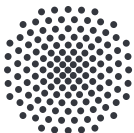




Bachelorarbeit

Entwicklung des Avionik-Thermal-Managements
einer Experimentalrakete

Viktor Hoffmann



Universität Stuttgart

Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR)

Direktor: Prof. Dr.-Ing. habil. Bernhard Weigand

Kurzzusammenfassung

Eine Leistungsstarke Avionik ist ein Grundstein einer jeden erfolgreichen Forschungsrakete. Ob es hierbei um redundante Flugcomputer, Telekommunikation über weite Distanzen oder Datenerfassung während dem Flug geht, Hochleistungsmikroelektronik ist immer gefragt. Diese Elektronik, die zudem noch extrem kompakt sein muss und extremen Bedingungen ausgesetzt ist, kommt jedoch mit einer substantiellen Abwärme, an welcher Stelle eine Thermal Management Lösung entwickelt werden muss, um nicht die Lebensdauer der Komponenten oder sogar die komplette Mission zu gefährden.

Abstract

Inhaltsverzeichnis

Kurzzusammenfassung	I
Tabellenverzeichnis	V
Abbildungsverzeichnis	VI
Symbolverzeichnis	VII
1 Einführung	1
1.1 Darstellung des Problems	1
1.2 Zielsetzung der Arbeit	1
1.3 Lösungsweg	1
2 Grundlagen	2
2.1 Sensible Wärmespeicher	2
2.2 Latente Wärmespeicher	2
2.3 Radiator	2
2.4 Hybrid Lösung	2
3 Methodik	3
3.1 PCM	3
3.2 Radiator	5
3.3 PCM-Radiator-Hybrid	6
3.4 Thermales Interface	9
3.4.1 Thermal Straps	10
3.5 CFD	11
4 Ergebnisse	13
4.1 PCM-Radiator-Hybrid	13
4.2 Conjugate Heat Transfer (CHT)	15
5 Discussion and conclusions	17
5.1 Discussion about including pictures	17
6 Zusammenfassung und Ausblick	18
6.0.1 Flüssig-Gas Phase Change Material (PCM)	18

Tabellenverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

3.1	PCM Auslegung	4
3.2	Radiator Leistung nach Fläche und Temperatur	5
3.3	PCM Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung	7
3.4	PCM Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung	7
3.5	Kontourlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators	7
3.6	Dimensionierungs-Ablauf in der Vorauslegung	8
3.7	Kommerzeill erhältliche Thermal Straps aus Graphen, Kupfer und Aluminium der Firma Thermal Space and Thermal Straps	10
3.8	PCM Struktur	11
3.9	PCM Mesh	12
4.1	PCM Wärmestrom während Flug	14
4.2	Reynolds- und Prandtlzahl während kritischer Phase im Flug	14
4.3	Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynami- schen Druck, sowie 1 s davor und danach	16

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

B_M - mass transfer number

Griechische Symbole

α $\text{W}/(\text{m}^2 \text{K})$ heat transfer coefficient

Indizes

0 initial condition

Hochgestellte Indizes

ct continuum regime

Abkürzungen

PCM Phase Change Material

PCB Printed Circuit Board

BLAST Biliquid launch and Space Technology

FCC Flight Control Computer

HyEnD Hybrid Engine Development

CFD Computational Fluid Dynamics

CHT Conjugate Heat Transfer

PGS Pyrolithic Graphite Sheet

1 Einführung

Für die im Rahmen des aktuellen Projekts, Biliquid launch and Space Technology ([BLAST](#)) der Studentischen Hochschulgruppe Hybrid Engine Development ([HyEnD](#)), neu entwickelte Avionik soll eine Therman-Management-Lösung entwickelt werden.

1.1 Darstellung des Problems

- Neues Projekt mit eigener Avionik
- Leistungsstarke Avionik mit Redundantem Flight Control Computer ([FCC](#))
- Schwierige Umweltbedingungen
- (Pad ist nicht teil des Problems)

Beim Projekt [BLAST](#) der studentischen Hochschulgruppe [HyEnD](#) wird eine neue Avionik mit einem selbst entwickelten [FCC](#) gebaut. Durch

1.2 Zielsetzung der Arbeit

- Entwicklung eines Thermal-Managements für die komplette Flugdauer
- Ausfallsicher
- Leichtbau
- Wiederverwendbar

1.3 Lösungsweg

- vorauslegung
- simulation

[[1-9](#), [11](#), [12](#)]

T_c soll auf 85°C bleiben -> Beispielrechnung der Ausfallwahrscheinlichkeit für STM32?

Mit trajektorien simulation und längs angeströmter turbulenter Platte bekomme ich spezifischen Wärmestrom an fixer Stelle über dein Flug

Aus flugmaxx krieg ich dauer und stärke der beschleunigung -> Ansys, transient

Rest des Fluges ist Mikrogravitation -> Ansys, transient

2 Grundlagen

2.1 Sensible Wärmespeicher

Unter sensibler Wärme versteht man die Eigenschaft von

$$c = \frac{\Delta Q}{m \cdot \Delta T} \quad (2.1)$$

Diese Thermodynamische Eigenschaft lässt sich somit leicht nutzen, um für einen begrenzten Zeitraum die Temperatur gewissermaßen zu dämpfen. Da in der Realität Elektronik keine Wärme produzieren kann, ohne auch Masse im System zu haben, hat jede Avionik inherent eine sogenannte Thermale Masse, welche sich bei Nutzung der sensiblen Wärme leicht durch hinzufügen von Heatsinks erhöhen lässt.

Der eine, und auch größte, Nachteil von dieser Art an Thermal-Management ist, dass die Masse des Systems proportional zur Wärmekapazität steigt.

2.2 Latente Wärmespeicher

2.3 Radiator

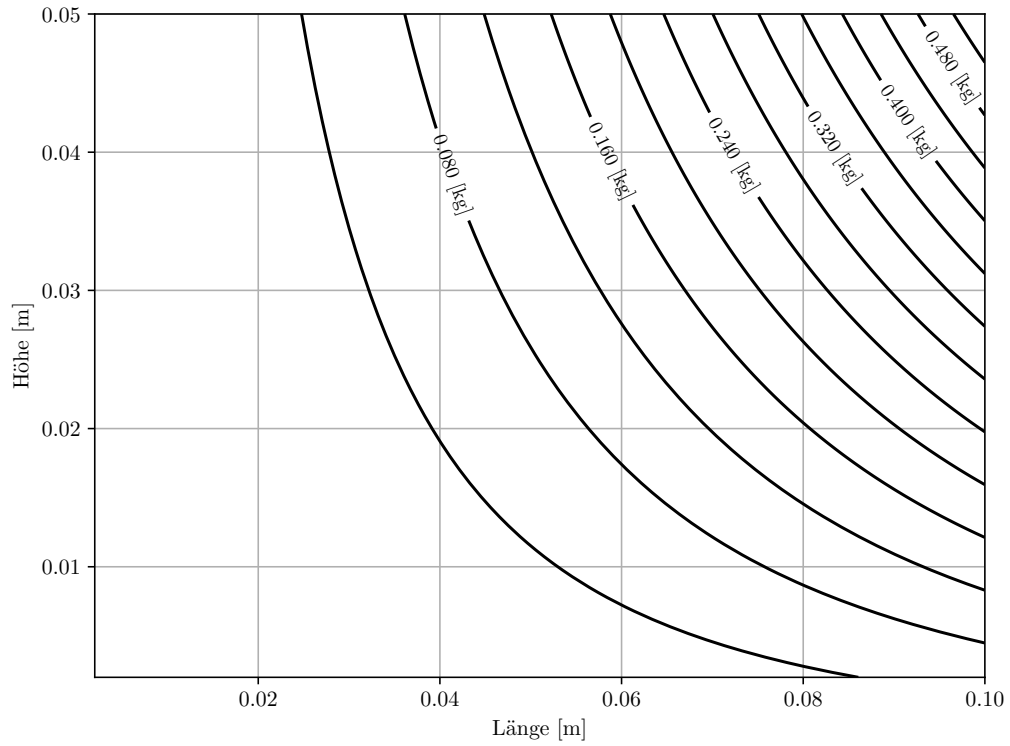
2.4 Hybrid Lösung

3 Methodik

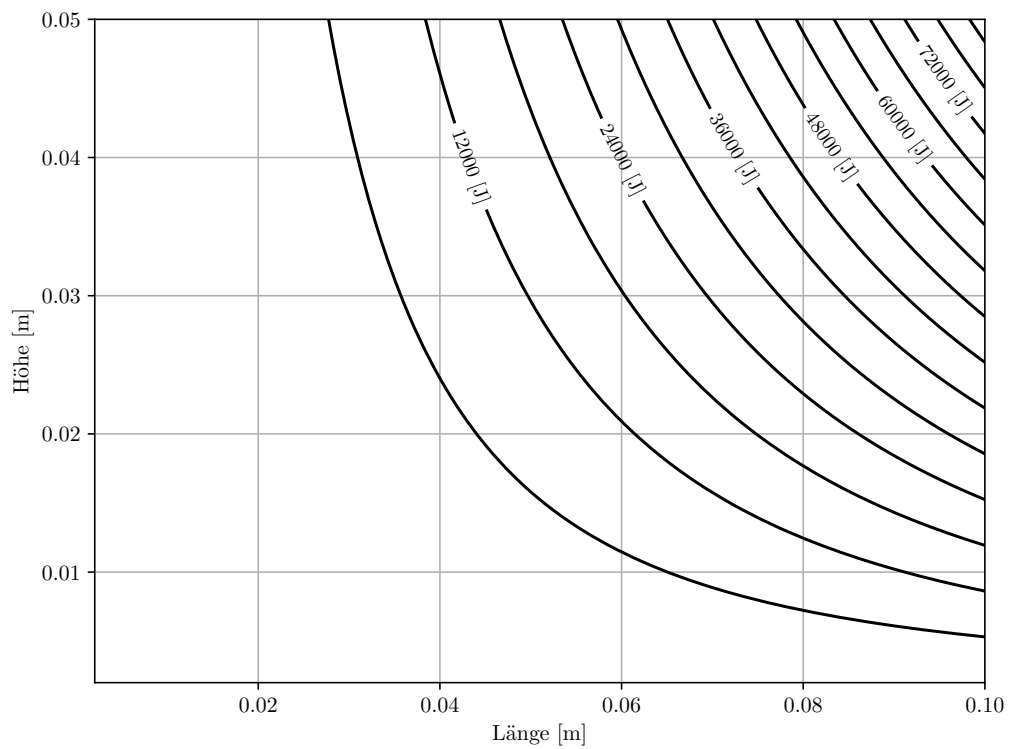
3.1 PCM

Hier Steht was zu [PCM](#)

[PCM](#) sind Materialien, die aufgrund derer großen latenten Wärme genutzt werden, um Wärme zu speichern.



(a) PCM Masse



(b) PCM Wärmeaufnahme

Abbildung 3.1: PCM Auslegung

3.2 Radiator

Hier steht was zu Radiatoren.

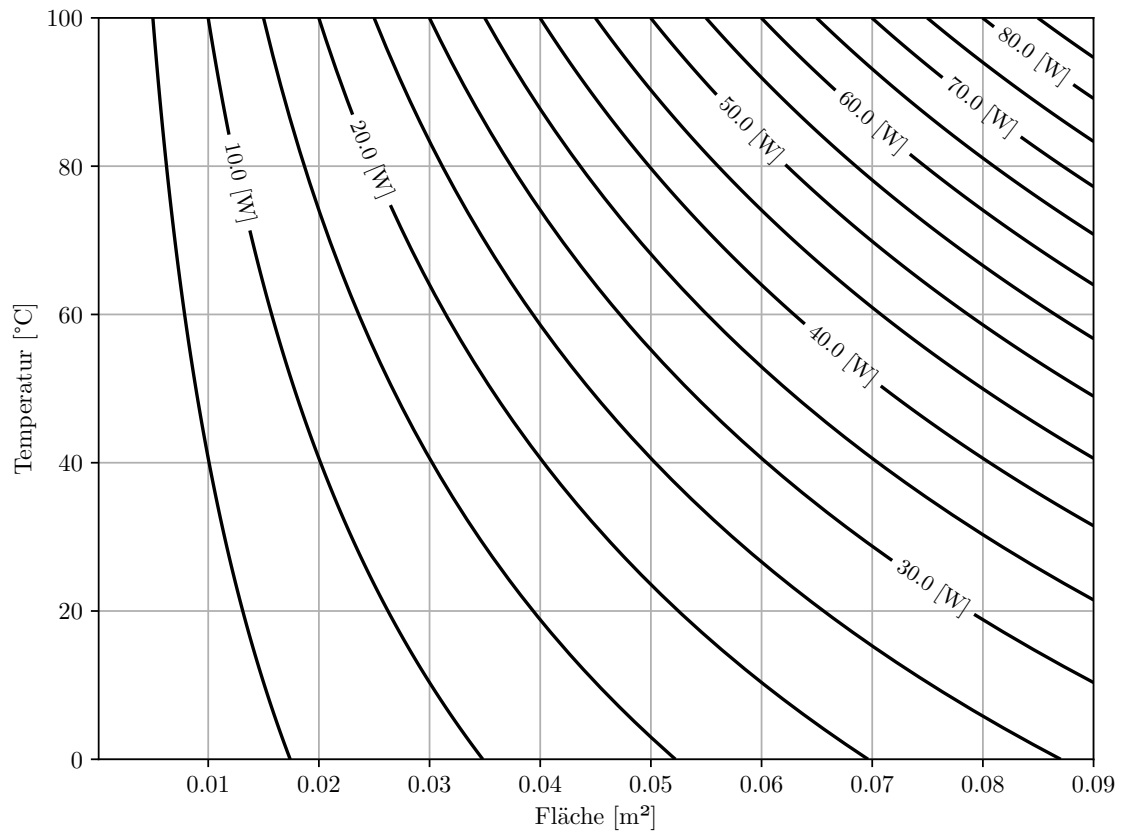


Abbildung 3.2: Radiator Leistung nach Fläche und Temperatur

3.3 PCM-Radiator-Hybrid

Eine Hybridlösung wird auch in erwägung gezogen, um die Masse durch Nutzung eines Radiators zu minimieren, wobei wegen aerodynamischer Aufheizung für kurze Zeit ein PCM gebraucht werden könnte. Um eine umständliche Simulation mittels Computational Fluid Dynamics (CFD) zu vermeiden, wird die Außenkontour der Rakete von Spitze bis Avionik-Sektion, mit Hilfe der Nußelt-Beziehungen, als längs-angeströmte ebene Platte angesehen, wie in Abbildung 3.5 dargestellt ist. Um zu wissen, ob hier die Beziehung für laminare oder turbulente Grenzschichten angewandt werden soll, müssen zunächst die Gültigkeitsbereiche der Reynolds- und Prandtlzahl (3.5, 3.4) überprüft werden. Mittels der Nußelt-Beziehung wird α bestimmt und dann in Gleichung 3.1 eingesetzt, um auf den spezifischen Wärmestrom zu schließen.

$$\dot{q} = \alpha (T_r - T_w) \quad (3.1)$$

Die Gleichung für laminare Grenzschichten im Gültigkeitsbereich $Re < Re_k$ ($Re_k \approx 5 \cdot 10^5$) und $0,6 \leq Pr \leq 2000$ lautet

$$Nu_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,332 Pr^{\frac{1}{3}} Re_x^{\frac{1}{2}} \quad (3.2)$$

für turbulente Grenzschichten mit Gültigkeitsbereich: $5 \cdot 10^7 \leq Re_L \leq 10^7$ und $0,6 \leq Pr \leq 2000$ lautet die Gleichung

$$Nu_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,0296 Re_x^{0,8} Pr^{\frac{1}{3}} \quad (3.3)$$

Für die Reynoldszahl und Prandtlzahl werden die folgenden zwei Gleichungen verwendet

$$Re_x = \frac{V \rho x}{\eta} \quad (3.4) \quad Pr = \frac{c_p \eta}{\lambda} \quad (3.5)$$

Die Dynamische Viskosität wird mittels der Sutherlands-Formel 3.6 berechnet, und die Recoverytemperatur mittels der adiabaten Strömungsgleichung. In diesem Fall wird die Recoverytemperatur statt der Freistromtemperatur benötigt, da die signifikanten Wärmeströme weit über Mach 0.3 stattfinden.

$$\eta = \eta_0 \frac{T_0 + C}{T_\infty + C} \left(\frac{T_\infty}{T_0} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (3.6)$$

$$T_r = T_\infty \left(1 + r \frac{\kappa + 1}{2} Ma^2 \right) \quad (3.7)$$

Der Recovery-Faktor kann mittels der folgenden Gleichung approximiert werden

$$r = \frac{2}{(\kappa - 1) Ma_e^2} \left(\frac{T_{aw}}{T_e} - 1 \right) \approx \begin{cases} \sqrt[3]{Pr} & \text{für turbulente Grenzschicht} \\ \sqrt{Pr} & \text{für laminare Grenzschicht} \end{cases} \quad (3.8)$$

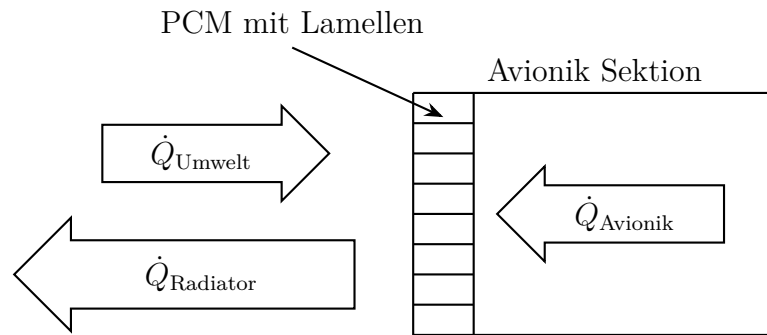


Abbildung 3.3: PCM Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung

$\dot{Q}_{\text{Radiator}} = \dot{Q}_{\text{Umwelt}} + \dot{Q}_{\text{Avionik}}$ In diesem Fall reicht die Leistung des Radiators, um die Avionik auf Betriebstemperatur zu halten.

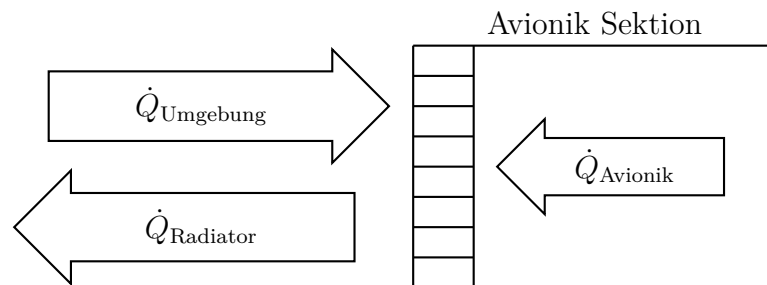


Abbildung 3.4: PCM Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung

Hier reicht die Leistung des Radiators nicht mehr aus und das **PCM** fängt an zu schmelzen. Zu beachten ist, dass die Leistung des Radiators durch die Temperaturerhöhung steigen würde, wegen des **PCM** jedoch sehen wir das System als isotherm an.

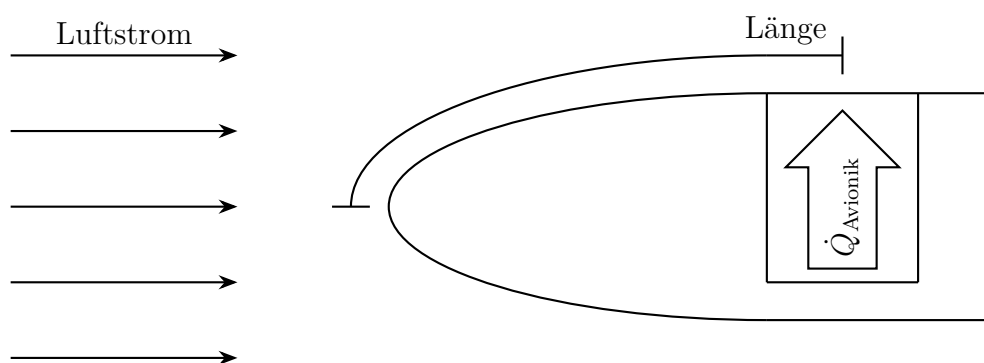


Abbildung 3.5: Kontourlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators

In Abbildung 3.6 sieht man wie die Dimensionierung in den Programmen abläuft. Die Programme erzeugen alle Graphen und rechnen simultan für gegebenen Avionik Wärmestrom alle Werte aus.

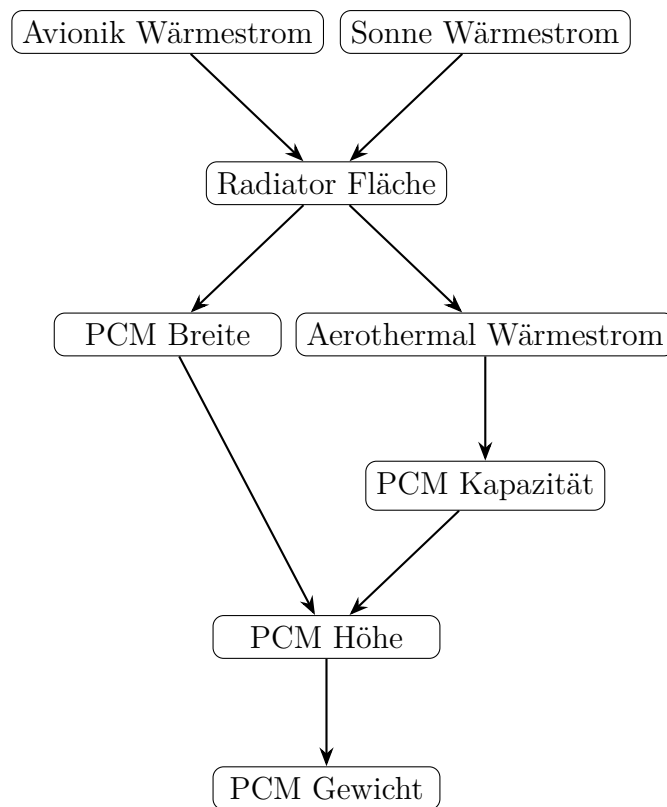


Abbildung 3.6: Dimensionierungs-Ablauf in der Vorauslegung

3.4 Thermales Interface

Hier gehts jetzt um wie die Wärme verteilt und abtransportiert wird. Laut [10] Seite 35 geht die meiste Wärme in die PCB.

3.4.1 Thermal Straps

Um das Printed Circuit Board (PCB) mit der Heatpipe zu verbinden werden Thermal Straps aus verschiedenen Materialien analysiert. Thermal Straps sind flexible Verbindungsteile die Wärmebrücken zwischen mehreren Bauteilen gewährleisten. Wegen der hohen Wärmeleitfähigkeit von Pyrolytic Graphite Sheet (PGS) und besonders für Thermal Straps wichtigen Flexibilität, sind diese eine interessante Option. Ein Nachteil von PGS ist die geringe Dicke und der daraus resultierende geringe Querschnitt, welcher trotz hoher Wärmeleitfähigkeit zu hoher Wärmestromdichte und stärkerer Temperaturerhöhung führen kann. Im Vergleich mit herkömmlichen Materialien wie Aluminium und Kupfer soll ein Vergleich gezogen werden.

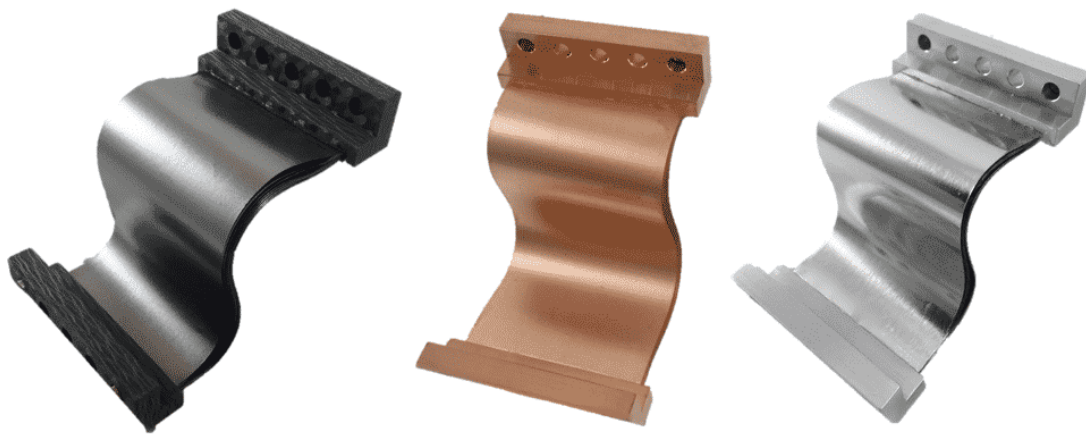


Abbildung 3.7: Kommerziell erhältliche Thermal Straps aus Graphen, Kupfer und Aluminium der Firma Thermal Space and Thermal Straps

3.5 CFD

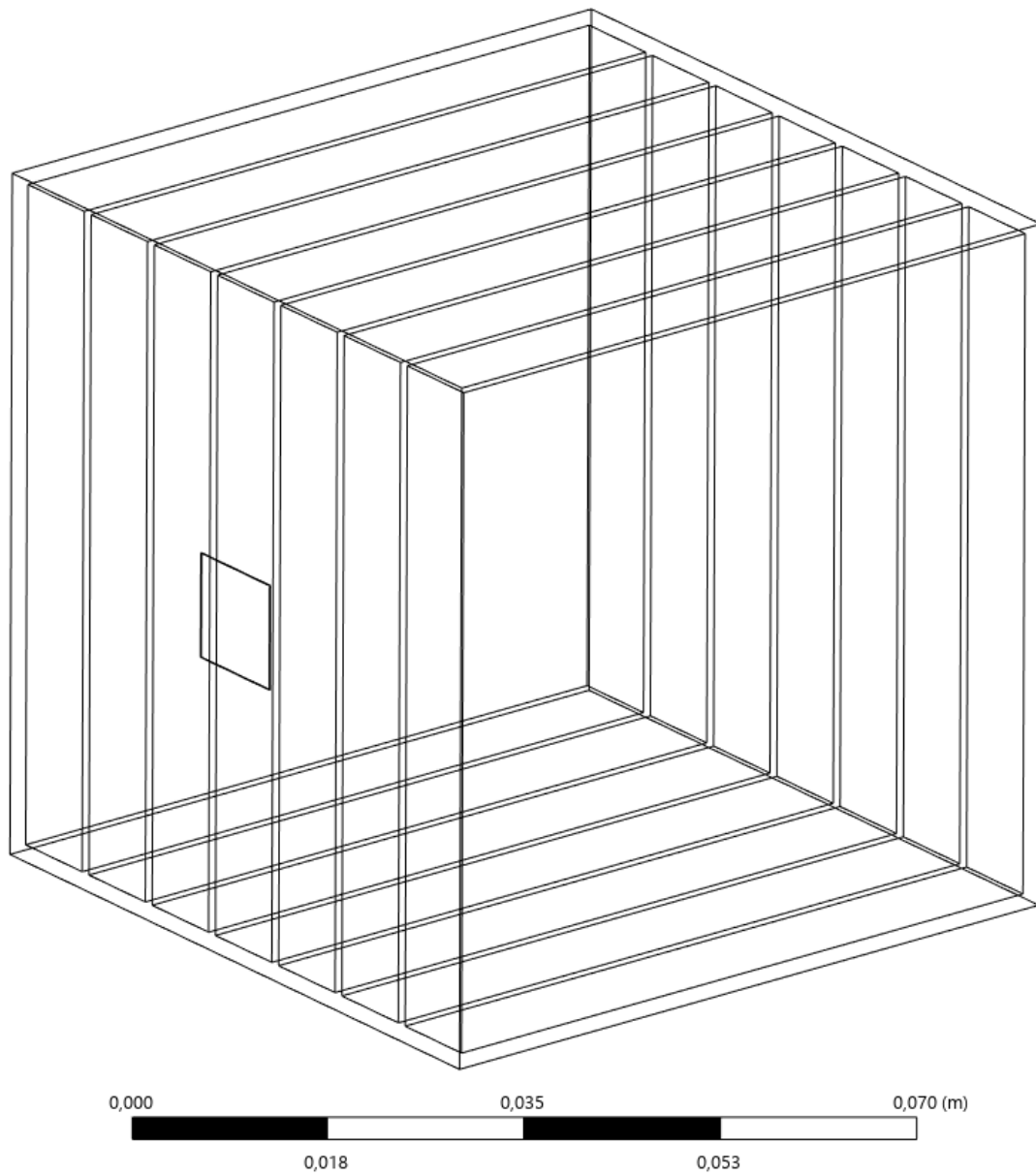


Abbildung 3.8: [PCM](#) Struktur

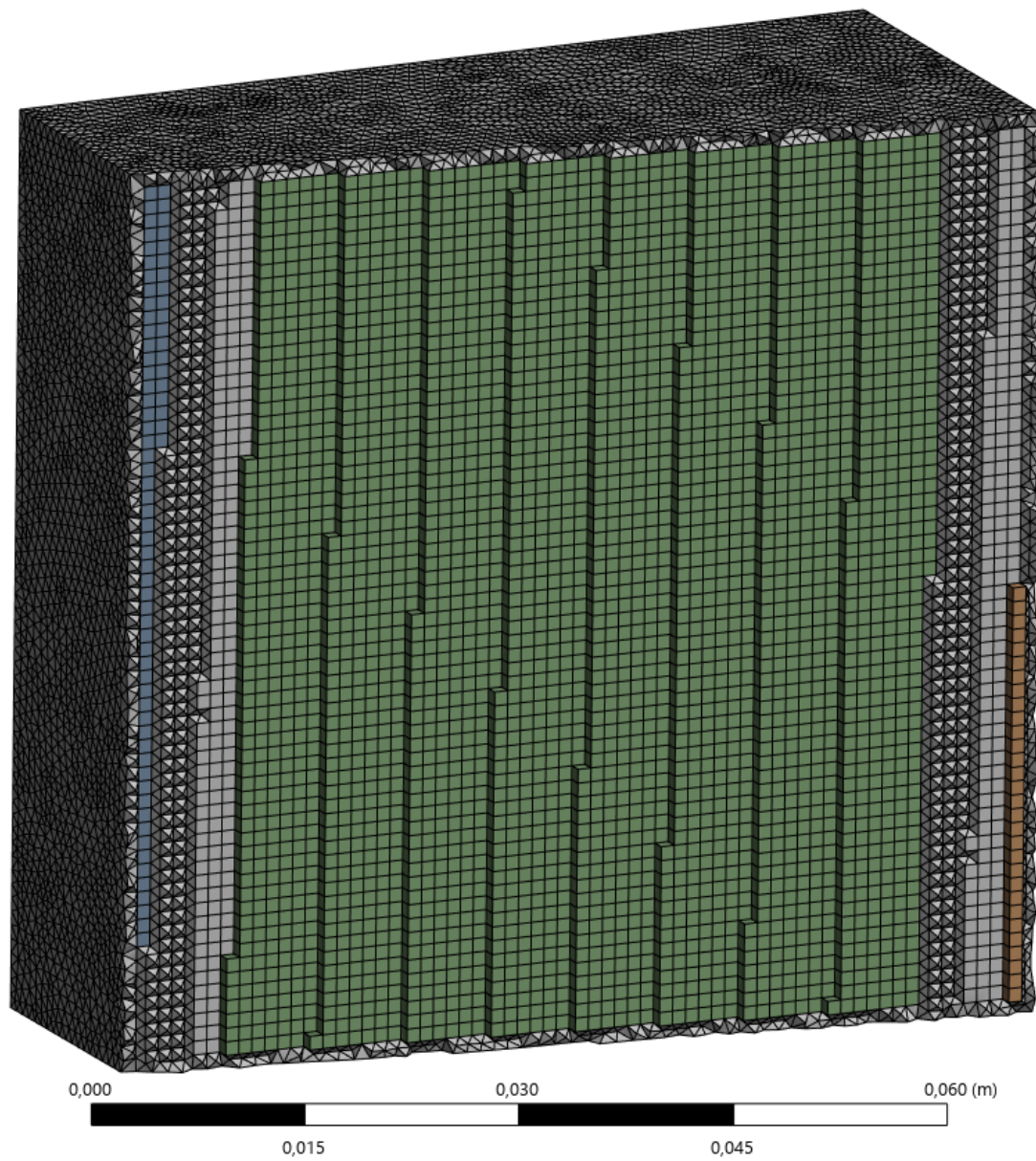


Abbildung 3.9: [PCM](#) Mesh

4 Ergebnisse

Die Vorauslegung wurde mit folgenden Werten durchgeführt:

- Isotherm auf: 38 °C
- Avionik Abwärme: 40 W
- 1 m Konturlänge
- Radiator Emissionsgrad: 0.91 (AZ-93)
- Radiator Absorptionsgrad: 0.15 (AZ-93)
- Icosane PCM
- Trajektorien-simulation
- $1 \frac{\text{kW}}{\text{m}^2}$ mit 50% duty cycle durch Rotation der Rakete

Zu beachten ist, dass die Radiatorleistung konstant bleibt, da das System als isotherm mit einer infinitesimalen Temperaturerhöhung über den Schmelzpunkt hinweg angenommen wird.

4.1 PCM-Radiator-Hybrid

Als nächstes sieht man Graphen

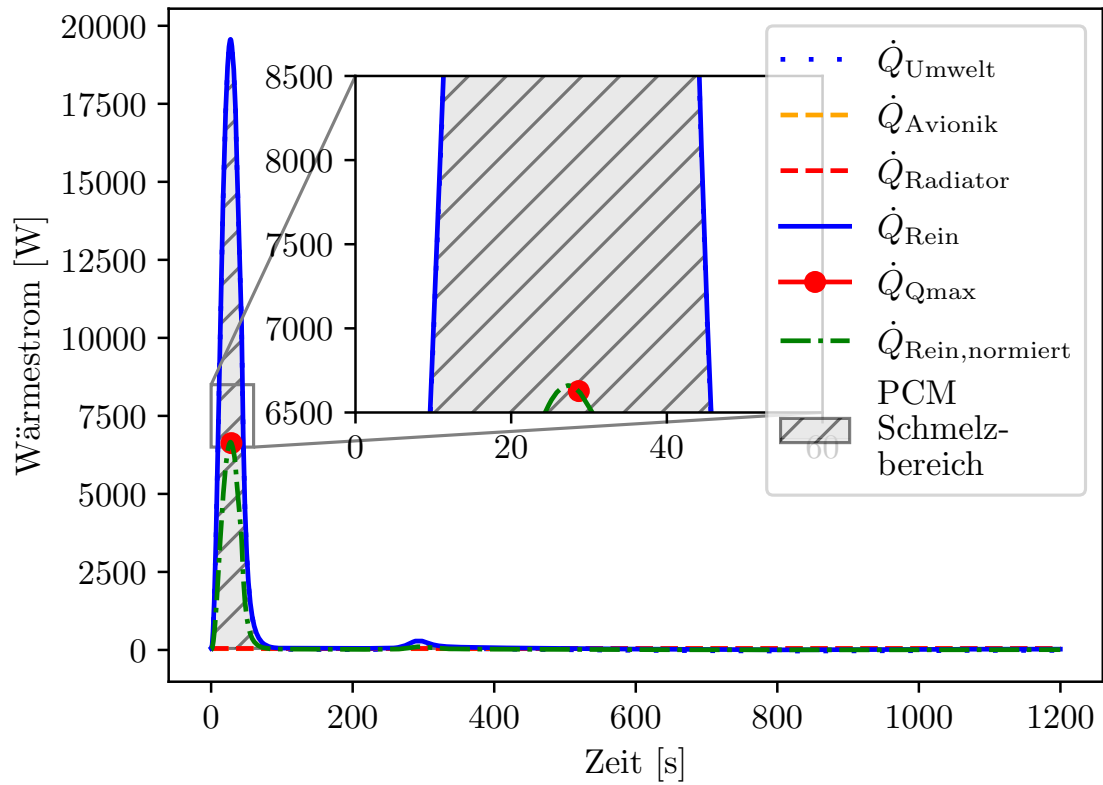


Abbildung 4.1: PCM Wärmestrom während Flug

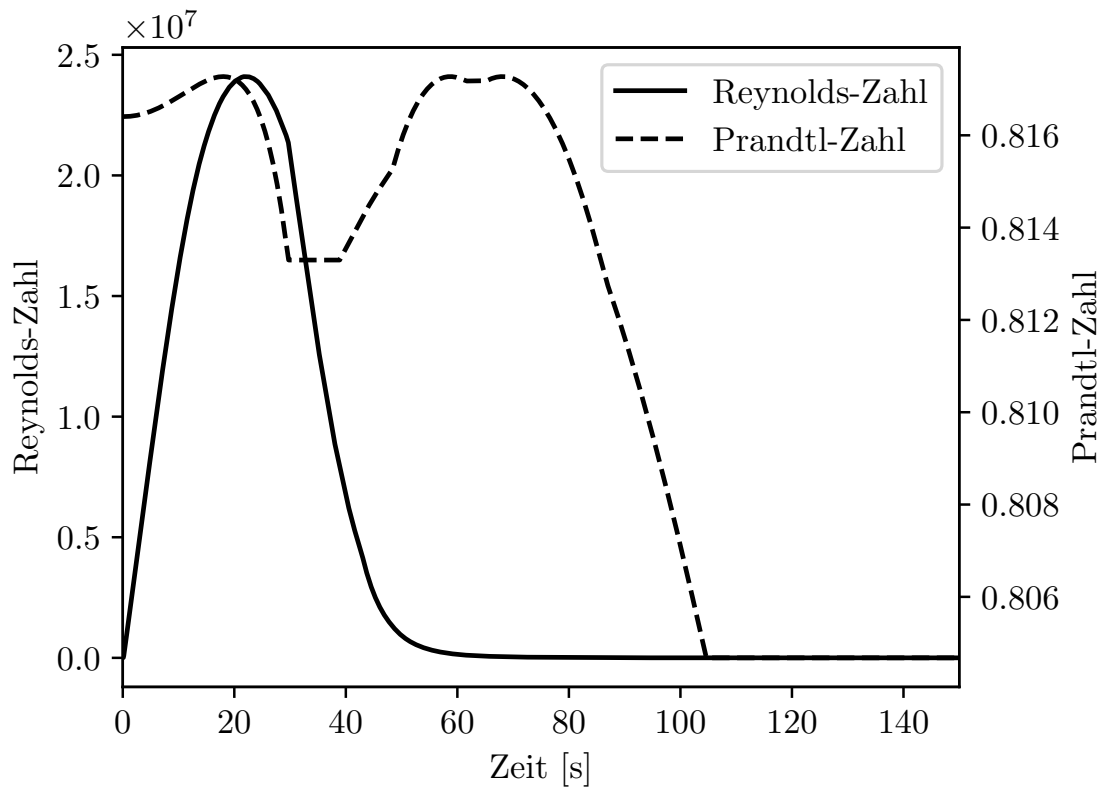


Abbildung 4.2: Reynolds- und Prandtlzahl während kritischer Phase im Flug

4.2 CHT

als nächstes habe ich geschaut wo der maximale dynamische Druck erreicht wurde in der Vorauslegung. Die korrespondierenden Werte des Flugzustandes habe ich dann als Boundary Conditions in der CFD Simulation genommen. Um zu verifizieren, dass dort auch die maximale Aufheizung stattfindet, habe ich 1 Sekunden vorher und nachher im Flug die BC's auch verwendet und einen Vergleich gezogen.

Maximaler dynamischer Druck: 112901.25708461029 Pa at 28.691 s
Entsprechender Flugzustand: 10244.138 m, 750.704 m/s, -51.587°C, 254.783 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.4006 kg/m³

Flugzustand bei 27.691 s (maxQ-1): 9511.553 m, 716.349 m/s, -46.825°C, 284.754 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.4384 kg/m³

Flugzustand bei 29.691 s (maxQ+1): 11011 m, 786.862 m/s, -56.5°C, 225.948 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.3633 kg/m³

Da wie in 4.3 zu sehen ist, der Zeitpunkt des maximalen dynamischen Druckes nicht im größten spezifischen Wärmestrom resultiert, wurde mit der Simulation die den höheren spezifischen Wärmestrom ergeben hat, eine Lösungsfortsetzung durchgeführt um das Maximum zu finden.

maxQp1.5: 30.191 s, 11409.57 m, 805.711 m/s, -56.5°C, 212.299 hPa Dichte: 0.341 383 9 kg/m³

maxQp1.2: 29.891 s, 11169.842 m, 794.334 m/s, -56.5°C, 220.527 hPa Dichte: 0.354 614 8 kg/m³

Hiernach hab ich die Unterrelaxationsfaktoren weiter reduziert für genauigkeit bei kleineren Zeitschritten.

maxQp1.05: 29.741 s, 11051.248 m, 788.722 m/s, -56.5°C, 224.597 hPa Dichte: 0.361 159 5 kg/m³

maxQp0.95: 29.641 s, 10972.651 m, 785.008 m/s, -56.5°C, 227.362 hPa Dichte: 0.365 605 7 kg/m³

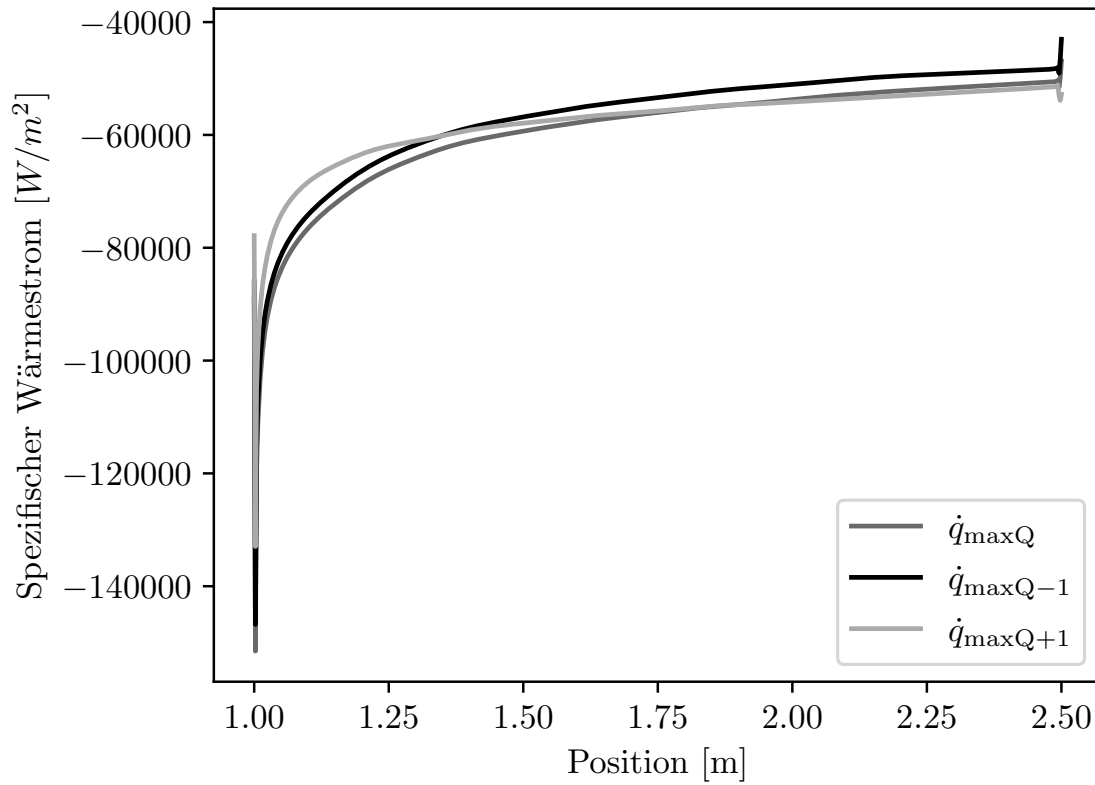


Abbildung 4.3: Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 1 s davor und danach

5 Discussion and conclusions

5.1 Discussion about including pictures

6 Zusammenfassung und Ausblick

Beispielliteraturverweise:

1. Fachzeitschrift
2. Internetquelle
3. Buch
4. Vorlesungsskript

Anmerkung: Es gibt verschiedene Referenzierungsstile

6.0.1 Flüssig-Gas PCM

Eine weitere Methode zum Thermal-Management, die im Rahmen dieser Arbeit nicht analysiert wurde, sind Flüssig-Gas PCM's, welche generell signifikant höhere latente Wärmen haben, als die hier analysierten Fest-Flüssig Varianten. Beispielsweise hat Ethanol eine Verdampfungsenthalpie von 918 000 J/kg, also fast das vierfache von Icosane, bei einer ähnlichen Dichte. Wegen des großen Volumenanstiegs in die Gasphase von Ethanol, ist ein geschlossenes System, welches extremen Drücken standhalten müsste, eher unhandlich. Hierbei würde das ablassen vom Ethanol in die Atmosphäre die einzige Möglichkeit sein. Da die Rakete jedoch Ethanol als Treibstoff benötigt ist ein betanken der Kühlung vor dem Start keine logistische Schwierigkeit.

Signifikante Probleme mit Ethanol als PCM wären der relativ hohe Siedepunkt bei 78 °C, der entweder durch Druckregelung auf < 1 bar in der oberen Atmosphäre verringert werden kann, oder das in Kauf nehmen einer heißen laufenden Avionik. Desweiteren verliert das System den Großteil der thermalen Masse, welche bei unvorhergesehenen Verzögerungen des Fluges und der Recovery die Avionik schneller überhitzen lassen kann als ein geschlossenes System, in dem auch nach dem Phasenwechsel eine hohe thermale Masse vorhanden ist.

Literaturverzeichnis

- [1] M.E. Abdelrahman, A.M.A. Soliman, M. Kassab, and A.A. Hawwash. Experimental and numerical investigations of an open-cell copper foam (occf)/phase change material (pcm) composite-based module for satellite avionics thermal management in a thermal vacuum chamber (tvc). *Journal of Energy Storage*, 75, 2024. [1](#)
- [2] Z. Claudio, R. Giulia, M. Simone, H. Romain, S. Claude, P. Vincent, and Bertrand Truffart. Active and passive cooling technologies for thermal management of avionics in helicopters: Loop heat pipes and mini-vapor cycle systems. *Thermal Science and Engineering Progress*, 5:107–116, 2018.
- [3] David G. Gilmore. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. The Aerospace Press, 2002.
- [4] J.Y. Ho, Y.S. See, K.G. Leong, and T.N. Wong. An experimental investigation of a pcm-based heat sink enhanced with a topology-optimized tree-like structure. *Energy Conversion and Management*, 245, 2021.
- [5] Peabody Hume. Thermal design for spaceflight. In *Spacecraft Thermal Engineering Course*, 2022.
- [6] Kaitlin Liles and Ruth Amundsen. *NASA Passive Thermal Control Engineering Guidebook*. National Aeronautics and Space Administration, 2023.
- [7] K.V. Pavia, M.B.H. Mantellim, and L.K. Slongo. Experimental testing of mini heat pipes under microgravity conditions aboard a suborbital rocket. *Aerospace Science and Technology*, 45:367–375, 2015.
- [8] I. Steven, A.A. Diego, and S. Greg. Development of a lightweight and low-cost 3d-printed aluminum and pcm panel for thermal management of cubesat applications. In *47th International Conference on Environmental Systems*, 2017. Charleston, South Carolina.
- [9] STMicroelectronics. Guidelines for thermal management on stm32 applications. 2024. [1](#)
- [10] Xingcun, C. *Advanced Materials for Thermal Management of Electronic Packaging*. Springer, 2011. [9](#)

-
- [11] Yu Xu, W. Jiale, and Li Tong. Experimental study on the heat transfer performance of a phase change material based pin-fin heat sink for heat dissipation in airborne equipment under hypergravity. *Journal of Energy Storage*, 52, 2022. [1](#)
- [12] K. Yang. Ground operations, launch and ascent thermal analysis using thermal desktop. In *Thermal and Fluids Analysis Workshop*, 2015. NASA Goddard Space Flight Center, Silver Spring, MD. [1](#)

Appendix

Appendix A: bla

Hier ist noch mehr Zeug

Appendix B: bla