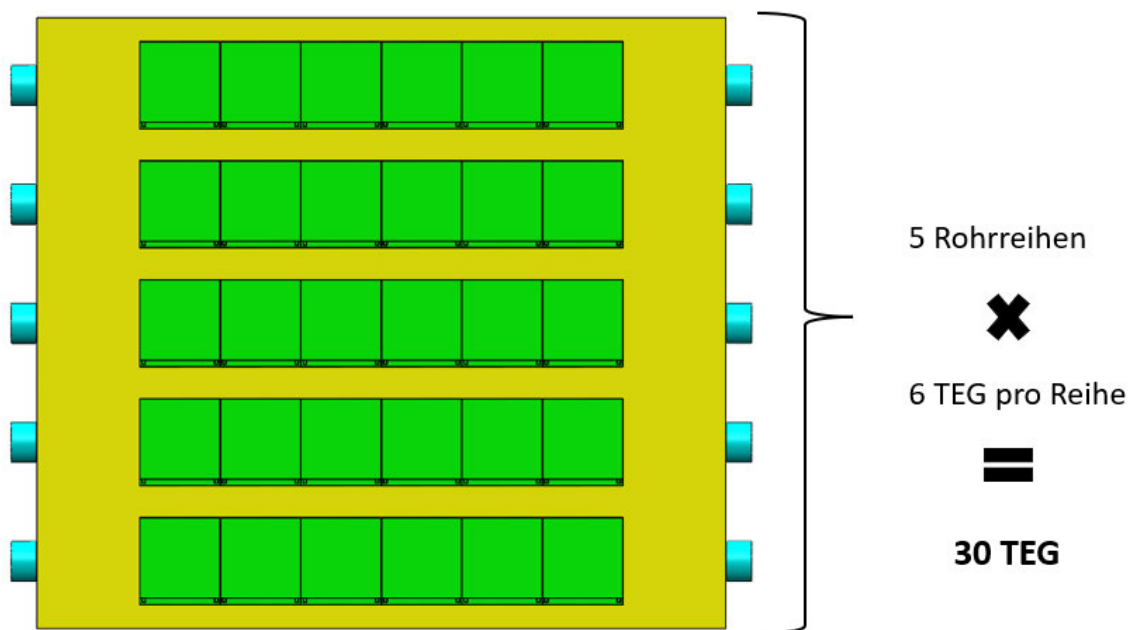


Abbildung 7-1 - 30 TEG (grüne Farbe) an den Kaltluftströmungsrohren des vorgeschlagenen Modells

Die Art der Verschaltung dieser 30 Generatoren, ob in Reihe, parallel oder eine Kombination von beiden, ist ein weiterer wichtiger Punkt, der von der allgemeinen Schaltung der Verbraucher abhängt. Dieses Thema erfordert weitere Forschung auf diesem speziellen Gebiet. Unter idealen Bedingungen und basierend auf simulierten Experimenten wird angenommen, dass diese 30 Generatoren eine Gesamtleistung von $P_{el} = 30 \times 16,17 \text{ W} = 485,1 \text{ W}$ liefern können. Es ist jedoch wichtig zu beachten, dass diese Berechnungen und Zahlen idealisiert sind und in der Praxis aufgrund anderer relevanter Faktoren, wie z. B. Stoßfestigkeit, Unterschiede auftreten können. Daher ist es wichtig, bei der Gesamtauslegung des Modells wichtige Aspekte zu berücksichtigen, um den endgültigen Zahlen so nahe wie möglich zu kommen. In dieser Arbeit wird jedoch von einer Gesamtleistung von $P_{el} = 485 \text{ W}$ ausgegangen.

Bevor man sich der Frage zuwendet, wie diese erzeugte Energie genutzt werden kann, ist es wichtig zu wissen, wo diese Generatoren im Energieerzeugungs- und -Verteilungssystem des Flugzeugs platziert werden können. In Passagierflugzeugen werden sowohl Gleichstrom- (DC) als auch Wechselstromnetze (AC) verwendet. Verschiedene Arten von Generatoren mit unterschiedlicher Leistung und Spannung, je nach Flugzeugtyp und Generator, erzeugen AC-Strom. Zusätzlich zum AC-BUS wird dieser AC-Strom in der Regel über die Transformer Rectifier Unit (TRU) in DC-Strom umgewandelt und lädt bei Bedarf die Batterien. Bei Bedarf und in Notfällen, z.B. wenn die Generatoren nicht arbeiten können, wird natürlich auch der umgekehrte Weg beschritten, d.h. der Strom vom DC-BUS wird mittels eines statischen Inverters in AC-Strom umgewandelt [Air17]. Um das gesamte Stromverteilungssystem in einem Passagierflugzeug besser zu verstehen, kann Abbildung 7-2 betrachtet werden, die das Stromverteilungssystem des Airbus A320 zeigt.

Die wichtige Frage ist nun, wo das vorgeschlagene Modell in diesem Energieerzeugungs- und -Verteilungssystem platziert werden kann. Wie bereits erwähnt, kann das vorgeschlagene Modell neben den beiden Klimageräten installiert und an das Stromnetz angeschlossen werden. Es ist klar, dass das vorgeschlagene Modell eine Rolle im Gleichstromnetz spielen kann, da TEGs DC-Strom erzeugen.

Die meisten Passagierflugzeuge verfügen neben der 28 V-Gleichstromversorgung auch über eine Wechselstromversorgung. Zum Beispiel der A320, der über ein Dreiphasen-Wechselstromnetz mit 115 V – 400 Hz verfügt [Air17].

Daher können die TEG-Kits in dem vorgeschlagenen Modell in Reihe und parallel geschaltet werden, um diese Spannungen anzupassen. Offensichtlich benötigt das Modell auch eine Power Control Unit (PCU). Zusammenfassend kann gesagt werden, dass zwei Einheiten des vorgeschlagenen Modells aus beiden Packs im Gleichstromnetz verwendet werden können.

Die grundlegendere Frage ist jedoch, was mit dieser Ausgangsleistung von $P_{el} = 485 W$ erreicht werden kann. Um ein besseres Verständnis für diese Leistung zu bekommen, kann es hilfreich sein zu wissen, dass die Hauptgeneratoren des A320 jeweils 90 kVA haben und die RAT im Notfall etwa 5 kVA liefern kann [Air17]. Der Stromverbrauch für Verbraucher in der Kabine wird üblicherweise mit 100 W pro Business-Sitz oder etwa 20 W pro Leselampe angenommen [God19]. Insgesamt kann festgestellt werden, dass die Stromerzeugungsleistung des vorgeschlagenen Modells im Vergleich zum heutigen Maßstab des Flugzeugbaus nicht hoch und zufriedenstellend ist. Es ist jedoch wichtig, das Thema aus verschiedenen Blickwinkeln zu betrachten, bevor endgültige Schlussfolgerungen gezogen werden.

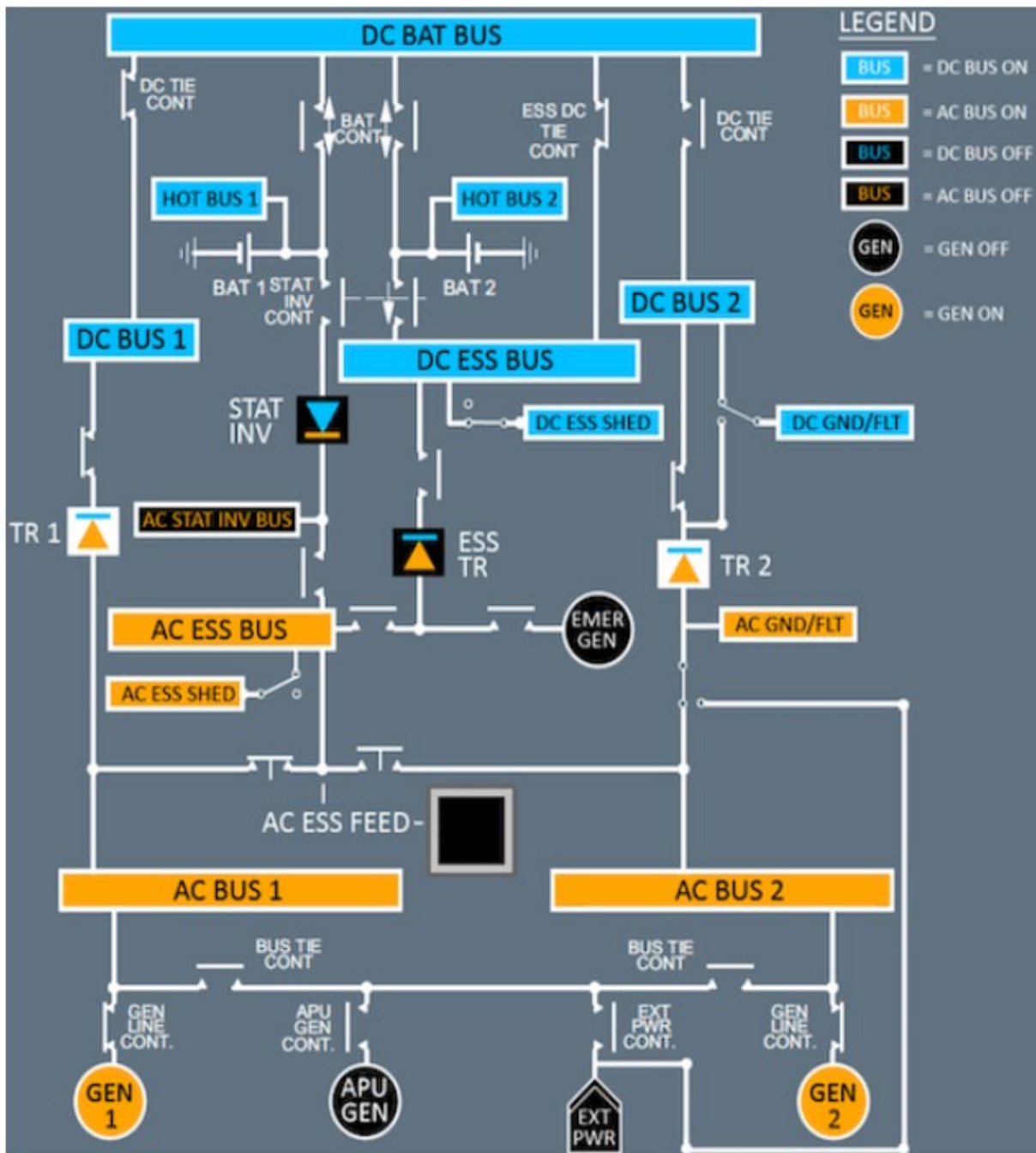


Abbildung 7-2 - Stromverteilungssystem des Flugzeugs Airbus A320 [Pia23]

Angesichts der elektrischen Leistung des Generators im vorgeschlagenen Modell und anderer Faktoren stellt sich die Frage, ob es wirtschaftlich sinnvoll ist, Kosten für dieses Modul aufzuwenden. Dabei sind einige Aspekte zu berücksichtigen.

Ein wichtiger Aspekt ist die Schätzung der finanziellen Kosten des vorgeschlagenen Moduls. Da dieser Test auf Simulationen basiert, ist es schwierig, die genauen Kosten zu bestimmen. Die Parameter wurden zunächst auf der Grundlage von Annahmen festgelegt, und in den nächsten Phasen werden wahrscheinlich weitere Anpassungen erforderlich sein. Beispielsweise ist die Materialwahl ein entscheidender Faktor, der in allen Phasen berücksichtigt werden muss. Zum Beispiel kann das Material der Rohre, wie Aluminium, Kupfer oder Titan,

einen Unterschied bei den Baukosten ausmachen. Das Isoliermaterial des Gehäuses muss den Standards und speziellen Anforderungen der Luftfahrtindustrie entsprechen und wird ebenfalls einen erheblichen Teil der Modulkosten ausmachen. Eine genauere Kostenschätzung kann vorgenommen werden, wenn nach mehreren Simulationsschritten, möglicherweise in praktischen Tests, eine Reihe von Materialien für den Einsatz gesichert ist.



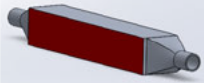
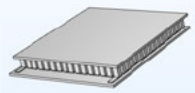
Über die Kosten der TEG-Kits kann man jedoch sicherer sprechen, da sie auf dem Markt erhältlich sind. Wie bereits erwähnt, wurden einige Parameter der Generatoren von kommerziell erhältlichen Beispielen inspiriert. Als Beispiel kann der TEG1-12611-6.0 der Firma TEC-TEG MFR betrachtet werden, der ähnliche Ergebnisse wie die Simulationsergebnisse dieser Arbeit liefert und im vorherigen Abschnitt erwähnt wurde. Auf der Website der Firma wird der Preis für einen dieser Generatoren mit 56 *USD* angegeben [Tec23]. Dies deutet darauf hin, dass die Kosten für die Kits im vorgeschlagenen Modell auf mindestens 1680 *USD* geschätzt werden können. Angesichts der relativen Einfachheit des vorgeschlagenen Modells und der Tatsache, dass die TEG-Kits das Herzstück des Moduls bilden, deutet diese Zahl darauf hin, dass die Kosten im Vergleich zu Flugzeugherstellungssystemen nicht allzu hoch sein werden und möglicherweise einen angemessenen Preis haben werden.

Das Gewicht spielt in der Luft- und Raumfahrtindustrie eine sehr wichtige Rolle, und Forscher und Fachleute haben immer nach Möglichkeiten gesucht, das Gewicht von Flugzeugen auf verschiedene Weise zu reduzieren. Obwohl es schwierig ist, eine genaue Schätzung zu geben, da der Test nicht in der Praxis durchgeführt wurde, kann die Computersoftware, die den Modellierungs- und Simulationsprozess durchführt, eine bessere Schätzung des Gewichts liefern, indem sie das Volumen des Modells und die Dichte der für das Modell vorgeschlagenen Materialien berücksichtigt. Tabelle 7-1 zeigt das Gewicht jeder Komponente des vorgeschlagenen Modells sowie das Gesamtgewicht. Diese Informationen geben eine bessere Vorstellung davon, wie das vorgeschlagene Modell im Vergleich zu anderen Flugzeugkomponenten gewichtsmäßig abschneidet.

Zu Tabelle 7-1 ist anzumerken, dass die ausgewählten Materialien auf den Faktoren des hypothetischen Simulationsszenarios basieren. Es ist auch zu beachten, dass die Zahlen in dieser Tabelle und damit das Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells auf den in dieser Arbeit behandelten Elementen basieren. Das bedeutet, dass andere Elemente, wie z. B. die Montage- und Halteverbindungen für das Modul, die elektrische Schaltung und die PCU, in dieser Tabelle nicht enthalten sind. Diese zusätzlichen Komponenten beeinflussen das Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells.

Darüber hinaus ist zu beachten, dass bei der Berechnung des Gewichtes durch die Software die Dichte des jeweiligen Materials den wissenschaftlichen Quellen [Roh98, Soo11] entspricht und in Tabelle 7-1 angegeben ist.

Tabelle 7-1 - Gewicht der Komponenten bzw. Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells

Komponente	Material der Komponente	Dichte $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$	Ge- wicht $[kg]$	Anzahl der Kompo- nente $[Stück]$	Gesamtgewicht der Komponente $[kg]$
Isolier-Gehäuse 	E-Glasfaser	2560	8,862	2	17,724
Platte auf Iso- lier-Gehäuse 	E-Glasfaser	2560	0,418	2	0,836
Rohr 	Aluminium	2700	0,657	10	6,570
	Kupfer	8900	2,167	10	21,670
	Titan	4600	1,120	10	11,200
TEG 	Siehe Tabelle 6-2 (S.74)		0,122	30	3,660
Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells unter Berücksichtigung des Aluminiumrohrs					28,790 kg

Unter Berücksichtigung des ungefähren Gewichts des vorgeschlagenen Moduls von ca. 29 kg für eine Leistung von 485 W kann eine bessere Analyse durch einen Vergleich mit dem Gewicht herkömmlicher Generatoren in Flugzeugen durchgeführt werden. In Flugzeugen können Generatoren verschiedener Modelle und Größen verwendet werden, je nach Typ und Modell des Flugzeugmotors. Zum Beispiel wiegt ein 90 kVA Generator vom Typ IDG (Integrated Drive Generator) in einigen Flugzeugen etwa 63 kg [Bur77]. Ein weiterer wichtiger Vergleichsfaktor kann der Flugtreibstoff sein, der den Motor und damit den Generator antreibt. Nach Berechnungen in [Kra22] kann in einem Airbus A350 der gesamte Stromverbrauch von sieben Bordküchen in der Kabine während neun Flugstunden (126 kWh) mit ca.

35 kg Jet-A-Treibstoff gedeckt werden.

Der Vergleich dieser Zahlen, d.h. die Umwandlung der elektrischen Energie des vorgeschlagenen Moduls und das Gewicht eines 90 kVA Generators, zeigt deutlich, dass diese Methode der Energieerzeugung in Bezug auf die Effizienz weit von den herkömmlichen Methoden entfernt ist. Es ist wichtig, diese Faktoren zu berücksichtigen, wenn man über den Einsatz und die Integration des vorgeschlagenen Moduls in der Luftfahrtindustrie nachdenkt, da es viele Eigenschaften gibt, die sorgfältig gegeneinander abgewogen werden müssen. (Leistungsdichte vom Vorgeschlagenen Modell = $16,04 \frac{W}{kg}$ gegen Leistungsdichte von einem 90 kVA -Generator = $1,43 \frac{kVA}{kg}$).

Die Isolierbox kann einen erheblichen Anteil am Gesamtgewicht des vorgeschlagenen Modells ausmachen. Eine Optimierung der Modellgeometrie und die Verwendung leichterer, aber leistungsfähigerer Materialien könnten dazu beitragen, dieses Gewicht zu reduzieren. Die Simulationsergebnisse in Abschnitt 6.1 zeigen, dass die Isolierbox möglicherweise keine entscheidende Rolle für die Effizienz des Modells spielt und durch alternative Lösungen ersetzt werden könnte.

Bei der Diskussion des Gewichts und dem Vergleich der Leistung des vorgeschlagenen Modells mit AC-Generatoren ist es jedoch wichtig, den Maßstab des DC-Netzes des vorgeschlagenen Modells zu berücksichtigen. Ein solcher Vergleich sollte mit den Ressourcen dieses Netzes und nicht mit AC-Generatoren durchgeführt werden. Ein Vergleich mit Batterien zeigt, dass es unter bestimmten Bedingungen keinen signifikanten Unterschied gibt. Beispielsweise werden in der Airbus A320-Familie die Nickel-Cadmium-Batterien NCSP-B-23060-LM mit einer Spannung von 24 V und einer Kapazität von 23 Ah bei einem Gewicht von ca. 25,5 kg verwendet [Emt14]. Diese Zahl zeigt, dass das vorgeschlagene Modell in Bezug auf die Batteriebedingungen ähnlich ist und problemlos mit Gleichstrombatterien konkurrieren kann. Ein wesentlicher Unterschied besteht jedoch darin, dass die Batteriekapazität begrenzt ist, während das vorgeschlagene Modell während des Fluges kontinuierlich betrieben werden kann. Ein weiterer wichtiger Aspekt ist die begrenzte Lebensdauer von Batterien im Vergleich zu TEGs, die unter den richtigen Bedingungen eine sehr viel längere Lebensdauer haben können [Dir00]. Dies führt zu geringeren Betriebskosten und erhöht die Attraktivität für Fluggesellschaften.

Es ist zu beachten, dass die Batterien für Notfälle und den Ausfall der Hauptgeneratoren ausgelegt sind, um die erforderlichen Systeme mit Strom zu versorgen. Wenn der Ausfall der Generatoren auf den Ausfall des Triebwerks selbst zurückzuführen ist, ist auch das vorgeschlagene Modell betroffen, da es von der Triebwerksluft abhängig ist. Wenn jedoch der Ausfall der Generatoren auf andere Ursachen zurückzuführen ist und das Triebwerk weiterläuft, kann das vorgeschlagene Modell weiterhin effektiv arbeiten und im Gegensatz zu einer Batterie kontinuierlich die notwendige Energie für die erforderlichen Systeme liefern. Dies macht das Konzept des vorgeschlagenen Modells für die Zukunft attraktiver und könnte so-

gar die Chancen für eine ETOPS-Zertifizierung (Extended-range Twin-engine Operations Performance Standards) erhöhen.

ETOPS ist ein von ICAO, FAA und EASA festgelegter Zulassungsstandard, der es zweimotorigen Flugzeugen erlaubt, Strecken zu fliegen, die mehr als 60 Flugminuten von einem geeigneten Ausweichflughafen entfernt sind [Eas21]. Die Zertifizierung wird in Minuten ausgedrückt, die das Flugzeug mit nur einem funktionierenden Triebwerk fliegen kann. Beispielsweise kann ein Flugzeug mit einer ETOPS-180-Zertifizierung bis zu 180 Minuten oder drei Stunden von einem Ausweichflughafen entfernt fliegen. Dies ist besonders wichtig bei Langstreckenflügen über Ozeane oder in abgelegenen Gebieten, in denen es nur wenige geeignete Ausweichflughäfen gibt. Vor der Einführung von ETOPS mussten Flugzeuge immer in Reichweite eines Ausweichflughafens bleiben, was die Routenwahl stark einschränkte und häufig längere und damit kostenintensivere Flugrouten erforderlich machte. Um eine ETOPS-Zulassung zu erhalten, müssen viele Aspekte des Flugzeugs, einschließlich seiner Systeme und Prozesse, höchste Zuverlässigkeitsstandards erfüllen. Insbesondere müssen die elektrischen Systeme eines Flugzeugs in der Lage sein, den sicheren Betrieb des Flugzeugs während der gesamten ETOPS-Dauer zu gewährleisten. Dies kann bedeuten, dass redundante Systeme, Notstromsysteme, Batterien und Generatoren so ausgelegt und gewartet werden müssen, dass sie auch unter den anspruchsvollsten Bedingungen eines ETOPS-Betriebs funktionieren. Dies zeigt, wie wichtig das vorgeschlagene Modell in dieser Hinsicht sein kann.

Es ist besser, hier andere Themen zu diskutieren. Die Analyse der Ergebnisse dieses vorgeschlagenen Modells im Vergleich zu einer anderen Methode der Energieerzeugung, wie z.B. Solarzellen, ist sehr wichtig. Es ist wichtig zu verstehen, dass der Vergleich nicht nur auf der Leistungsdichte basieren sollte, sondern dass auch andere wichtige Eigenschaften berücksichtigt werden müssen. Obwohl Solarzellen eine höhere Leistungsdichte aufweisen können, ist es wichtig zu erkennen, dass sie nicht unter allen Bedingungen optimal arbeiten. Solarzellen sind stark vom Sonnenlicht abhängig und können an bewölkten Tagen oder in der Nacht keine Energie erzeugen. Im Gegensatz dazu kann das vorgeschlagene Modell in einem stabilen Zustand betrieben werden. Dies ist ein wichtiger Vorteil, insbesondere in der Luftfahrtindustrie, wo die Zuverlässigkeit und Kontinuität der Energieversorgung von entscheidender Bedeutung ist. Es ist auch wichtig anzumerken, dass die Experimente und Simulationen in dieser Arbeit auf der Grundlage eines Szenarios durchgeführt wurden, das auf ICAO-Standardbedingungen basiert. In der Praxis können die tatsächlichen Ergebnisse aufgrund verschiedener Faktoren, wie z.B. spezifische Flugbedingungen, Umgebungstemperaturen und Betriebszeiten, variieren. Daher ist es wichtig, dass das vorgeschlagene Modell weiter erforscht wird, um seine Leistung in realen Szenarien zu validieren und zu optimieren. Insgesamt hat das vorgeschlagene Modell trotz seiner möglicherweise geringeren Leistungsdichte im Vergleich zu Solarzellen wichtige Vorteile, die es zu einer vielversprechenden Option für

die Energieerzeugung in der Luftfahrt machen. Seine Robustheit und Stabilität machen es zu einer attraktiven Lösung für den Einsatz in Flugzeugen. Das vorgeschlagene Modell könnte daher eine wertvolle Grundlage für weitere Forschung und Entwicklung im Bereich der Energieerzeugung in der Luftfahrtindustrie darstellen.

Bei zukünftigen Forschungsarbeiten sollte ein besonderes Augenmerk auf die Steigerung der Ausgangsleistung des vorgeschlagenen Modells gelegt werden. Eine mögliche Richtung wäre, das Gesamtgewicht des Moduls zu reduzieren oder die Leistung zu erhöhen. Wenn diese Verbesserungen erreicht werden können, könnte es sinnvoll sein, das vorgeschlagene Modul im Gleichstromnetz einzusetzen. Es könnte zur Versorgung kleiner Avionik-Verbraucher, als Batterieladegerät oder sogar als Backup-System und zur Unterstützung des Notstromnetzes eingesetzt werden. Denkbar ist auch die Stromversorgung von kleinen Kabinenverbrauchern wie Leselampen, Kabinen-LEDs oder USB-Ladegeräten in der Kabine.

Durch solche Anwendungen könnte das Modul einen wichtigen Beitrag zur Energieeffizienz und Redundanz von Flugzeugsystemen leisten. Es muss jedoch betont werden, dass weitere Forschung und praktische Tests erforderlich sind, um die tatsächliche Leistung und die realen Anwendungsmöglichkeiten des vorgeschlagenen Modells zu bestimmen.

8. Zusammenfassung

In dieser Masterarbeit wurde ein innovatives Konzept zur energetischen Nachhaltigkeit und zur Reduzierung des Treibstoffverbrauchs von Verkehrsflugzeugen untersucht. Im Mittelpunkt stand dabei eine Idee, die in das breite und aktuelle Themenfeld des "Energy Harvesting" einzuordnen ist. Dabei handelt es sich um die Nutzung der Temperaturdifferenz, die in der Klimaanlage herkömmlicher Flugzeuge entsteht, die mit Zapfluft aus dem Triebwerk betrieben wird, zur Erzeugung elektrischer Energie mittels thermoelektrischer Generatoren.

Zu Beginn der Arbeit wird das Konzept des Energy Harvesting erläutert. Es wurde ein umfassender Überblick über den aktuellen Stand dieser Technologie gegeben und Anwendungsbeispiele aus verschiedenen Bereichen vorgestellt. Diese Beispiele dienen dazu, verschiedene Arten von Generatoren - thermoelektrische, piezoelektrische, elektromagnetische, Hochfrequenz- und photovoltaische - im Detail zu erläutern. Die Beispiele, die zur Erläuterung dieser Technologien ausgewählt wurden, hängen von den Sektoren ab, in denen diese Technologien am weitesten verbreitet sind und die nach Ansicht des Autors für den Leser von besonderem Interesse sein könnten, um die Effizienz dieser Technologien besser zu verdeutlichen.

Die Arbeit wurde dann spezifischer und widmete sich einer eingehenden Untersuchung des Problems der Energiegewinnung in der Luftfahrt. Es wurden verschiedene Methoden des Energy Harvesting in der Luftfahrtindustrie diskutiert und Beispiele vorgestellt, die derzeit erprobt und erforscht werden. Diese Beispiele verdeutlichen das enorme Potenzial und die Attraktivität dieser Technologie in der Luftfahrtindustrie. Zum Beispiel zeigen zwei wissenschaftliche Quellen, die in der Arbeit vorgestellt wurden, den Einsatz von TEG in der Luftfahrtindustrie, obwohl sie noch nicht in der Praxis und im kommerziellen Maßstab eingesetzt werden.

Im nächsten Teil der Arbeit wurde der Seebeck-Effekt, ein physikalischer Effekt, der die Erzeugung elektrischer Energie aus Temperaturunterschieden ermöglicht, ausführlich erläutert. Trotz der scheinbar geringen Energieerzeugungskapazität wurde argumentiert, dass diese Technologie in Zukunft stärker genutzt werden könnte, wenn mehr Gewicht auf die Verbesserung der Leistung und die Auswahl idealer Materialien für die Herstellung von Generatoren gelegt würde.

Die Implementierung dieser Technologie in das Klimatisierungssystem eines Flugzeugs wurde ausführlich dargestellt. Es wurde gezeigt, dass das System aufgrund seiner spezifischen Anforderungen und Randbedingungen in der Lage ist, eine geeignete Temperaturdifferenz für den Einsatz von thermoelektrischen Generatoren bereitzustellen. Basierend auf diesen Erkenntnissen wurde ein Modell entwickelt und simuliert, welches das Potential für die optimale Positionierung dieser Generatoren in der Klimaanlage aufzeigt.

Es folgte eine detaillierte Präsentation der Simulationsschritte und -ergebnisse des vorgeschlagenen Modells. Das Modell wurde in zwei Teile unterteilt: den Wärmeübertragungsteil und den TEG selbst. Nach einer umfangreichen Simulation des TEG wurde ein Modell mit einer elektrischen Leistung von $P_{el} = 485 \text{ W}$ betrachtet. Verschiedene Szenarien und Konfigurationen wurden durchgespielt, um die optimale Lösung zu finden.

Schließlich wurde die Implementierung der ausgewählten TEG in das vorgeschlagene Modell diskutiert. Die Leistung des Modells und seine Integration in das Energieverteilungssystem eines A320-Flugzeugs wurden eingehend analysiert. Die Kosten und die Leistung des vorgeschlagenen Modells wurden geschätzt und mit dem Gewicht und den herkömmlichen Flugzeuggeneratoren verglichen. Die Unterschiede waren signifikant, aber nicht überraschend, da Energy Harvesting-Technologien nicht für ihre hohe Leistung bekannt sind. Dennoch hat die Arbeit gezeigt, dass es Potenzial für weitere Forschung und Verbesserung der Technologie gibt. Zukünftige Studien könnten zu einer effizienteren Nutzung dieser Technologie im Gleichstromverteilungssystem dieses Flugzeugtyps führen.

LITERATURVERZEICHNIS

- Air17 Airbus (Hg.) (2017): A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual (FCOM). GLG A318/A319/A320/A321 For A/C: HC-CLF. ISSUE DATE: 17 OCT 17. o. O.
- Ala15 Alam, S.; Rahman, H.; Islam, T.; Hasan, M. (2015): Power Harvesting from Aircraft Body using Piezoelectric Material. In Journal of Modern Science and Technology Vol. 3. No. 1. March 2015 Issue. S. 163 – 173. Dhaka, Bangladesh.
- Alf19 Alfred, P. (2019): Detailed Transient Multiphysics Model for Fast and Accurate Design, Simulation and Optimization of a Thermoelectric Generator (TEG) or Thermal Energy harvesting Device. In Journal of ELECTRONIC MATERIALS Vol. 48, No. 9. 2019. Novi, MI, USA.
- Alm17 Allmen, L.V.; Bailleul, G.; Becker, T.; u. a. (2017): Aircraft Strain WSN Powered by Heat Storage Harvesting. In IEEE-Trans. Ind. Electron. 2017, 64, 7284 - 7292. o. O.
- Amr21 Aviation Matters (Hg.); Pete (2021): Airbus A320 Ram Air Turbine (RAT) – A Pilot’s Guide. <https://www.aviationmatters.co/airbus-a320-ram-air-turbine-rat-a-pilots-guide/> [14.05.2023]
- Ams20 Auto Motor Sport (Hg.) (2020): Toyota Prius mit Solardach-Option. <https://www.auto-motor-und-sport.de/neuheiten/toyota-prius-plugin-hybrid-2019-modellpflege-solardach/> [20.04.2023]
- App23 Applied Thermoelectric Solutions (Hg.) (o. J.): Thermoelectric Generator Modeling and Simulation: 8 Things You Should Know. <https://thermoelectricsolutions.com/thermoelectric-generator-modeling-and-simulation-8-things-you-should-know/> [25.06.2023]
- Arm16 Armaroli, N.; Balzani, V. (2016): Solar Electricity and Solar Fuels: Status and Perspectives in the Context of the Energy Transition. In Chemistry A European Journal 22, Issue 1, S. 32-57. o. O.
- Aro13 Arora, P.; Velayudhan, S.; Goyal, V. (2013): Piezoelectrics – A Potential Electric Source for Aircrafts. In Proceedings of the World Congress on Engineering 2013, July 3 – 5, Vol 3. London U.K.
- Aur23 Aurora Flight Sciences (Hg.) (o. J.): High-Altitude Pseudo-Satellite (HAPS). <https://www.aurora.aero/high-altitude-pseudo-satellite-haps/> [13.05.2023]
- Aut15 Autorevue (Hg.) (2015): Was ist ein thermoelektrischer Generator? <https://autorevue.at/ratgeber/thermoelektrische-generator> [16.03.2023].
- Ash19 American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers (Hg.) (2019): ANSI/ASHRAE Standard 161-2018. Air Quality within Commercial Aircraft. o. O.
- Ata18 Air Transport Association of America Inc. (Hg.) (2018): ATA specification 2200 (iSpec 2200), Information Standards for Aviation Maintenance, Revision 2018.1. o. O.

- Bar72 Barnard, R. D. (1972): Thermoelectricity in Metals and Alloys. London, UK.
- Bat22 Baterna, Q. (2022): Samsung's New TV Remote Draws Power Over Wi-Fi. Here's How It Works. In MAKE USE OF (Hg.): <https://www.makeuseof.com/samsung-tv-remote-power-over-wifi/> [08.04.2022]
- Bau21 Bougas, I.D.; Papadopoulou, M.S.; Boursianis, A.D.; Kokkinidis, K.; Goudos, S.K. (2021): State-of-the-Art Techniques in RF Energy Harvesting Circuits. In MDPI Telecom 2021, 2, S. 369-389. o. O.
- Bbc16 BBC (Hg.) (2016): Solar Impulse completes historic round-the-world trip. <https://www.bbc.com/news/science-environment-36890563> [12.05.2023]
- Bdl22 Bundesverband der Deutschen Luftverkehrswirtschaft (Hg.) (2022): Analyse der Klimaschutzinstrumente im Luftverkehr zur CO₂ – Reduktion. <https://www.bdl.aero/de/publikation/analyse-der-klimaschutzinstrumente-im-luftverkehr-zur-co2-reduktion/> [21.04.2023]
- Bec16 Becker, P. (2016): Effizient Energieextraktion und -speicherung für piezoelektrische Energy Harvester. (Promotion an Albert-Ludwigs-Universität Freiburg im Breisgau). Villingen-Schwenningen, DE.
- Beh18 Behnke, C. (2018): Energy Harvesting für die Versorgung von Sensorik in einem Windkraftanlagen-Rotor. (Promotion an Technische Hochschule Aachen). Aachen, DE.
- Ber03 Bernhard, F. (Hg.) (2003): Technische Temperaturmessung. Physikalische und messtechnische Grundlagen, Sensoren und Maßverfahren, Maßfehler und Kalibrierung. Ilmenau, DE.
- Bis16 Bischur, E. P. M. (2016): Energy Harvesting auf Basis monoaxial gereckter PVDF-Folie und der Technologie von Folienkondensatoren. (Promotion an TU-München). München, DE.
- Boe23 The Boeing 737 Technical Site (Hg.) (o. J.): Air-Conditioning. <http://www.b737.org.uk/airconditioning.htm> [26.05.2023]
- Bor15 Borges, L.M.; Santiago, R.C.; Barroca, N.; Velez, F.J.; Balasingham, I. (2015): Radio-frequency energy harvesting for wearable sensors. In Healthcare Technology Letters. Volume2, Issue1. Feb 2015. S. 22-27. o. O.
- Bsi18 Bureau International des poids et mesures (Hg.) (2018): General conference on Weights and Measures. Proceedings of the 26th meeting of the CGPM. Sèvres Cedex, FR.
- Bte22 Baterna, Q. (2022): What is RF Energy Harvesting? . In MAKE USE OF (Hg.): <https://www.makeuseof.com/what-is-rf-energy-harvesting/> [08.04.2023]
- Bur77 Burns, J.V. (1977): Constant Speed Generating Systems. In SAE Technical Paper 771001. SAE: Warrendale, PA, USA.
- Cal85 Callen, H. B. (1985): Thermodynamics and an introduction to Thermostatistics. John Wiley and Sons, 2. Edition. Philadelphia, USA.
- Coa23 Comsol (Hg.) (o. J.): AC/DC Module. User's Guide. Version 6.1 <https://doc.comsol.com/6.1/doc/com.comsol.help.acdc/ACDCModuleUsersGuide.pdf> [13.07.2023]

- Coh23 Comsol (Hg.) (o. J.): Heat Transfer Module. User's Guide. Version 6.1. <https://doc.comsol.com/6.1/doc/com.comsol.help.heat/HeatTransferModuleUsersGuide.pdf> [13.07.2023]
- Dem11 Dembowski, K. (2011): Energy Harvesting für die Mikroelektronik. Energieeffiziente und -autarke Lösungen für drahtlose Sensorsysteme. Geesthacht, DE.
- Dlr00 Stiewe, C.; Müller, E. (o. J): Anwendungspotenzial thermoelektrischer Generatoren in stationären Systemen Chancen für NRW. DLR (Hg.). Düsseldorf, DE.
- Dmh23 DeviceMed (Hg.) (2019): Herzschrittmacher erzeugt seine eigene Energie. <https://www.devicemed.de/herzschrittmacher-erzeugt-seine-eigene-energie-a-0fad48c9b1f2638ca322cda4e23206a5/> [15.03.2023]
- Doo23 Doormann, G. (2023): Leistung von Photovoltaikanlagen. In Solaranlagenportal (Hg.) <https://www.solaranlagen-portal.com/photovoltaik/leistung> [14.04.2023]
- Dul23 Dul, R. (o. J): In CFD Engineering UK (Hg.) <https://www.cfdengineering.co.uk/portfolio/aircraft-aero-cfd-simulation-nasa-crm/> [19.05.2023]
- Dwd23 Deutscher Wetterdienst Klima- und Umweltberatung, Hamburg (Hg.) (o. J.): Globalstrahlung (mittlere 30-jährige Monats- und Jahressummen) https://www.dwd.de/DE/leistungen/solarenergie/strahlungskarten_mv.html#buehneTop [15.04.2023]
- Eas21 European Union Aviation Safety Agency (Hg.) (2021): Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25). Amendment 27
- Ebi21 Ebinger, I. (2021): Klimatisierung mobiler Systeme. Flugzeuge (an HAW). Hamburg, DE.
- Ede11 Eder, A.; Linde, M. (2011): Efficient and Dynamic – The BMW Group Roadmap for the Application of Thermoelectric Generators. Seminar on January 3, 2011, in San Diego, USA.
- Emt14 EMTC Aviation Services (Hg.) (2014): Nickel Cadmium Aircraft Battery for Airbus A320 Series. <https://emtc.aero/wp-content/uploads/2020/10/batteries-hbl-airbus-a320-battery-leaflet-4-mar-2014-2.pdf> [20.07.2023]
- Eng16 Energy.gov (Hg.) (2016): Top 6 Things You Didn't Know About Solar Energy. In Energy.gov <https://www.energy.gov/articles/top-6-things-you-didnt-know-about-solar-energy> [13.04.2023]
- Fad09 FAA Department of Transportation (Hg.) (2009): Airworthiness Directives; Bombardier Model CL-600-2B19 (Regional Jet Series 100 & 440) Airplanes. Federal Register Vol. 74, No 57 March 26, 2009. S13086 – 13089. Oklahoma City, USA.
- Fam18 FAA Department of Transportation (Hg.) (2018): Aviation Maintenance Technician Handbook–Airframe, Volume 2. Chapter 12 Hydraulic and Pneumatic power System. Oklahoma City, USA.

- Far22 Faria, C.L.; Martins, M.S.; Matos, T.; Lima, R.; Miranda, J.M.; Gonçalves, L.M. (2022): Underwater Energy Harvesting to Extend Operation Time of Submersible Sensors. *Sensors* 2022, 22, 1341. o. O.
- Fra23 Frahm, T. (2023): Die kosten einer Photovoltaikanlage. In Solaranlagenportal (Hg.) <https://www.solaranlagen-portal.com/photovoltaik/kosten> [14.04.2023]
- Gum12 Gross, R.; Marx, A. (2012): Festkörperphysik. München, DE.
- Geo21 Georgiadis, A.; Collado, A.; Tentzeris, M. (2021): Energy Harvesting. Technologies, Systems and Challenges. Cambridge, UK.
- Ger23 o. V. (o. J.): Luftdruck. https://www.gerd-pfeffer.de/atm_luftdruck.html [28.03.2023]
- God19 God, R. (2019): Flugzeug-Kabinensysteme (an TUHH). Hamburg, DE.
- Gol99 Goldfarb, M.; Jones, L.D. (1999): On the efficiency of Electric Power Generation Whit Piezoelectric Ceramic, *Trans. ASME, J. Dyn. Struc. Meas. Control*, vol. 121. Sep 99. S. 566-571.
- Gol09 Goldsmid, H. J. (2009): Introduction to Thermoelectricity. Springer series in Materials Science. Berlin, DE.
- Gre11 Green Car Congress (Hg.) (2011): BMW provides an update on waste heat recovery projects; Turbosteamer and the Thermoelectric Generator. <https://www.greencarcongress.com/2011/08/bmwthermal-20110830.html> [11.03.2023]
- Har22 Hare, M. O. (2022): The world's best-selling airplanes. In CNN (Hg.). <https://edition.cnn.com/travel/article/world-best-selling-airplanes/index.html> [25.05.2023]
- Hol21 Holzmann, H.; Weber, M.; Park, Y.J.; Perfetto, S.; Atzrodt, H.; Dafnis, A. (2021): Investigation of biogenic materials and ferroelectrets for energy harvesting on vibrating aircraft structures. In *CEAS Aeronaut J* 12, S. 331–344. O.O.
- Ibr22 Ibrahim, H.H.; Singh, M.J.; Al-Bawri, S.S.; Ibrahim, S.K.; Islam, M.T.; Alzamil, A.; Islam, M.d. (2022): Radio Frequency Energy Harvesting Technologies: A Comprehensive Review on Designing, Methodologies, and Potential Applications. In *MDPI Sensors* 2022, 22, 4144. o. O.
- Ica93 International Civil Aviation Organization (Hg.) (1993): Manual of the ICAO Standard Atmosphere (Doc 7488/3). Montreal, Kanada.
- Ing15 Ingenieur.de (Hg.) (2015): Solarflieger Sunseeker Duo schafft Alpenüberquerung. <https://www.ingenieur.de/technik/fachbereiche/verkehr/solarflieger-sunseeker-duo-schafft-alpenueberquerung/> [13.05.2023]
- Jay22 Jayaraj, M. K.; Antony, A.; Subha, P. P. (2022): Energy Harvesting and Storage. Fundamentals and Materials. Kochi, India.
- Jus06 Just, E.; Hackenjos, D.; Woias, P. (2006): Elektromechanischer μ -Generator basierend auf der Piezo-Polymer-Komposit Technologie. GMM-Facharbeit 51 zum 4. GMM-Workshop "Energieautarke Sensorik" Karlsruhe, De. VDE-Verlag, S. 21-24. Berlin, Offenbach, DE.

- Kan07 Kanoun, O.; Wallaschek, J. (Hg.) und 32 Mitautoren (2007): Energy Harvesting. Grundlagen und Praxis energieautarker Systeme. Chemnitz und Hannover, DE.
- Ked19 Keddis, S. A. T. (2019): Energy Harvesting in der Praxis. Anwendung auf Basis piezoelektrischer PVDF-Folien. (Promotion an TU-München). München, DE.
- Keh15 Kehlberger A. (2015): Origin of the Spin Seebeck effect. (Promotion an Johannes-Gutenberg-Universität). Mainz, DE.
- Kim02 Kim, S. (2002): Low Power Energy Harvesting With Piezoelectric Generators. (Promotion an University of Pittsburg). Pittsburg, PA, USA.
- Kit13 Kittel, C. (2013): Einführung in die Festkörperphysik. Oldenbourg Wissenschaftsverlag. München, DE.
- Kli23 Klimaschutz Portal (Hg.) (o. J): KLIMAKILLER NR. 1 <https://www.klimaschutz-portal.aero/klimakiller-nr-1/> [23.07.2023]
- Kon14 Kong, L. B.; Li, T.; Hng, H.; Boey, F.; Zhang, T.; Li, S. (2014): Waste Energy Harvesting. Mechanical and Thermal Energies. o. O.
- Kra22 Kranich, F. (2022): Impact on Scheduled Maintenance Program caused by Introduction of Sustainable Means for Electricity Generation to supply Cabin Consumers. Hamburg, DE.
- Kur13 Kuroki, T., u. a. (2013): Waste Heat Recovery in Steel Works Using Thermoelectric Generator. in 11th European Conference on Thermoelectrics. Noordwijk, Niederlande.
- Kur14 Kurch, M. (2014): Entwicklung einer Simulationsumgebung für die Auslegung piezoelektrischer Energy Harvester. (Promotion an TU-Darmstadt). Darmstadt, DE.
- Lab19 Labidi, A. (2019): RAT: Ram Air Turbine. In Boeing, Aircraft Emergency Systems. Tunis, Tunisia.
- Lai10 Laird, L. (2010): Could TEG improve your Car's efficiency? In Energy blog in Energy.Gov. <https://web.archive.org/web/20110719234032/http://blog.energy.gov/blog/2010/08/16/could-teg-improve-your-cars-efficiency> [11.03.2023]
- Lai23 LAIRD Thermal Systems (Hg.) (o. J.): Thermoelectric Coolers. <https://lairdthermal.com/products/thermoelectric-cooler-modules> [25.06.2023]
- Lal11 Lalonde, A.D.; Pei, Y.; Wang, H.; Snyder, G.J. (2011): Lead telluride alloythermoelectrics. In Materials Today, 2011 14(11). Seite 526-532. Pasadena CA, USA.
- Lie09 Liebl, J.; Neugebauer, S.; Eder, A.; u. a. (2009): The thermoelectric generator from BMW is making use of waste heat. In MTZ Worldw 70, 4–11 (2009). München.

- Lyr17 Lyras, M.; Zymaride, L.; Kyratsi, T.; Louca, L.S.; Becker, T. (2017): simulation based design of a thermoelectric energy harvesting device for aircraft applications. In Proceedings of the ASME 2017 Dynamic Systems and Control Conference DSCC2017 October 11-13, 2017, Tysons, Virginia, USA.
- Mac62 MacDonald, D. K. C. (1962): Thermoelectricity: an introduction to the principles. New York, USA.
- Mar13 Javier García-Martínez (Hg.): Nanotechnology for the Energy Challenge. 2. Auflage. Completely Revised and Enlarged Edition whit a Foreword by Zhong Lin Wang, 2013, Kapitel 4. Singapore.
- Mar19 Mardt, F. (2019): Flugzeugsysteme 1, Übung Klimaanlage WS 2019/2020 Aufgaben Stellung. Hamburg. DE.
- Mes10 Meschede, D. (2010): Gerthsen Physik. 24. Auflage. Bonn, DE.
- Mic14 Micropelt GmbH (Hg.) (2014): TGP-651. ThermoGenerator-Package (TGP). Thin Film Thermogenerator inside standard package. Preliminary Datasheet. https://www.micropelt.com/fileadmin/user_upload/PDF_TGP_UK.pdf [25.06.2023]
- Mic23 Micropelt GmbH (Hg.) (o. J.): TE-CORE ThermoHarvesting Power Module. Featuring ThermoGenerator-in-Package TGP-651. Preliminary Datasheet. https://www.micropelt.com/fileadmin/user_upload/PDF_TE-CORE.pdf [25.06.2023]
- Moi08 Moir, I.; Seabridge, A. (2008): Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration, Third Edition. New York, USA.
- Mor92 Morgenstern, B. (1992): Elektronik 1. Bauelemente. 7. Auflage. Hamburg, DE.
- Mot23 Motzke, G. (2023): Kilowatt peak (kW_p): Maßeinheit für Photovoltaik. In Solaranlagenportal (Hg.) <https://www.solaranlagen-portal.com/photovoltaik/kwp> [14.04.2023]
- Nas23 NASA (Hg.) (o. J): Mars Curiosity Rover. Spacecraft. Electrical Power. <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/rover/power/> [10.03.2023].
- Nol04 Noll, T.; Brown, J.; Perez-Davis, M.; Ishmael, S.; Tiffany, G.; Gaier, M. (2004): Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap. Volume I, Mishap Report. Hampton, Virginia, USA.
- Pia23 320Pilot (Hg.) (o. J.): Airbus A320 Electrical System. <https://320pilots.com/air-conditioning/> [20.07.2023]
- Qin19 Qing, X.; Li, W.; Wang, Y.; Sun, H. (2019): Piezoelectric Transducer-Based Structural Health Monitoring for Aircraft Applications. In MDPI, Sensors 2019, 19(3), 545. Xiamen, China.
- Qua10 Quaschnig, V. (2010): Erneuerbare Energien und Klimaschutz. Hintergründe, Techniken, Anlagenplanung und Wirtschaftlichkeit. 2. Auflage. Berlin, DE.
- Ras87 Rashid, J.M.; Freling, M.; Friedrich, L.A. (1987): Materials for Advanced Turbine Engines (MATE). Project 4- Erosion Resistant Compressor Airfoil Coating. NASA contractor Report 179622 PWA 5574-206. o. O.

- Rei11 Reitmaier, C. (2011): Transversaler Seebeck- und Peltier-Effekt in verkippten Metall-Halbleiter-Multilagenstrukturen. (Promotion an Universität Regensburg). Regensburg, DE.
- Ret12 Reith, H. (2012): Untersuchung von Size-Effekten thermischer Transportkoeffizienten von Nanodrähten. (Promotion an Johan Wolfgang-Goethe-Universität). Frankfurt am Main, DE.
- Ric04 Richards, C.D.; u. a. (2004): Efficiency of energy conversion for devices containing a piezoelectric component. In *Journal Micromech. Microeng.*, 14.(2004), S. 717-721. o. O.
- Roh98 Rohsenow, W. M.; Hartnett, J. P.; Cho, Y. I. (1998): *Handbook of Heat Transfer*. Third Edition. NY, USA.
- Row95 Rowe, D. M. (1995): *CRC Handbook of THERMOELECTRICS*. Cardiff, UK.
- Sam09 Samson, D., Otterpohl, T., Kluge, M.; Schmid, U.; Becker, T. (2009): Aircraft-Specific Thermoelectric Generator Module. *J. Electron. Mater.* 39, 2092–2095 (2010). o. O.
- San20 Sanjay, P. (2020): With 2,245 MW of Commissioned Solar Projects, World's Largest Solar Park is Now at Bhadla. In Mercom (Hg.) <https://www.mercomindia.com/world-largest-solar-park-bhadla> [15.04.2023]
- Sch14 Schulte, K. L. (2014): *Elektroflug: Technologie, Geschichte, Zukunft*. Köln, DE.
- See99 Seeger, K. (1999): *Semiconductor Physics. An Introduction*. Seventh Edition. Wien, Österreich.
- See92 Seeger K. (1992): *Halbleiterphysik. Eine Einführung*. Band 1. Wien, Österreich.
- Shu22 Shuvo, M.M.H.; Titirsha, T.; Amin, N.; Islam, S.K. (2012): Energy Harvesting in Implantable and Wearable Medical Devices for Enduring Precision Healthcare. In *Energies* 2022, 15, 7495. Columbia, MO, USA.
- Sim23 Solarimpulse Foundation (Hg.): Overview <https://aroundtheworld.solarimpulse.com/> [12.05.2023]
- Smi13 Smith J.R. (2013): *Wirelessly Powered Sensor Networks and Computational RFID*. Berlin und Heidelberg, DE.
- Sof23 Solar Flight (Hg.) (o. J.): Sunseeker Duo - First Two seat solar powered aircraft. <https://www.solar-flight.com/sunseeker-duo/> [13.05.2023]
- Sol23 Solaridee (Hg.) (2023): Das Solar Auto wird Realität – Diese 4 Modelle kommen auf den Markt! <https://www.solaridee.de/solar-auto/> [15.04.2023]
- Soo11 Soo - Jin, P.; Min - Kang, S. (2011): *Interface Science and Technology*. Volume 18. Chapter 8 - Composite Characterization. o. O.
- Sot07 Soter S.; Wegener R. (2007): Development of Induction Machines in Wind Power Technology. In *IEEE International Electric Machines & Drives Conference*, S.1490-1495. Antalya, TUR.

- Sst23 Solarstratos (Hg.) (o. J.): The Challenge. SolarStratos pushes all limits. <https://www.solarstratos.com/en/challenge/> [13.05.2023]
- Sta23 Statista (Hg.) (2023): Bruttostromerzeugung aus Windkraft in Deutschland in den Jahren 1998 bis 2022. <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/156379/umfrage/stromerzeugung-durch-windkraft-in-deutschland-seit-1998/> [01.04.2023]
- Stn18 Stand, M. (2018): Der Strom produzierende Wasserhahn. In deutschland-funk.de. <https://www.deutschlandfunk.de/tolle-idee-was-wurde-draus-der-strom-produzierende-100.html> [04.04.2023]
- Swh23 Spiegel Wissenschaft (Hg.) (2012): Energie aus Vibration. Herzschräge sollen Strom für Schrittmacher liefern. <https://www.spiegel.de/wissenschaft/medizin/energie-aus-vibrationen-herzschlaege-sollen-strom-fuer-schrittmacher-liefern-a-819202.html> [15.03.2023]
- Syn16 Synwoldt, C. (2016): Dezentrale Energieversorgung mit regenerativen Energien. Technik, Märkte, kommunale Perspektiven. Malborn, DE.
- Tab23 TECTEG MFR (Hg.) (o. J.): Table Consisting of Various Thermoelectric Materials Researched for Power Generation. <https://thermoelectric-generator.com/wp-content/uploads/2014/07/Table-Consisting-of-Various-Thermoelectric-Materials-Researched-for-Power-Generation.pdf> [25.06.2023]
- Tec23 TECTEG MFR (Hg.) (o. J.): Thermoelectric Power Generator Module Selection. <https://thermoelectric-generator.com/thermoelectric-power-generator-module-selection/> [25.06.2023]
- Thi19 Thielecke, F. (2019): Flugzeugssysteme I. Klimaanlage (an TUHH). Hamburg, DE.
- Tra17 Tran, LG., Cha, HK. & Park, WT. (2017): RF power harvesting: a review on designing methodologies and applications. In Micro and Nano Syst Lett 5, 14 2017 o. O.
- Tte23 TECTEG MFR (Hg.) (o. J.): Specifications TEG Module TEG1-12611-6.0. <https://thermoelectric-generator.com/wp-content/uploads/2014/04/SpecTEG1-12611-6.0TEG-POWERGENERATOR-new.pdf> [02.07.2023]
- Vok21 Vo, T.V.K.; Lubecki, T.M.; Chow, W.T.; Gupta, A.; Li, K.H.H. (2021): Large-Scale Piezoelectric-Based Systems for More Electric Aircraft Applications. In MDPI, Micromachines 2021, 12(2), 140. Singapore.
- Wcf17 Wikimedia (Hg.) (2017): File: Climb flight profile.png https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Climb_flight_profile.png#filelinks [28.03.2023].
- Wel19 Wellmann, P. (2019): Materialien der Elektronik und Energietechnik. Halbleiter, Graphen, Funktionale Materialien. 2., erweiterte Auflage. Nürnberg, DE.
- Wpf17 Wikimedia (Hg.) (2017): File: PacksFlugzeug.gif <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:PacksFlugzeug.gif> [29.03.2023]

- Wpi12 Wikimedia (Hg.) (2012): File: Piezo igniter.
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Piezo_igniter.jpg [14.03.2023].
- Wpi11 Wikimedia (Hg.) (2011): File: Piezoelement.PNG
<https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Piezoelement.PNG> [14.03.2023].
- Wpw22 Wikimedia (Hg.) (2022): File: PV Weltweit.svg
https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/56/PV_Weltweit.svg
 [13.04.2023]
- Wse09 Wikimedia (Hg.) (2009): File: Solarfeld Erlasee, 1.jpg
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Solarfeld_Erlasee,_1.jpg [15.04.2023]
- Wse23 Wikipedia (Hg.) (o. J.): Thomas Johann Seebeck.
https://de.wikipedia.org/wiki/Thomas_Johann_Seebeck. [20.03.2023].
- Wtu23 Wikiwand (Hg.) (o. J.): CFM International LEAP.
https://www.wikiwand.com/de/CFM_International_LEAP [23.04.2023]
- Zhu22 Zhu, D. (Hg.) (2022): Advanced Energy Harvesting Technologies. (Printed Edition off he Special Issue Published in Energies in MDPI). Basel, Schweiz.
- Zio18 Ziolkowski, P.; Zabrocki, K.; Müller, E. (2018): TEG Design for Waste Heat Recovery at an Aviation Jet Engine Nozzle. In Appl. Sci. 2018, 8(12), 2637. Köln und Gießen, DE.
- Zou20 Zoui, M.A.; Bentouba, S.; Stocholm, J.G.; Bourouis, M. A. (2020): Review on Thermoelectric Generators: Progress and Applications. In *Energies* 2020, (13), 3606. o. O.

ANHANG A

In diesem Anhang sind umfassende Informationen zu den Ergebnissen verschiedener Simulationen von thermoelektrischen Generatoren in Form von Tabellen und Diagrammen dargestellt. Diese detaillierten Informationen geben einen umfassenden Überblick über die Leistung, Spannung, Stromstärke und andere relevante Größen, die aus den Simulationen gewonnen wurden. Durch die Darstellung der Daten in strukturierter Form ermöglicht der Anhang einen tieferen Einblick in die Ergebnisse und erleichtert deren Analyse und Interpretation.

Erste Simulation:

Leerlauf-TEG mit zeitabhängiger Lösung in 60 Minuten

Tabelle A - 1 - Ausgangsspannung des Leerlauf-TEGs in allen Zeitschritten

Zeitschritt [Min]	U_{oc} [V]	Zeitschritt [Min]	U_{oc} [V]
0	5,019	31	14,721
1	14,722	32	14,721
2	14,721	33	14,721
3	14,72	34	14,721
4	14,719	35	14,721
5	14,719	36	14,721
6	14,719	37	14,721
7	14,719	38	14,721
8	14,719	39	14,721
9	14,719	40	14,721
10	14,719	41	14,72
11	14,72	42	14,72
12	14,72	43	14,72
13	14,72	44	14,72
14	14,72	45	14,72
15	14,72	46	14,72
16	14,721	47	14,72
17	14,721	48	14,72
18	14,721	49	14,72
19	14,721	50	14,72
20	14,721	51	14,72
21	14,722	52	14,72
22	14,722	53	14,72
23	14,722	54	14,72
24	14,721	55	14,72
25	14,721	56	14,72
26	14,721	57	14,721
27	14,721	58	14,721
28	14,721	59	14,721
29	14,721	60	14,721
30	14,721		

Time=60 min

Surface: Temperature (K)

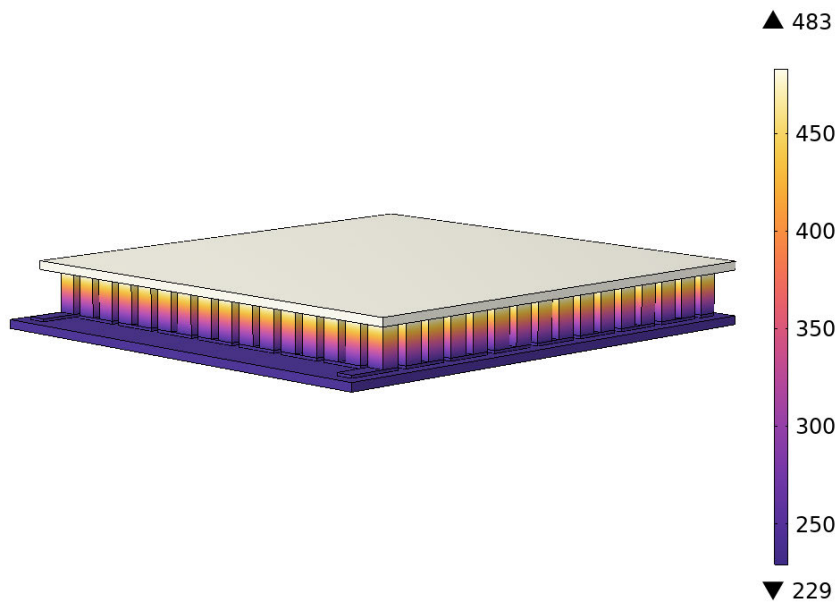


Abbildung A - 1 - Volumetrisches Diagramm der Temperatur auf TEG-Ebene in letzter Minute

Zweite Simulation:

TEG mit externem Widerstand $R_L = 200 \Omega$ mit zeitabhängiger Lösung in 60 Minuten

Tabelle A - 2 - Ergebnisse aller Zeitschritte des TEG-Simulation mit $R_L = 200 \Omega$

Zeitschritt [Min]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
0	4,9364	0,024682	0,12184	395,5757
1	14,478	0,072388	1,0480	3,06672
2	14,475	0,072374	1,0476	3,10881
3	14,476	0,072378	1,0477	3,09478
4	14,476	0,072381	1,0478	3,09478
5	14,477	0,072385	1,0479	3,08075
6	14,478	0,072388	1,0480	3,06672
7	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
8	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
9	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
10	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
11	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
12	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
13	14,478	0,07239	1,0481	3,06672
14	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
15	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
16	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
17	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
18	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
19	14,478	0,072391	1,0481	3,06672
20	14,478	0,072391	1,0481	3,06672

21	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
22	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
23	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
24	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
25	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
26	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
27	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
28	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
29	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
30	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
31	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
32	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
33	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
34	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
35	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
36	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
37	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
38	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
39	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
40	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
41	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
42	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
43	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
44	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
45	14,479	0,072393	1,0482	3,05270
46	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
47	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
48	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
49	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
50	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
51	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
52	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
53	14,479	0,072393	1,0481	3,05270
54	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
55	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
56	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
57	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
58	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
59	14,478	0,072392	1,0481	3,06672
60	14,478	0,072392	1,0481	3,06672

Dritte Simulation:**TEG mit externem Widerstand $R_L = 200 \Omega$ (stationäre Berechnung)****Tabelle A - 3 - Ergebnis der TEG-Simulation mit $R_L = 200 \Omega$ durch stationäre Berechnung**

U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
14,47729	0,072386	1,04796	3,07663

Vierte Simulation:**TEG mit variablen Widerständen $R_L = 1 \Omega - 200 \Omega$ (Stationäre Berechnung)**

* Der Matched-Load-Punkt ist in der Tabelle A-4 gelb markiert.

Tabelle A - 4 - Ergebnis der TEG-Simulation mit variablen R_L durch stationäre Berechnung

R_L [Ω]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
1	3,3844	3,3844	11,454	3,34346
1,3	4,1159	3,166	13,031	3,34297
2	5,5035	2,7517	15,144	3,34206
2,5	6,2913	2,5165	15,832	3,34140
3	6,955	2,3183	16,124	3,34076
3,1	7,0754	2,2824	16,149	3,34063
3,2	7,1922	2,2475	16,165	3,34042
3,3	7,3054	2,2137	16,172	3,34029
3,4	7,4152	2,1809	16,172	3,34021
3,5	7,5219	2,1491	16,165	3,34003
3,6	7,6254	2,1182	16,152	3,33996
4	8,0116	2,0029	16,046	3,33936
5	8,815	1,763	15,541	3,33806
10	11,027	1,1027	12,159	3,33092
20	12,608	0,63042	7,9485	3,31853
30	13,241	0,44138	5,8445	3,30564
50	13,796	0,27591	3,8064	3,27631
80	14,128	0,1766	2,4951	3,23896
100	14,243	0,14243	2,0285	3,20859
150	14,398	0,095988	1,3821	3,14627
200	14,477	0,072386	1,048	3,08075

Fünfte Simulation:

Reihen-/ Parallel -TEG (zweiteilig) im Leerlaufmodus und auch mit variablen Widerständen $R_L = 0,1 \Omega - 200 \Omega$ (Stationäre Berechnung)

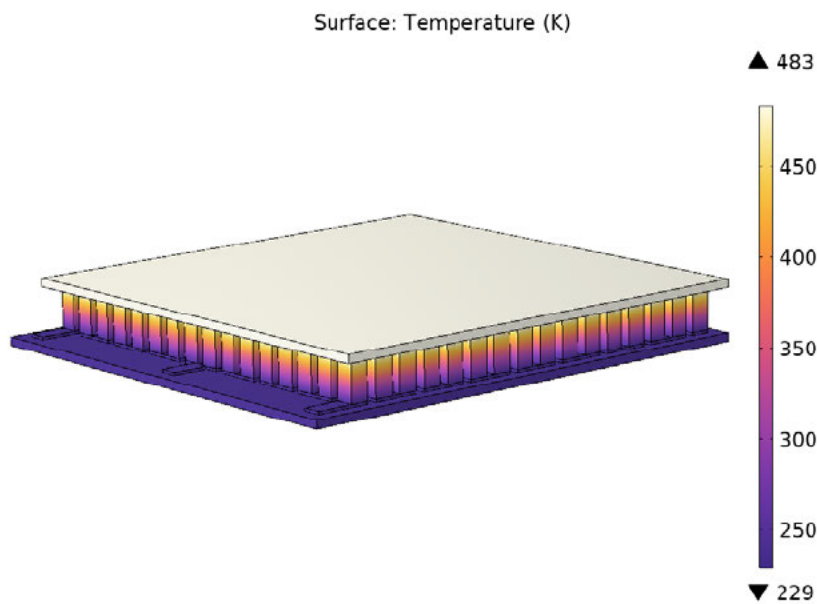


Abbildung A - 2 - Volumetrisches Diagramm der Temperatur auf Reihen-/ Parallel-TEG-Ebene (zweiteilig) durch stationäre Berechnung

Tabelle A - 5 - - Ausgangsspannung der Reihen-/ Parallel-Leerlauf-TEG (zweiteilig) durch stationäre Berechnung

$U_{oc} [V]$	7,3599
--------------	--------

* Der Matched-Load-Punkt ist in der Tabelle A-6 gelb markiert.

Tabelle A - 6 - Ergebnis der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (zweiteilig) mit variablen R_L durch stationäre Berechnung

$R_L [\Omega]$	$U_L [V]$	$I [A]$	$P_{el} [W]$	$R_i [\Omega]$
0,1	0,78521	7,8521	6,1655	0,83733
0,2	1,419	7,0951	10,068	0,83735
0,3	1,9414	6,4713	12,563	0,83732
0,4	2,3793	5,9483	14,153	0,83734
0,5	2,7517	5,5035	15,144	0,83736
0,6	3,0723	5,1206	15,732	0,83736
0,7	3,3512	4,7875	16,044	0,83736
0,8	3,5961	4,4951	16,165	0,83733
0,9	3,8127	4,2364	16,152	0,83735
1	4,0058	4,0058	16,046	0,83734
1,3	4,4766	3,4435	15,415	0,83734

2	5,1879	2,594	13,457	0,83737
2,5	5,5133	2,2053	12,159	0,83738
3	5,7539	1,918	11,036	0,83740
3,1	5,7947	1,8693	10,832	0,83739
3,2	5,8335	1,823	10,634	0,83737
3,3	5,8704	1,7789	10,443	0,83737
3,4	5,9055	1,7369	10,257	0,83741
3,5	5,9391	1,6969	10,078	0,83736
3,6	5,9711	1,6586	9,9038	0,83737
4	6,0859	1,5215	9,2596	0,83741
5	6,3042	1,2608	7,9485	0,83738
10	6,7912	0,67912	4,6121	0,83755
20	7,0641	0,35321	2,4951	0,83776
30	7,16	0,23867	1,7089	0,83799
50	7,2387	0,14477	1,048	0,83786
80	7,2836	0,091046	0,66314	0,83915
100	7,2988	0,072988	0,53272	0,83849
150	7,319	0,048793	0,35712	0,84028
200	7,3292	0,036646	0,26859	0,84047

Sechste Simulation:

Reihen-/ Parallel-TEG (vierteilig) im Leerlaufmodus und auch mit variablen Widerständen $R_L = 0, 1 \Omega - 200 \Omega$ (Stationäre Berechnung)

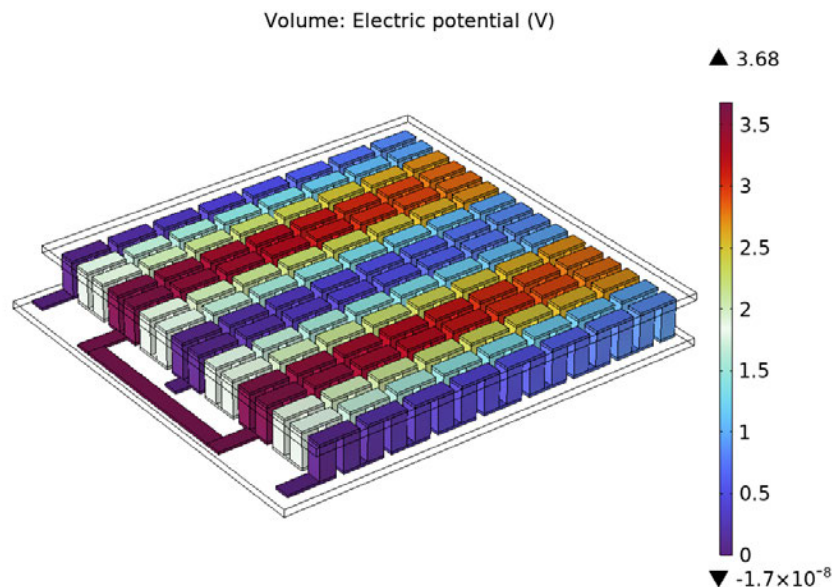


Abbildung A - 3 - Spannung in einem Leerlauf-TEG mit Reihen-/Parallelschaltung (vierteilig)

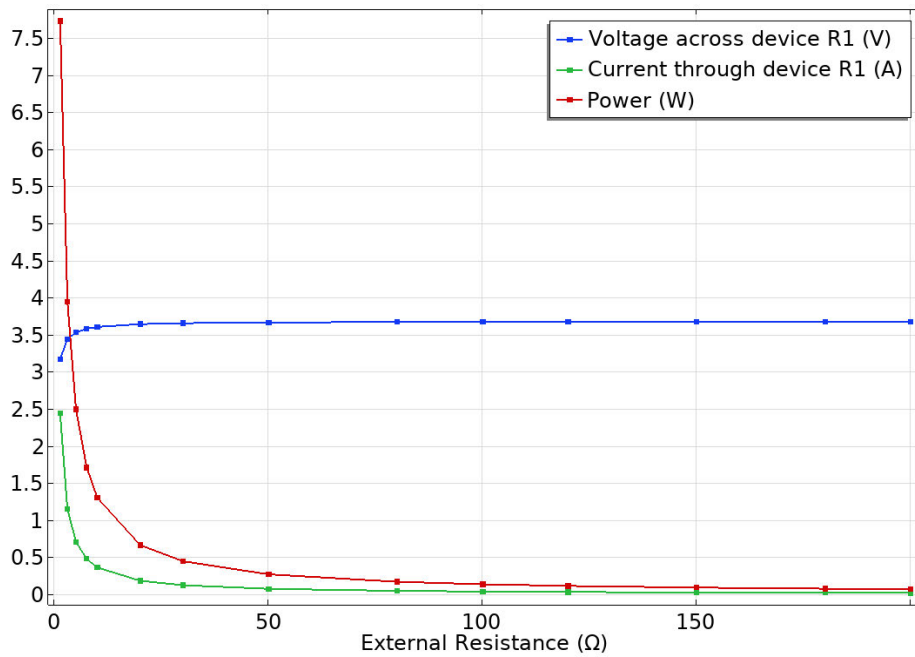


Abbildung A - 4 - U_L , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG (vierteilig) mit Widerständen
 $1 \Omega - 200 \Omega$

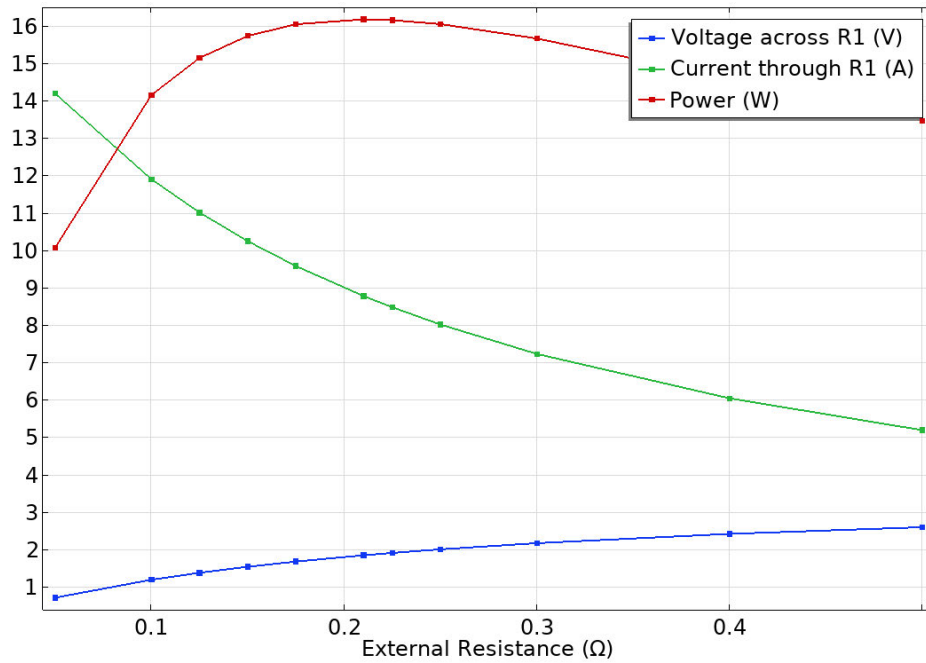


Abbildung A - 5 - U_L , I und P_{el} der reihen-/parallel simulierten TEG (vierteilig) mit Widerständen
 $0,05 \Omega - 0,5 \Omega$

* Der Matched-Load-Punkt ist in der Tabelle A-7 gelb markiert.

Tabelle A - 7 - Ergebnis der Reihen-/ Parallel-TEG-Simulation (vierteilig) mit variablen R_L durch stationäre Berechnung

R_L [Ω]	U_L [V]	I [A]	P_{el} [W]	R_i [Ω]
0,05	0,70936	14,187	10,064	0,20939
0,1	1,1894	11,894	14,148	0,20940
0,125	1,3756	11,005	15,139	0,20940
0,15	1,5359	10,24	15,727	0,20940
0,175	1,6754	9,5736	16,039	0,20939
0,21	1,8427	8,7746	16,169	0,20939
0,225	1,9061	8,4716	16,148	0,20939
0,25	2,0026	8,0106	16,042	0,20940
0,3	2,1673	7,2243	15,657	0,20939
0,4	2,4155	6,0388	14,587	0,20940
0,5	2,5938	5,1875	13,455	0,20938
1,3	3,1694	2,438	7,7272	0,20943
3	3,4399	1,1466	3,9442	0,20940
5	3,532	0,70641	2,495	0,20951
7,5	3,58	0,47733	1,7088	0,20950
10	3,6045	0,36045	1,2992	0,20946
20	3,6418	0,18209	0,66314	0,20979
30	3,6544	0,12181	0,44516	0,21016
50	3,6646	0,073292	0,26858	0,21012
80	3,6703	0,045879	0,16839	0,21143
100	3,6722	0,036722	0,13485	0,21241
120	3,6735	0,030613	0,11246	0,21233
150	3,6748	0,024499	0,090028	0,21226
180	3,6757	0,02042	0,075058	0,21057
200	3,6761	0,01838	0,067568	0,21218



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: Milad

Vorname: Alamdar

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

Energy Harvesting in der Flugzeugkabine durch Nutzung des Temperaturunterschieds in der Klimaanlage mittels Seebeck-Effekt

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 -bitte auswählen- ist erfolgt durch:

Hamburg

Ort

03.08.2023

Datum

Unterschrift im Original