



Bachelorarbeit

Entwicklung des Avionik-Thermal- Managements einer Experimentalrakete

cand. aer. Viktor Hoffmann

September 2025



Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt
der Universität Stuttgart

Direktor: Professor Dr.-Ing. B. Weigand



Bachelorarbeit

für Herrn cand. aer. Viktor Hoffmann

Entwicklung des Avionik-Thermal-Managements einer Experimentalrakete

Motivation und Zielsetzung:

Im Rahmen des Projekts BLAST der studentischen Arbeitsgruppe HyEnD e.V. wird für die neu entwickelte und leistungsstarke Avionik ein Thermal-Management-Konzept notwendig, das die Hardware während der gesamten Flugdauer auf einer sicheren Betriebstemperatur hält. Darunter fallen kritische Systeme wie die Flugcomputer, Telemetrie und Stromversorgung, deren Ausfall durch Überhitzung eine erfolgreiche Bergung verhindern kann, sowie sekundäre Komponenten wie Kameras. Bei der Entwicklung soll insbesondere auf Leichtbau und Ausfallsicherheit geachtet werden.

Zunächst sollen die Randbedingungen der Mission und die Anforderungen an das Thermal-Management mithilfe angemessener Annahmen festgestellt werden. Basierend darauf wird, durch eine Literaturrecherche zu bestehenden Methoden in der Luft- und Raumfahrtindustrie, eine Auswahl getroffen, die sowohl Leichtbau als auch Ausfallsicherheit maximiert. Für die ausgewählten Methoden soll anschließend eine Vorauslegung gemacht und durch Simulationen verifiziert werden.

Arbeitsschritte:

- Einarbeitung in die Thematik
- Festlegung der Randbedingungen und Anforderungen
- Literaturrecherche zu vorhandenen Thermal-Management-Methoden
- Auswahl, Konzeption und Vorauslegung geeigneter Methoden
- Simulation und Auswertung der gewählten Methoden zum Vergleich mit der Vorauslegung

Ort und Dauer der Arbeit:

Die Bachelorarbeit soll am ITLR sowie bei HyEnD durchgeführt und innerhalb eines Zeitraums von 4 Monaten abgeschlossen werden.

Betreuer:

- Dr.-Ing. Christian Waidmann, ITLR

Ausgabe: 01.05.2025

Abgabe: 01.09.2025

Dr.-Ing. Christian Waidmann

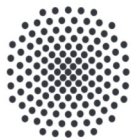
Hiermit versichere ich, dass ich diese Bachelorarbeit selbstständig mit Unterstützung des Betreuers / der Betreuer angefertigt und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe.

Die Arbeit oder wesentliche Bestandteile davon sind weder an dieser noch an einer anderen Bildungseinrichtung bereits zur Erlangung eines Abschlusses eingereicht worden.

Ich erkläre weiterhin, bei der Erstellung der Arbeit die einschlägigen Bestimmungen zum Urheberschutz fremder Beiträge entsprechend den Regeln guter wissenschaftlicher Praxis eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen etc.) enthält, habe ich diese Beiträge als solche gekennzeichnet (Zitat, Quellenangabe) und eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt. Mir ist bekannt, dass ich im Falle einer schuldhaften Verletzung dieser Pflichten die daraus entstehenden Konsequenzen zu tragen habe.

.....

Ort, Datum, Unterschrift



Hiermit erkläre ich

Hoffmann, Viktor/ Matr.-Nr.: 3595910

mich damit einverstanden, dass meine Bachelorarbeit zum Thema

Entwicklung des Avionik-Thermal-Managements einer Experimentalrakete

in der Institutsbibliothek des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt öffentlich zugänglich aufbewahrt und die Arbeit auf der Institutswebseite sowie im Online-Katalog der Universitätsbibliothek erfasst wird. Letzteres bedeutet eine dauerhafte, weltweite Sichtbarkeit der bibliographischen Daten der Arbeit (Titel, Autor, Erscheinungsjahr, etc.). Nach Abschluss der Arbeit werde ich zu diesem Zweck meinem Betreuer*in neben dem Prüfexemplar eine weitere gedruckte sowie eine digitale Fassung übergeben.

Der Universität Stuttgart übertrage ich das Eigentum an diesen zusätzlichen Fassungen und räume dem Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt an dieser Arbeit und an den im Rahmen dieser Arbeit von mir erzeugten Arbeitsergebnissen ein kostenloses, zeitlich und örtlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht für Zwecke der Forschung und der Lehre ein. Falls in Zusammenhang mit der Arbeit Nutzungsrechtsvereinbarungen des Instituts mit Dritten bestehen, gelten diese Vereinbarungen auch für die im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnisse.

Ort, Datum, Unterschrift

Kurzzusammenfassung

Für das Projekt Biliquid launch and Space Technology ([BLAST](#)) der Hochschulgruppe Hybrid Engine Development ([HyEnD](#)) wird eine neue, kompakte und hochleistungsfähige Avionik entwickelt, die unter extremen Flugbedingungen arbeitet. Die in dieser Arbeit entwickelte Kühlung muss leicht, zuverlässig, wiederverwendbar und für eine maximale Sperrschichttemperatur von $T_J \approx T_C \leq 89.15^\circ\text{C}$ für die gesamte Missionsdauer ausgelegt sein. Basierend auf den Anforderungen und einer Trajektorien-simulation wurden drei Konzepte untersucht: reiner Radiator, reines Phase Change Material ([PCM](#)) und eine hybride Radiator-[PCM](#)-Lösung. Die Vorauslegung ergab, dass ein Radiator wegen aerothormaler Aufheizung ungeeignet ist. Die hybride Lösung ist möglich, jedoch durch geometrische Verluste und hohe Luftwärmeströme der Vorauslegung nach mit 3.835 kg schwerer als ein einfaches [PCM](#) mit 0.316 kg. Conjugate Heat Transfer ([CHT](#))-Simulationen der Außenströmung und des [PCM](#) bestätigten trotz angenommener Vereinfachungen die Vorauslegungsergebnisse mit einer Masse des hybriden Radiator-[PCM](#) von 1.522 kg.

Abstract

For the [BLAST](#) project of the [HyEnD](#) university group, a new, compact, and high-performance avionics system is being developed to operate under demanding flight conditions. The cooling system developed in this work must be lightweight, reliable, reusable, and designed for a maximum junction temperature of $T_J \approx T_C \leq 89.15^\circ\text{C}$ for the entire mission duration. Based on the requirements and a trajectory simulation, three concepts were investigated: pure radiator, pure [PCM](#), and a hybrid radiator-[PCM](#) solution. Preliminary design showed that a radiator is unsuitable due to aerothermal heating. The hybrid solution is feasible but, according to the preliminary design, heavier at 3.835 kg due to geometric losses and high convective heat flux than a simple [PCM](#) at 0.316 kg. [CHT](#) simulations of the external flow and the [PCM](#) confirmed the preliminary design results despite assumed simplifications with a mass of the hybrid radiator [PCM](#) of 1.522 kg.

Inhaltsverzeichnis

Kurzzusammenfassung	I
Tabellenverzeichnis	V
Abbildungsverzeichnis	VI
Symbolverzeichnis	VIII
1 Einführung	1
1.1 Darstellung des Problems	1
1.2 Zielsetzung der Arbeit	2
1.3 Lösungsweg	2
2 Grundlagen	4
2.1 Sensible Wärme	4
2.2 Latente Wärme	4
2.3 Wärmeübertragung	5
2.3.1 Wärmestrahlung	5
2.3.2 Wärmeleitung	5
2.3.3 Konvektion	5
2.3.4 Simulation	6
3 Vorauslegung	7
3.1 Anforderungen	7
3.2 PCM	9
3.3 Radiator	11
3.4 PCM-Radiator-Hybrid	12
3.5 Thermales Interface	16
3.5.1 Thermal Straps	17
4 Simulation	18
4.1 CFD	18
4.2 PCM-Radiator-Hybrid	19
4.3 Aerothermal	19
4.4 PCM	25

5	Discussion and conclusions	28
5.1	Discussion about including pictures	28
6	Zusammenfassung und Ausblick	29
	Appendix	33

Tabellenverzeichnis

3.1	Stoffdaten für Eicosane	9
3.2	AZ-93 Spezifikationen [1]	11

Abbildungsverzeichnis

3.1	Flugdaten der Trajektoriensimulation	8
3.2	PCM Auslegung	10
3.3	Radiator Leistung nach Fläche und Temperatur	11
3.4	PCM Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung	13
3.5	PCM Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung	13
3.6	Kontourlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators	13
3.7	Dimensionierungs-Ablauf in der Vorauslegung	14
3.8	Reynolds- und Prandtlzahl während kritischer Phase im Flug	15
3.9	PCM Wärmestrom während Flug	15
3.10	Kommerzeill erhältliche Thermal Straps aus Graphen, Kupfer und Aluminium [2]	17
4.1	PCM Struktur und vereinfachtes Mesh	18
4.2	Darstellung der Außensströmungssimulation mit Meshstruktur in grau, velocity inlet in blau, pressure outlet in rot, Symmetrien in gelb und Partitionen der parallelisierung in lila	20
4.3	Schichtaufdickungen des Mesh an der Rakete	20
4.4	Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynami- schen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach	21
4.5	y+ Wert an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach	22
4.6	PCM Wärmestrom während Flug mit Simulationsergebnissen und Fit Kurve	23
4.7	Maximaler dynamischer Druck (max Q) Konturen	24
4.8	Approximiertes Beschleunigungsprofil	25
4.9	Flüssigkeitsanteil Konturen. Die Legende bezieht sich auf 4.9d	26
4.10	Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf 4.10d	26
4.11	Geschwindigkeitsvektoren der Konvektionswirbel einer, durch Nachbe- arbeitung, vervollständigten Zelle bei 900 s. Darstellung der weiteren Zeitschritte ist in 6.3 zu finden.	27
6.1	Statische Temperaturkontur der Luft	33
6.2	Machzahlkontur der Luft	34

6.3	Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf 4.10d	35
-----	--	----

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

T	K	Temperatur
c	$\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$	Spezifische Wärmekapazität
h	J kg^{-1}	Schmelzenthalpie

Griechische Symbole

ρ	kg m^{-3}	Dichte
λ	$\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$	Wärmeleitfähigkeit
γ	K^{-1}	Wärmeausdehnungskoeffizient

Indizes

solidus	Solidus Temperatur des Phasenwechsels
liquidus	Liquidus Temperatur des Phasenwechsels
solid	Feststoff Eigenschaften
liquid	Flüssigstoff Eigenschaften
fus	Schmelz Phasenwechsel
p	Konstanter Druck
J	sperrschicht
C	Gehäuse
safety	Mit Sicherheitsfaktor

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

max Q Maximaler dynamischer Druck

GSE Ground Support Equipment

PCDU Power Control and Delivery Unit

1 Einführung

Eine leistungsstarke Avionik ist ein Grundstein jeder erfolgreichen Experimentalrakete. Ob es hierbei um Flight Control Computer (FCC), Telekommunikation, Datenerfassung oder auch aktive Steuerung und Regelung von Instrumenten und dem Fahrzeug während des Flugs geht, kompakte Hochleistungsmikroelektronik ist immer gefragt und muss oft redundant ausgeführt sein. Diese Elektronik, die zudem noch extremen Bedingungen ausgesetzt wird, kommt jedoch mit einer substanziellen Wärmeleistung und Wärmestromdichte die, bei mangelhafter Rücksicht zu reduzierter Lebensdauer der Avionik führen kann oder sogar die Mission frühzeitig scheitern lässt. Diese Arbeit befasst sich mit der Lösung des dargestellten Problems für das Projekt BLAST der studentischen Hochschulgruppe HyEnD wo eine neue Avionik entwickelt wird und eine Thermal-Management-Lösung (Kühlung) benötigt wird.

1.1 Darstellung des Problems

Das Thermal-Problem einer Experimentalrakete beginnt bereits lange vor dem eigentlichen Start. Oft muss nach Integration und Befestigung der Rakete auf der Rail und Verbindung mit dem Ground Support Equipment (GSE) noch einige Stunden auf das Startfenster gewartet werden. Während dieser Zeit steht die Rakete der Umwelt ausgesetzt oft in der Sonne und kann, je nach Struktur und Beschichtung der Sektion interne Temperaturen über den zulässigen 89.15°C erreichen. Da in dieser Phase eine Verbindung mit dem GSE besteht kann Masse durch externe Kühlung währenddessen eingespart werden, weshalb in dieser Arbeit nur für die darauf folgende Flugphase das Thermal-Management entwickelt werden soll.

Da BLAST

In der Vergangenheit wurde bei HyEnD oft die Avionik ohne Redundanz oder zusammen mit gekauften FCCn, für Missionskritische Aufgaben wie den Fallschirm-Auswurf, ausgeführt. Beim Projekt BLAST soll das vermieden werden, indem die selbst entwickelten FCC in zweifacher Duplex Redundanz ausgeführt werden. Demensprechend gibt es vier Computer die die selben Programme ausführen und den vierfachen Stromverbrauch gegenüber einfach ausgeführter Avionik haben. Hinzu kommen weitere Kameras, Funkplatinen, Verstärker, Sensor-Schnittstellen etc. die jedoch keine redundante Ausführung haben.

Dem Energieerhaltungssatz nach haben der FCC, die Kameras und weitere Elektronik die keine Leistung abgibt, gegenüber etwa der Power Control and Delivery Unit (PCDU) und Funkplatine, einen Wirkungsgrad von 0 % wenn Logikoperationen nicht als Arbeit definiert werden. Resultierend wird der komplette Stromverbrauch in Wärme umgewandelt. Da die Avionik parallel zu dieser Arbeit entwickelt wurde, Wird die Leistung abgeschätzt.

- Neues Projekt mit eigener Avionik
- Leistungsstarke Avionik mit Redundantem 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

Um ein geeignetes Thermal-Management zu entwickeln wird zuerst eine Auswahl an etablierten Lösungen aus der Luft- und Raumfahrtindustrie gemacht, die die gestellten Anforderungen erfüllen können.

Diese werden dann mittels einfacher Thermodynamischer Bilanzgleichungen in der Vorauslegung mit einem Python Programm ausgewertet und verglichen, um eine Massenabschätzung zu bekommen.

Die Vorauslegung wird anschließend mittels CHT-Simulation verifiziert und vergleichbar gemacht.

- vorauslegung
- simulation

[4, 6–10, 13–15, 18, 19]

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

In diesem Kapitel werden die Thermodynamischen, Chemischen und Numerischen Grundlagen erläutert, die in dieser Arbeit angewandt wurden.

2.1 Sensible Wärme

Unter sensibler Wärme versteht man die Eigenschaft von Masse durch eine Temperaturänderung Wärmeenergie zu absorbieren oder abzugeben. Dieses Phänomen kann durch die Änderung der kinetischen Energie von den molekularen Teilchen im System erklärt werden. Durch das Einführen von Wärmeenergie in ein System steigt die kinetische Energie der Teilchen:

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

Da Elektronik eine gewisse Eigenmasse hat und meist Teil einer größeren Baugruppe ist, gibt es durch die sensible Wärme eine Dämpfung zu Temperaturänderungen, welche jedoch zeitlich von der Wärmeleitfähigkeit der Materialien abhängt.

2.2 Latente Wärme

Im Gegenteil zur sensiblen Wärme ist latente Wärme, auch Umwandlungsenthalpie genannt, die Eigenschaft von Masse bei einem Phasenwechsel Wärmeenergie zu absorbieren oder abzugeben, ohne dass dabei die Temperatur sich ändert. Das ist durch die Erhöhung der potentiellen Energie der Teilchen, statt der kinetischen wie bei der sensiblen Wärme, zu verstehen. Effektiv erhöht sich die potentielle Energie durch Änderung der Bindungszustände:

$$h = \frac{\Delta Q}{m} \quad (2.2)$$

Da die latente Wärme für die meisten Materialien im Fest-Flüssig Übergang um mindestens den Faktor 10 größer ist als die sensible Wärme bei einem Grad Temperaturerhöhung, kann diese sehr gut zur Absorption von überschüssiger Wärme über längere, jedoch begrenzte Zeiträume verwendet werden, wobei auch hier die Wärmeleitfähigkeit eine entscheidende Rolle bei der Umsetzung spielt.

2.3 Wärmeübertragung

Um Wärme innerhalb von einem System günstig zu verteilen, oder die Energie aus dem System zu entfernen, gibt es drei Mechanismen.

2.3.1 Wärmestrahlung

Bei der Wärmestrahlung geben Teilchen beim aufnehmen oder abgeben kinetischer Energie eine gewisse Menge an Energie in Form von elektromagnetischer Strahlung ab. Da die Strahlungsleistung von der vierten Potenz der Temperatur abhängt, ist dieser Modus erst bei sehr hohen Temperaturen dimensionierend, kann jedoch im Vakuum dominant sein:

$$\dot{Q} = \sigma \epsilon A T^4 \quad (2.3)$$

2.3.2 Wärmeleitung

Bei der Wärmeleitung wird Wärmeenergie in einem Körper durch Diffusion der kinetischen Energie der Teilchen verteilt. Die Wärmestromdichte in einem Temperaturgradienten wird durch das Fourier-Gesetz beschrieben:

$$\vec{q} = -\lambda \nabla T \quad (2.4)$$

2.3.3 Konvektion

Bei der Konvektion wird Wärmeenergie durch Massenaustausch transportiert. Bei der erzwungenen Konvektion bekommt das Fluid durch äußere Kräfte eine relative Geschwindigkeit, die zum Massenaustausch führt. Andererseits resultiert bei der natürlichen Konvektion nur die eigene inhomogene Temperaturverteilung, durch beispielsweise eine anliegende heiße Wand, zu einem Temperaturanstieg und infolgedessen zu einem Dichteanstieg, der in einem Beschleunigungsfeld zu Auftriebskräften und automatischer Bewegung des Fluids führt. Für den Wärmeübergang zwischen Fluid und Festkörper ergibt sich:

$$\dot{Q} = \alpha A \Delta T \quad (2.5)$$

Für den spezifischen Wärmestrom zwischen Fluid und Festkörper folgt daraus:

$$\dot{q} = \alpha (T_f - T_w) \quad (2.6)$$

Der Wärmeübergangskoeffizient α wird aus der Nusselt-Beziehung genommen. Diese lautet für laminare Grenzschichten im Gültigkeitsbereich $Re < Re_k$ ($Re_k \approx 5 \cdot 10^5$) und $0,6 \leq Pr \leq 2000$:

$$\text{Nu}_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,332 \text{ Pr}^{\frac{1}{3}} \text{ Re}_x^{\frac{1}{2}} \quad (2.7)$$

für turbulente Grenzschichten mit Gültigkeitsbereich: $5 \cdot 10^7 \leq \text{Re}_L \leq 10^7$ und $0,6 \leq \text{Pr} \leq 2000$ lautet die Gleichung:

$$\text{Nu}_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,0296 \text{ Re}_x^{0,8} \text{ Pr}^{\frac{1}{3}} \quad (2.8)$$

Für die Reynoldszahl und Prandtlzahl werden die folgenden zwei Gleichungen verwendet:

$$\text{Re}_x = \frac{V \rho x}{\eta} \quad (2.9) \quad \text{Pr} = \frac{c_p \eta}{\lambda} \quad (2.10)$$

Die Dynamische Viskosität wird mittels der Sutherlands-Formel 2.12 berechnet, und die Recoverytemperatur mittels der adiabaten Strömungsgleichung 2.13. In diesem Fall wird die Recoverytemperatur statt der Freistromtemperatur benötigt, da die signifikanten Wärmeströme weit über Mach 0.3 erwartet werden und somit die aerodynamische Aufheizung berücksichtigt wird. Dementsprechend wird T_f aus 2.11 zu T_r :

$$\dot{q} = \alpha (T_r - T_w) \quad (2.11)$$

$$\eta = \eta_0 \frac{T_0 + C}{T_\infty + C} \left(\frac{T_\infty}{T_0} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (2.12)$$

$$T_r = T_\infty \left(1 + r \frac{\kappa + 1}{2} \text{Ma}^2 \right) \quad (2.13)$$

Der Recovery-Faktor kann mittels der folgenden Gleichung approximiert werden:

$$r = \frac{2}{(\kappa - 1) \text{Ma}_e^2} \left(\frac{T_{aw}}{T_e} - 1 \right) \approx \begin{cases} \sqrt[3]{\text{Pr}} & \text{für turbulente Grenzschicht} \\ \sqrt{\text{Pr}} & \text{für laminare Grenzschicht} \end{cases} \quad (2.14)$$

2.3.4 Simulation

3 Vorauslegung

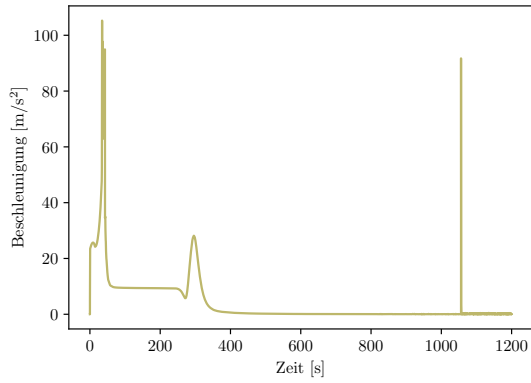
Die Vorauslegung basiert auf einer Trajektorien-simulation aus OpenRocket, welche vom Triebwerks-Subsystem durchgeführt wurde. Diese Flugdaten (3.1) sind eine Maximalabschätzung der Schubkraft und dauer, welche in maximaler Flugdauer und Aerodynamischen Aufheizung resultiert.

3.1 Anforderungen

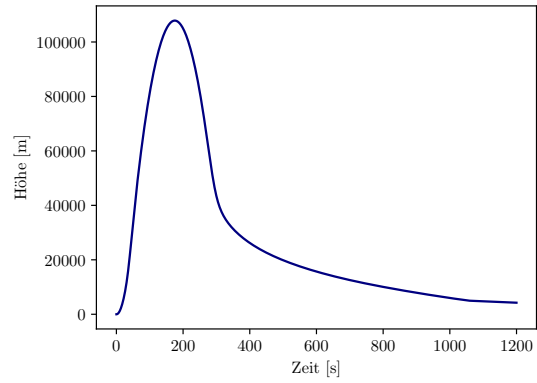
Da die Kühlung zeitgleich zu der Avionik entwickelt wurde, musste auf eine genaue Analyse aller Komponenten der Avionik verzichtet werden. Stattdessen wurde anhand des bereits festgelegten Microcontrollers STM32H743ZGT6, der auf den redundanten Flugcomputern verwendet wird, die Auslegung durchgeführt.

Aus dem Datenblatt des Microcontrollers folg eine maximale Sperrschichttemperatur von $T_J = 125\text{ °C}$ und $T_A = 85\text{ °C}$ [3] und ein Sperrschicht-Gehäuse Wärmeleitwiderstand von $\Theta_{JC} = 23.9\text{ °C W}^{-1}$. Mit einem konservativen Sicherheitsfaktor von 1.5, um bisher unbekannte Bauteile zu berücksichtigen, folgt daraus $\Theta_{JC,safety} = 35.85\text{ °C W}^{-1}$ und eine maximale Gehäusetemperatur von $T_C = 89.15\text{ °C}$.

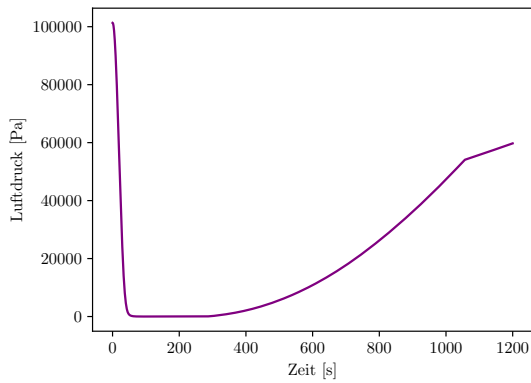
Die Kühlung soll außerdem eine hohe Zuverlässigkeit haben, welche durch Verwendung von ausschließlich passiven Bauteilen gewährleistet wird. Dadurch kann aufwendiges und teures testen und verifizieren von aktiven Bauteilen mit mechanischer oder elektrischer Funktion vermieden werden und es besteht bei nicht nominalen Flügen eine geringere Ausfallwahrscheinlichkeit durch die inherent größeren Toleranzen passiver Bauteile.



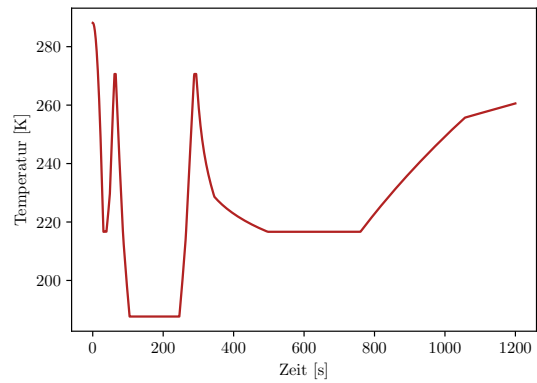
(a) Beschleunigung während Flug



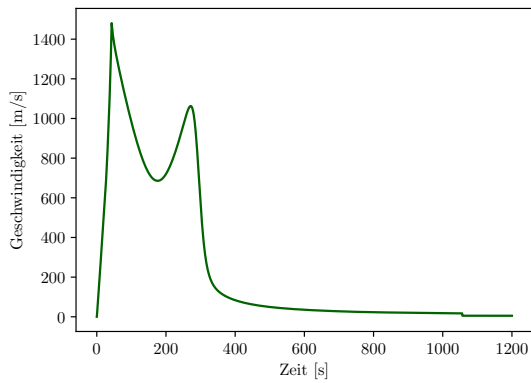
(b) Flughöhe



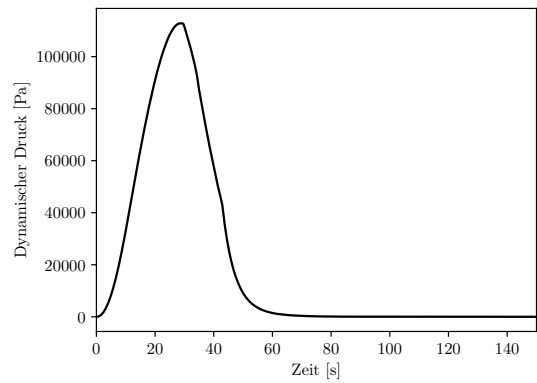
(c) Statischer Luftdruck während Flug



(d) Statische Lufttemperatur während Flug



(e) Geschwindigkeit während Flug



(f) Dynamischer Druck während Flug

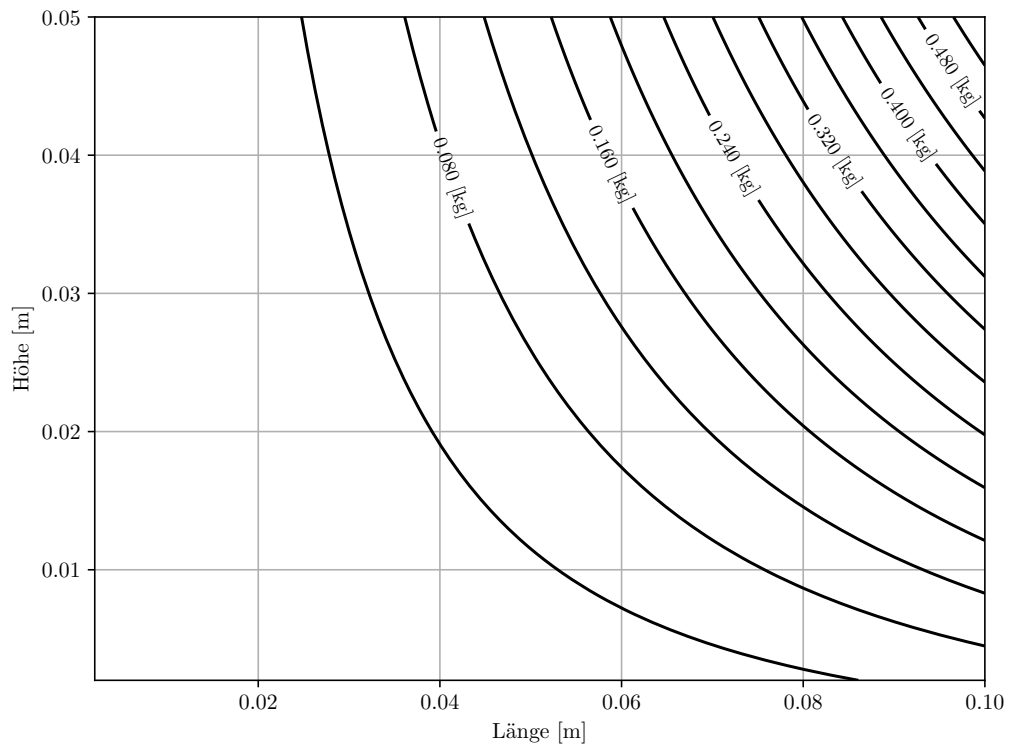
Abbildung 3.1: Flugdaten der Trajektorien-simulation

3.2 PCM

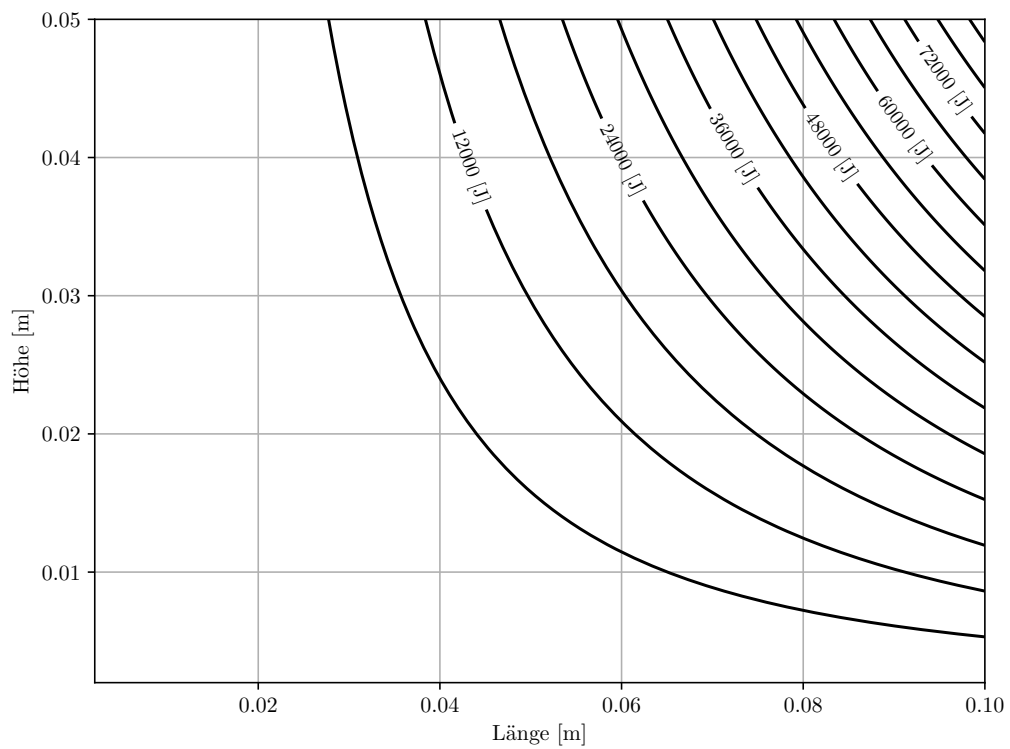
Die Thermodynamischen Eigenschaften von Eicosane, aufgeführt in Tabelle 3.1, wurden aus mehreren Quellen entnommen.

Tabelle 3.1: Stoffdaten für Eicosane

T_{solidus}	309 K [12]
T_{liquidus}	311 K [12]
$c_{p,\text{liquid}}$	2350.05 J kg ⁻¹ K ⁻¹ [12]
$c_{p,\text{solid}}$	2132.4 J kg ⁻¹ K ⁻¹ [12]
ρ_{solid}	910 kg m ⁻³ [11]
ρ_{liquid}	769 kg m ⁻³ [11]
λ_{liquid}	0.1505 W m ⁻¹ K ⁻¹ [5]
λ_{solid}	0.4248 W m ⁻¹ K ⁻¹ [16]
γ	0.0009 K ⁻¹ [5]
h_{fus}	240 998.86 J kg ⁻¹ [12]



(a) PCM Masse



(b) PCM Wärmeaufnahme

Abbildung 3.2: PCM Auslegung

3.3 Radiator

Bei Radiatoren ist ein hoher Emissions- und niedriger Absorptionsgrad nach 2.3 dimensionierend, da die Temperatur den Anforderungen nach limitiert ist und die Fläche minimiert werden muss, da diese proportional zu eingehende Wärmeströmen aus der Umgebung ist, welche auch möglichst gering gehalten werden müssen.

Als Beschichtung wurde AZ-93 der Firma AZ Technology LLC. [1] ausgewählt. Dabei handelt es sich um eine in der Raumfahrt weit verbreitete inorganische Farbe mit idealen Eigenschaften, welche Tabelle 3.2 entnommen werden können. In 3.3 sieht man für die ausgewählte Beschichtung die Leistung eines Radiators bei gegebener Temperatur und Fläche. Durch in 3.4 analysierte Wärmeströme, würde es bei Nutzung eines einfachen Radiators schnell zur Überhitzung der Avionik kommen.

Tabelle 3.2: AZ-93 Spezifikationen [1]

ϵ_t	0.91 ± 0.02
α_s	0.15 ± 0.02
Temperaturbereich	-180°C bis 1400°C

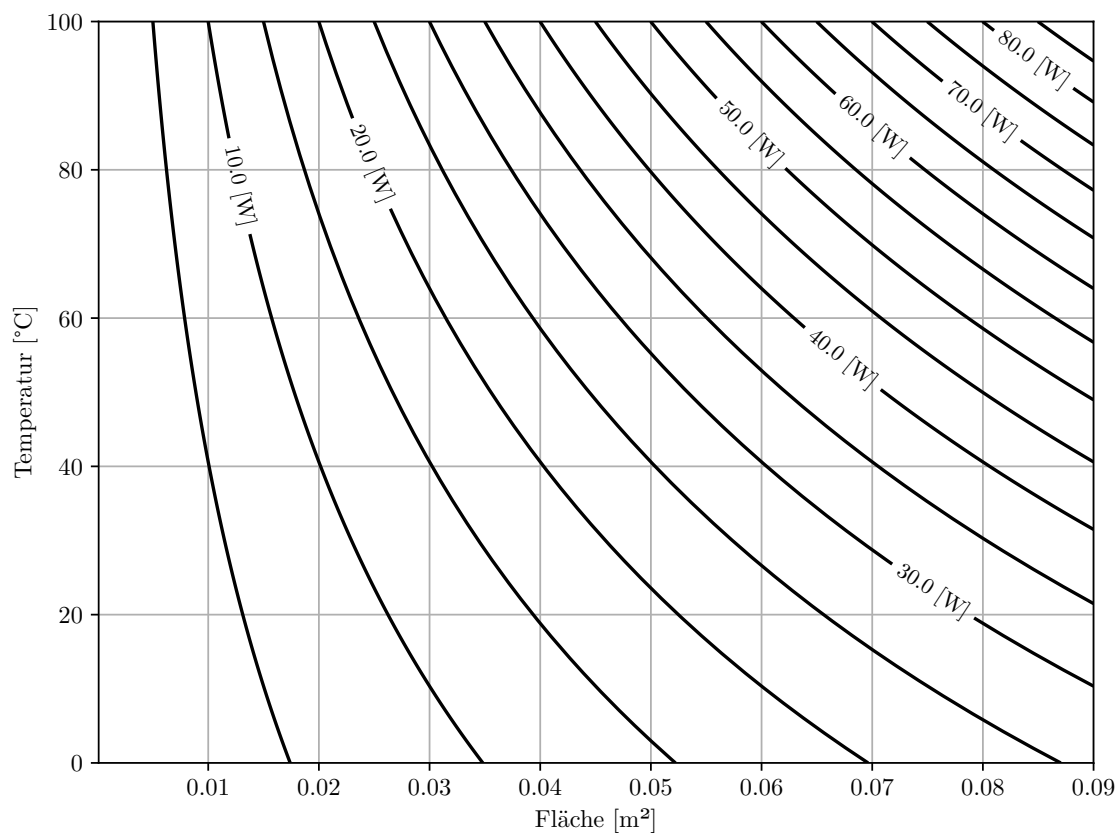


Abbildung 3.3: Radiator Leistung nach Fläche und Temperatur

3.4 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 3.6 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 (2.10, 2.9) überprüft werden. Mittels der Nußelt-Beziehung wird α bestimmt und dann in Gleichung 2.11 eingesetzt, um auf den spezifischen Wärmestrom zu schließen.

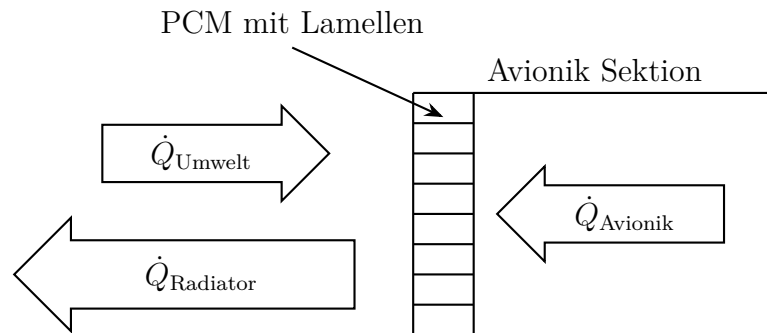


Abbildung 3.4: PCM Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung

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

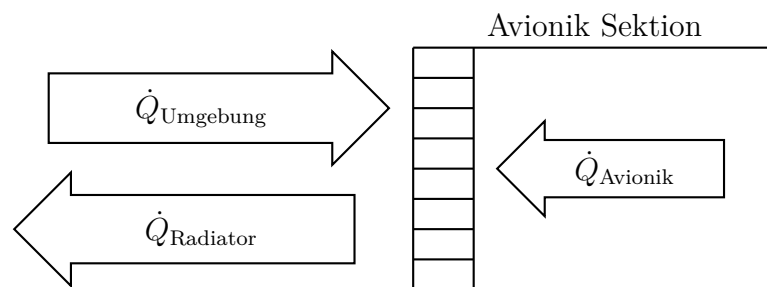


Abbildung 3.5: PCM Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung

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.

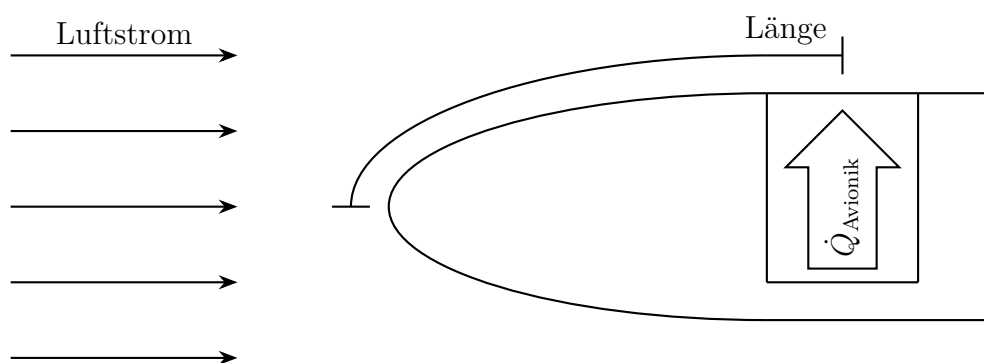


Abbildung 3.6: Kontourlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators

In Abbildung 3.7 sieht man wie die Dimensionierung in den Programmen abläuft. Die Programme erzeugen alle Graphen und rechnen simultan für gegebenen Avionik Wärmestrom alle Werte aus.

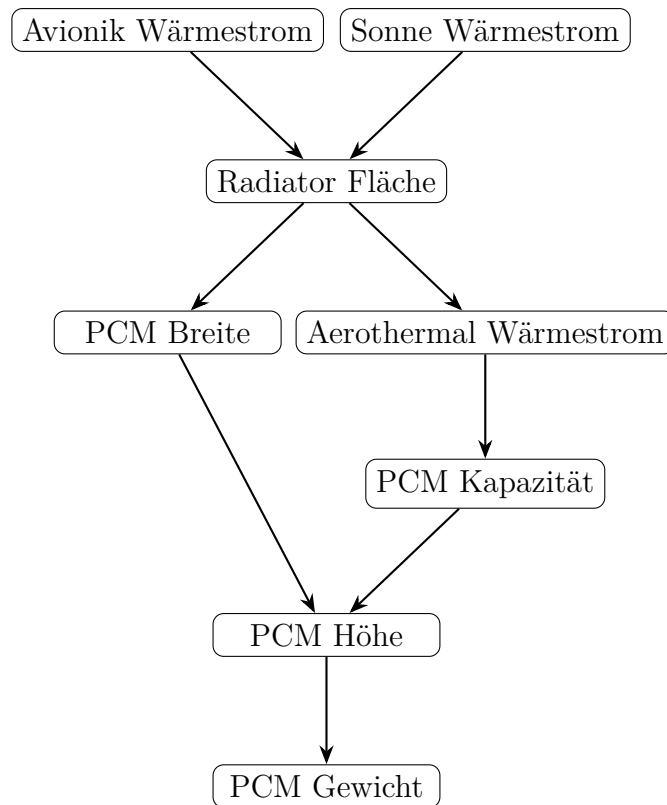


Abbildung 3.7: Dimensionierungs-Ablauf in der Vorauslegung

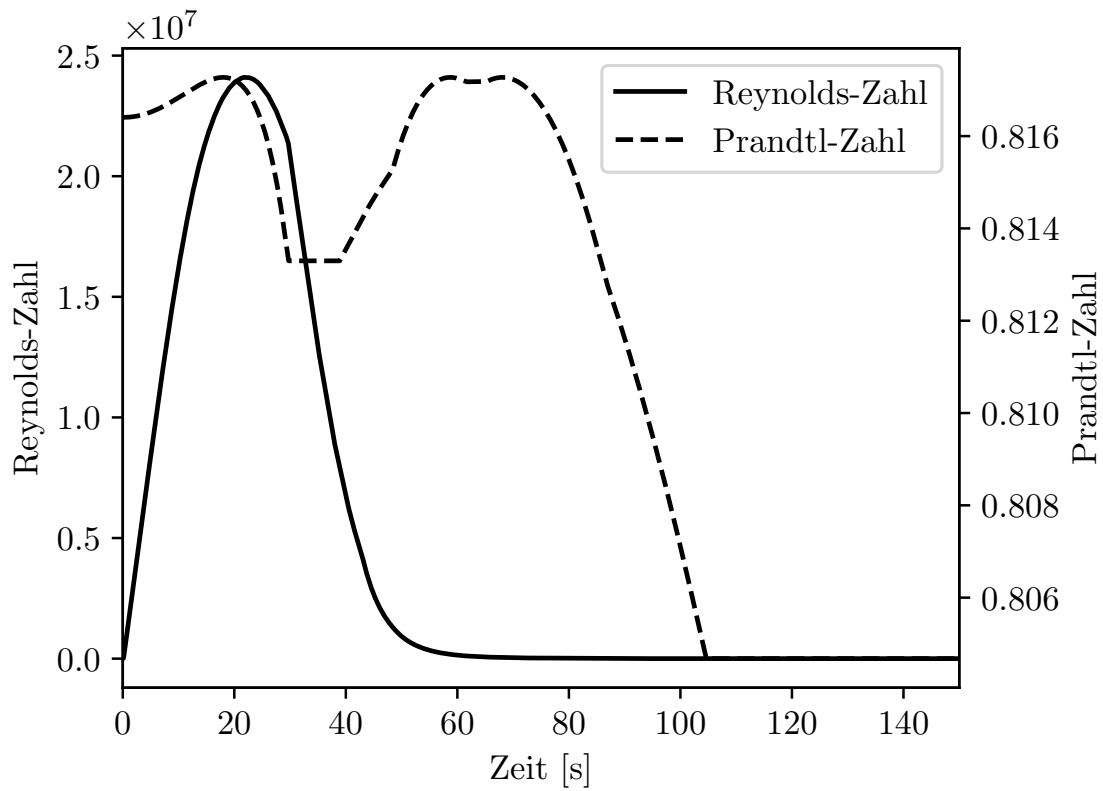


Abbildung 3.8: Reynolds- und Prandtlzahl während kritischer Phase im Flug

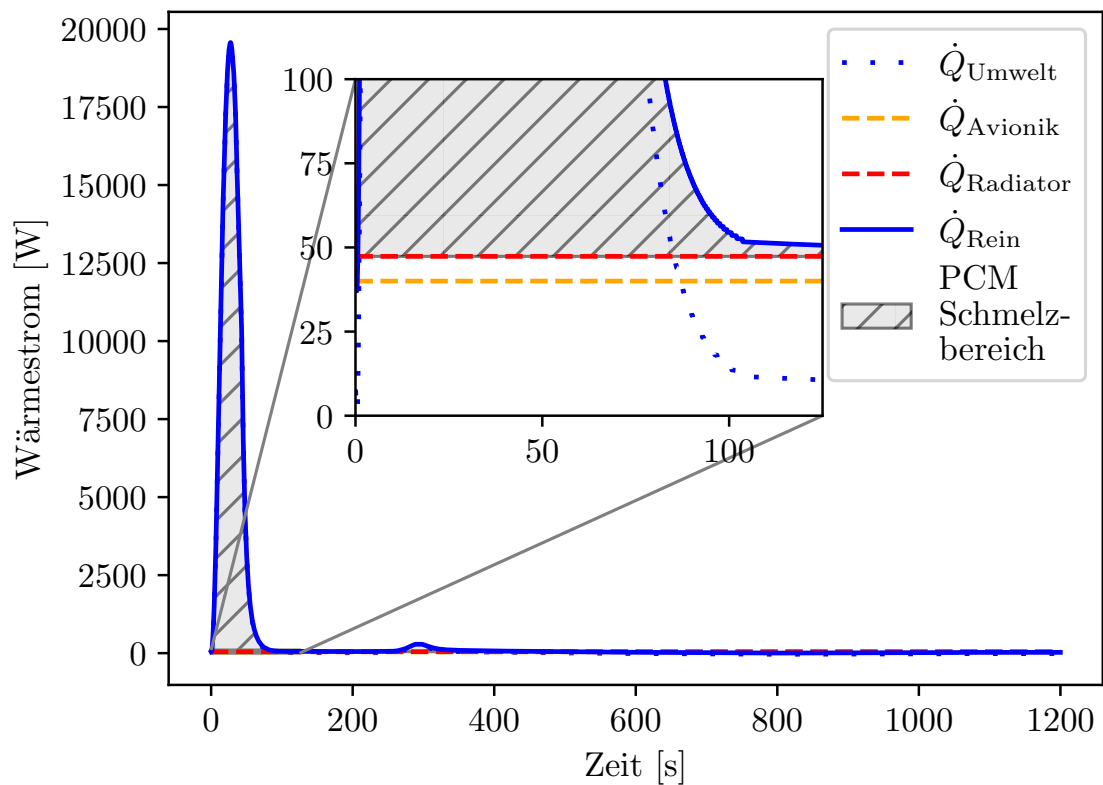


Abbildung 3.9: PCM Wärmestrom während Flug

3.5 Thermales Interface

Hier gehts jetzt um wie die Wärme verteilt und abtransportiert wird. Laut [17] Seite 35 geht die meiste Wärme in die PCB.

3.5.1 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.

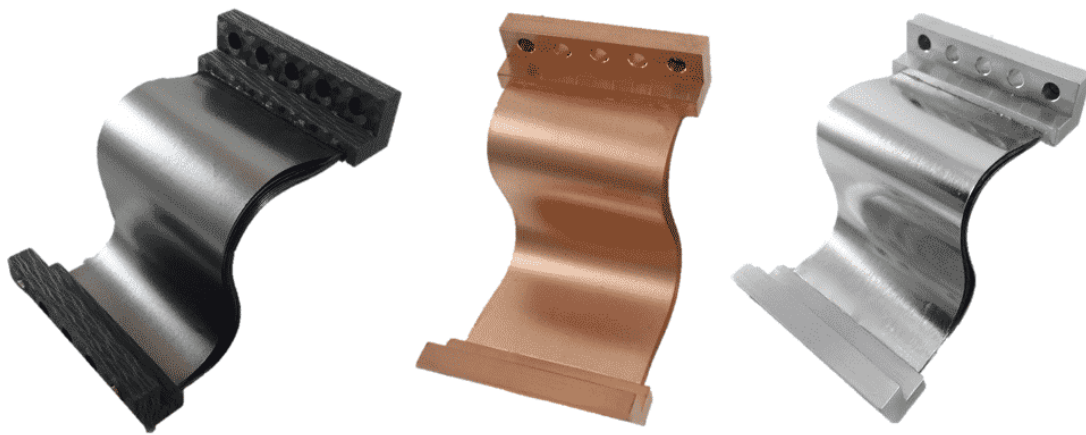
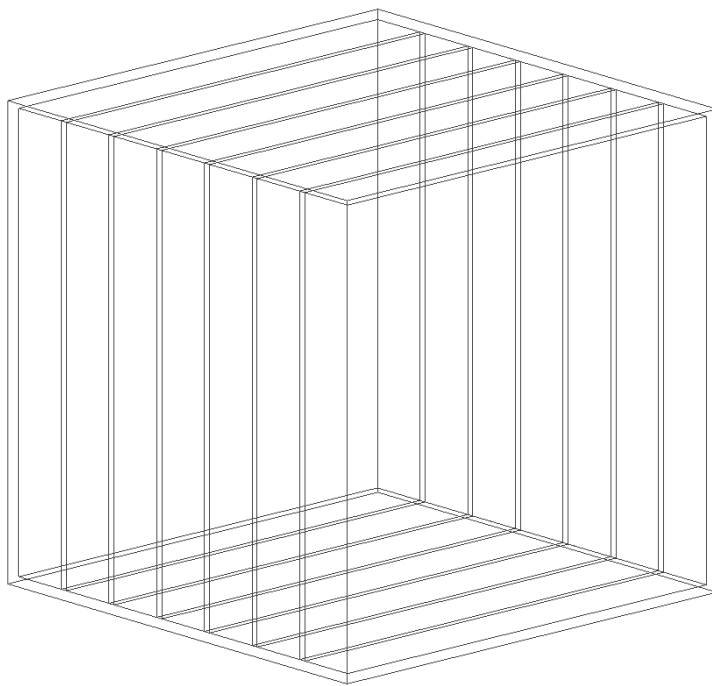


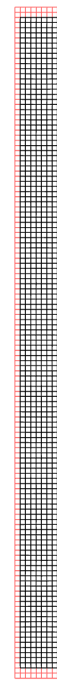
Abbildung 3.10: Kommerzeill erhältliche Thermal Straps aus Graphen, Kupfer und Aluminium [2]

4 Simulation

4.1 CFD



(a) PCM Struktur



(b) PCM Mesh

Abbildung 4.1: PCM Struktur und vereinfachtes Mesh

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.

Als nächstes sieht man die Flugdaten

4.2 PCM-Radiator-Hybrid

Als nächstes sieht man Graphen

4.3 Aerothermal

Die Umströmungssimulationen der Rakete wurden an **max Q** orientiert, da es als Richtwert für Aerothermale Aufheizung genommen werden kann. Desweiteren ist der Wert unanhängig von der Vorauslegung, wodurch Ungenauigkeiten von dort getroffenen Annahmen vermieden werden.

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 18.691 s **max Q** - 10 s: 4274.387 m, 461.355 m/s, -12.784, 594.935 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.7960 kg/m³

Flugzustand bei 38.691 s **max Q** + 10 s: 19758.652 m, 1189.968 m/s, -56.5°C, 56.93 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.0915 kg/m³

Flugzustand bei 48.7 s **max Q** + 20 s: 32439.616 m, 1393.377 m/s, -43.269°C, 8.136 hPa mit entsprechender Luft Dichte 0.012 330 01 kg/m³

Da wie in 4.4 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.

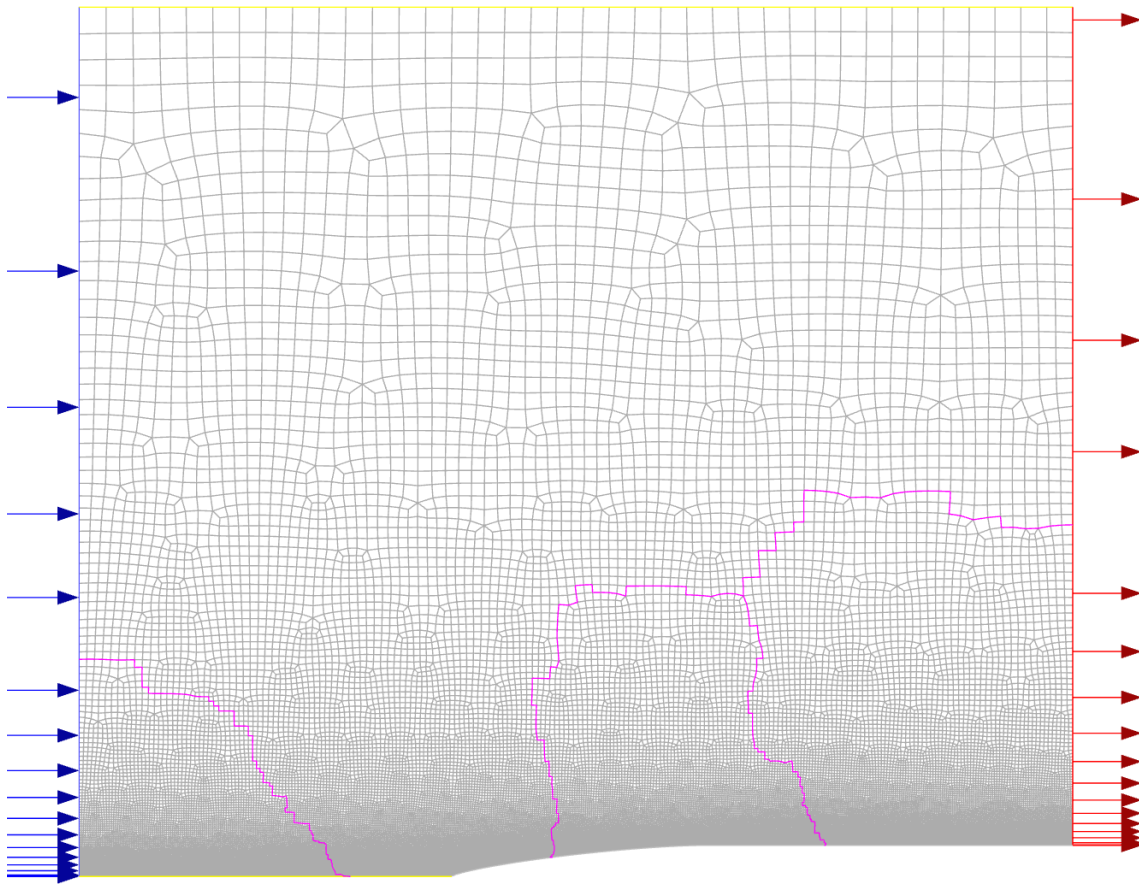


Abbildung 4.2: Darstellung der Außensströmungssimulation mit Meshstruktur in grau, velocity inlet in blau, pressure outlet in rot, Symmetrien in gelb und Partitionen der parallelisierung in lila

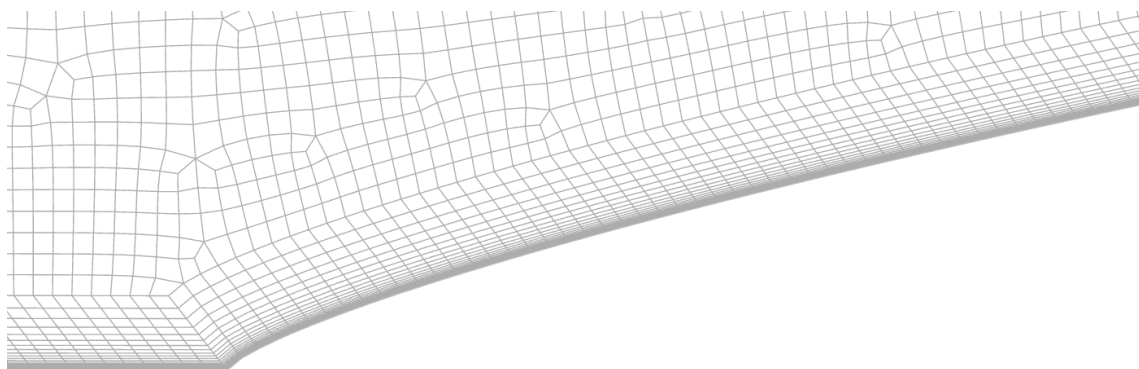


Abbildung 4.3: Schichtaufdickungen des Mesh an der Rakete

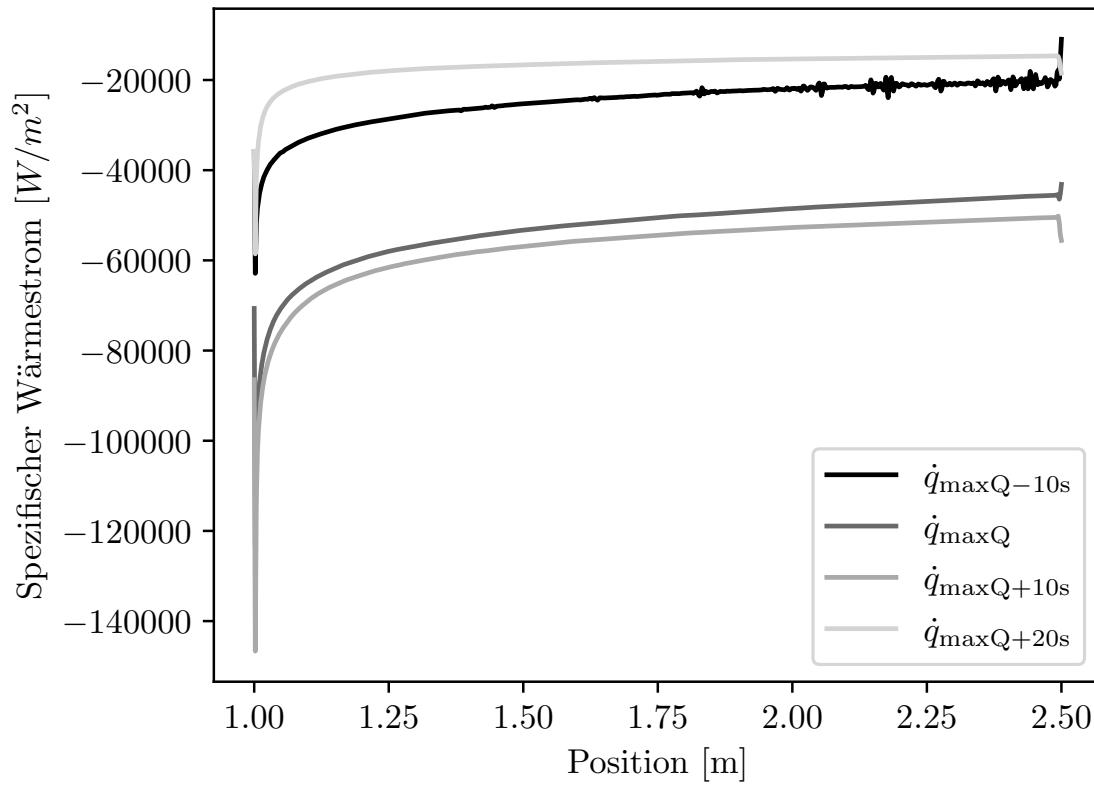


Abbildung 4.4: Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach

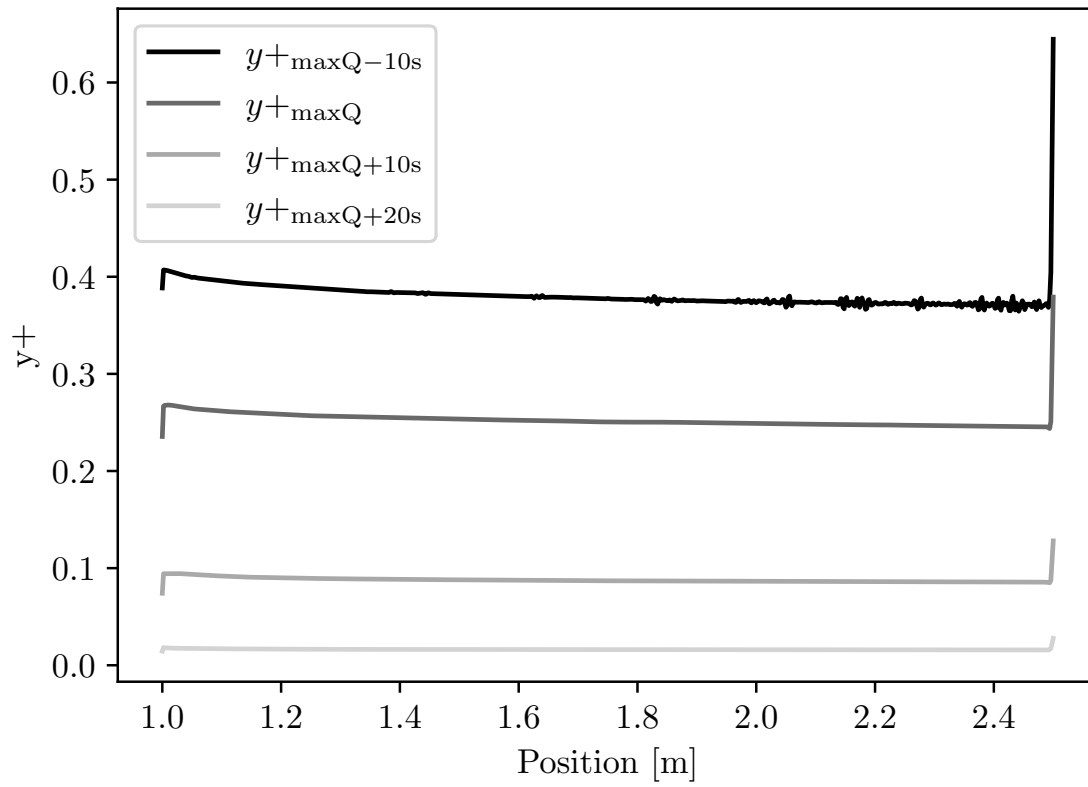


Abbildung 4.5: y^+ Wert an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach

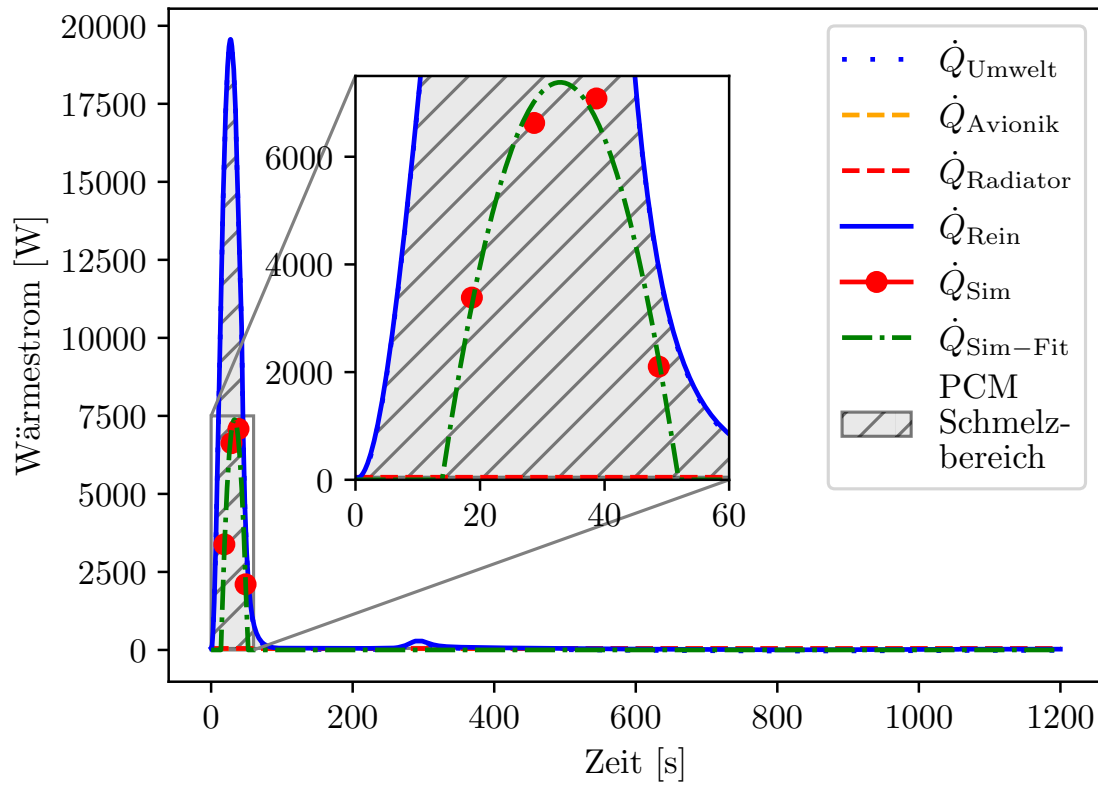


Abbildung 4.6: PCM Wärmestrom während Flug mit Simulationsergebnissen und Fit Kurve



(a) Statische Temperaturkontur der Luft



(b) Machzahlkontur der Luft

Abbildung 4.7: $\max Q$ Konturen

4.4 PCM

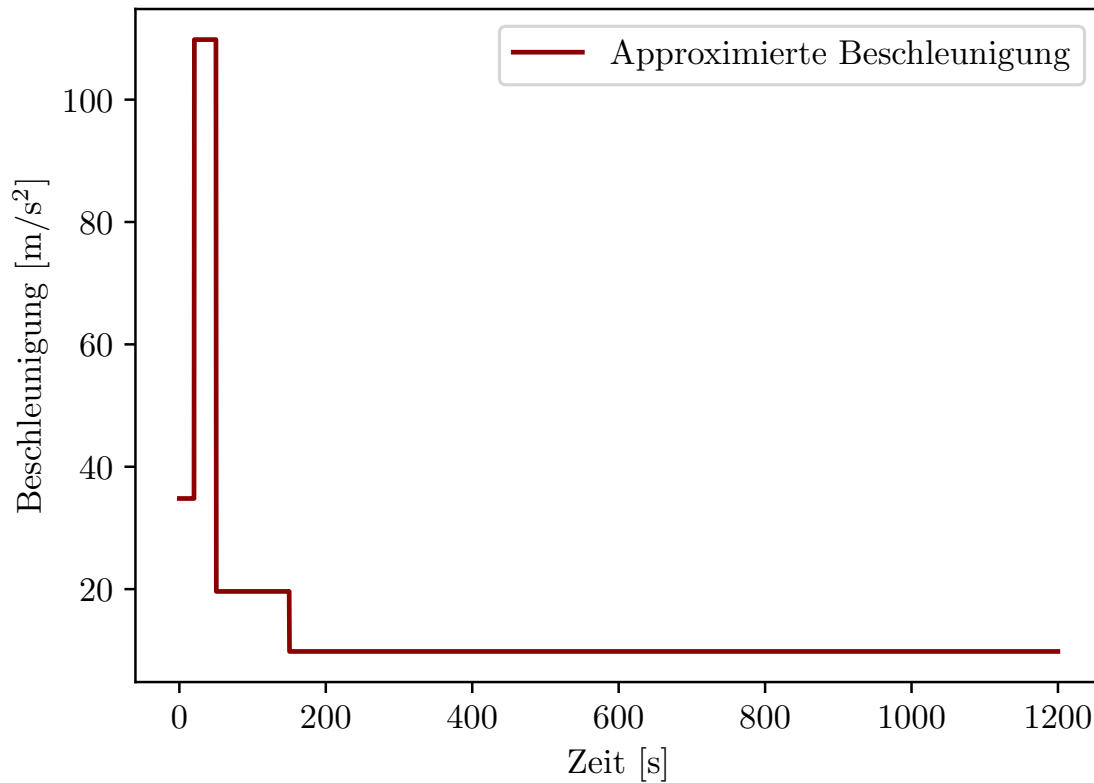


Abbildung 4.8: Approximiertes Beschleunigungsprofil

4.8 zeigt das Beschleunigungsprofil, welches in der Simulation verwendet wurde. Zu beachten ist, dass Beschleunigungsspitzen durch den Fallschirm, wie sie in 3.1a gesehen werden können, ignoriert werden, da diese in einer Überschätzung der Beschleunigung und der Konvektionsvorgänge resultieren würden.

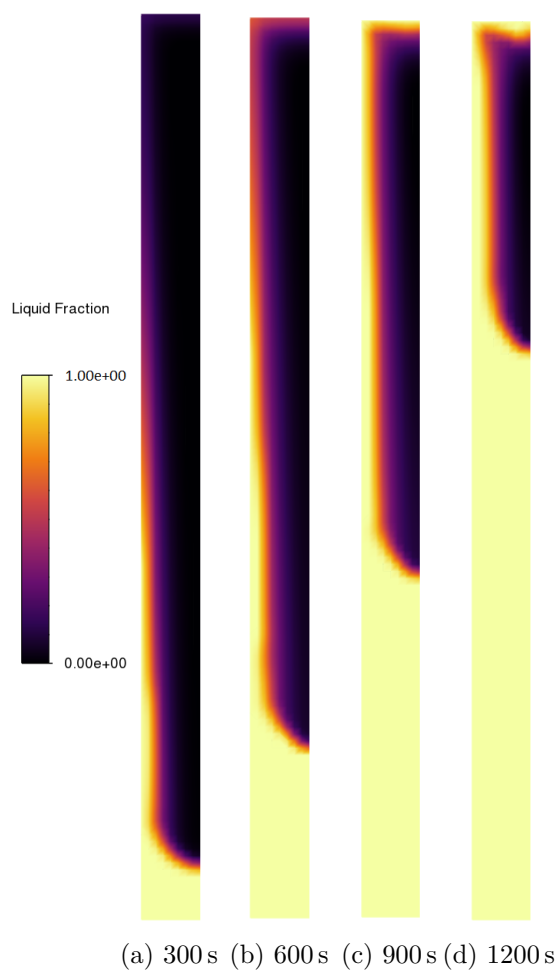


Abbildung 4.9: Flüssigkeitsanteil Konturen.
Die Legende bezieht sich
auf [4.9d](#)

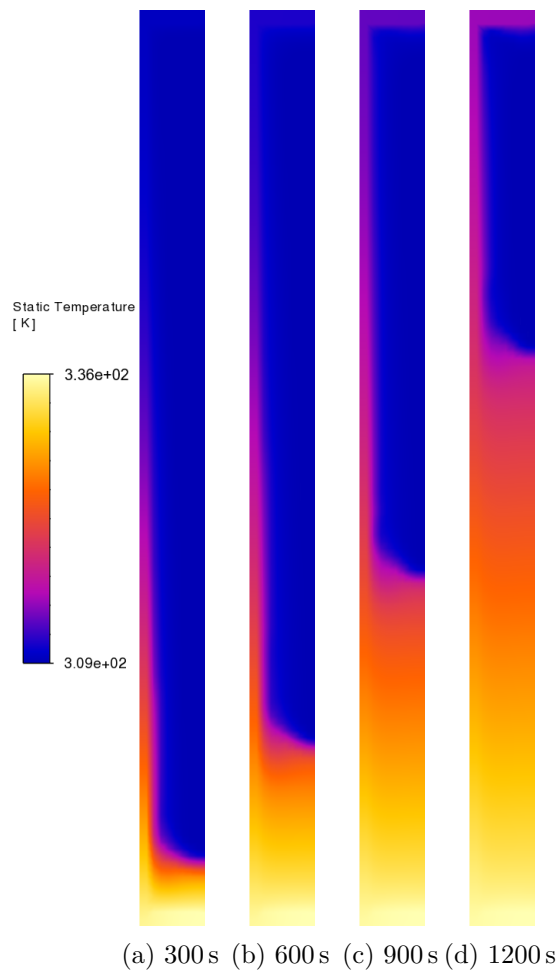


Abbildung 4.10: Konturen der statischen
Temperatur. Die Legende
bezieht sich auf [4.10d](#)

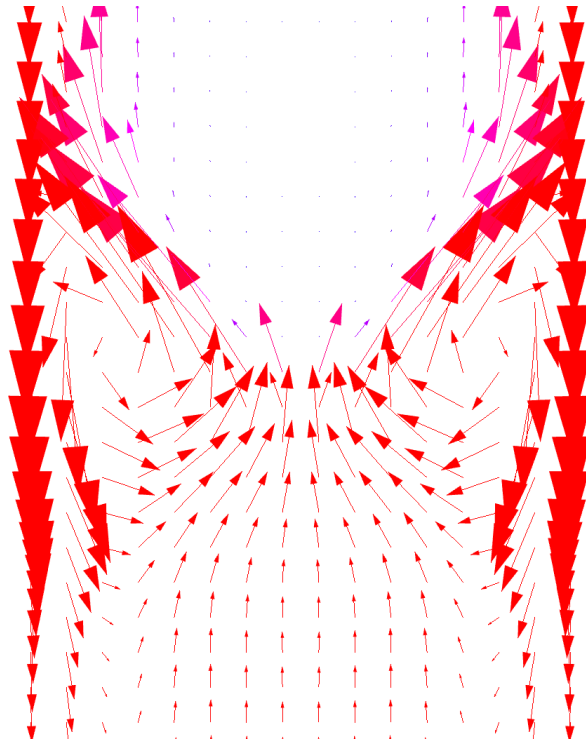


Abbildung 4.11: Geschwindigkeitsvektoren der Konvektionswirbel einer, durch Nachbearbeitung, vervollständigten Zelle bei 900 s. Darstellung der weiteren Zeitschritte ist in [6.3](#) zu finden.

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

Literaturverzeichnis

- [1] Az technology llc. [V](#), 11
- [2] Thermal space and thermal straps. [VI](#), 17
- [3] Stm32stm32h743zgt6 datenblatt. <https://www.st.com/en/microcontrollers-microprocessors/stm32h743zg.html>, 12.08.2022. [7](#)
- [4] 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. [2](#)
- [5] M. Benbrika, M. Teggat, M. Benbelhout, and K.A.R. Ismai. Numerical study of n-eicosane melting inside a horizontal cylinder for different loading rates. *International Journal of Heat and Technology*, 38, 2020. [9](#)
- [6] 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. [2](#)
- [7] David G. Gilmore. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. The Aerospace Press, 2002.
- [8] 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.
- [9] Peabody Hume. Thermal design for spaceflight. In *Spacecraft Thermal Engineering Course*, 2022.
- [10] Kaitlin Liles and Ruth Amundsen. *NASA Passive Thermal Control Engineering Guidebook*. National Aeronautics and Space Administration, 2023. [2](#)
- [11] V.M. et al. Nazarychev. Cooling-rate computer simulations for the description of crystallization of organic phase-change materials. *International Journal of Molecular Sciences*, 23, 2022. [9](#)

-
- [12] U.S. Secretary of Commerce. Nist, 2025. [9](#)
- [13] 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. [2](#)
- [14] 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.
- [15] STMicroelectronics. Guidelines for thermal management on stm32 applications. 2024. [2](#)
- [16] P.C. Stryker and E.M. Sparrow. Application of a spherical thermal conductivity cell to solid n-eicosane paraffin. *Int. J. Heat Mass Transfer*, 99, 1990. [9](#)
- [17] Xingcun, C. *Advanced Materials for Thermal Management of Electronic Packaging*. Springer, 2011. [16](#)
- [18] 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. [2](#)
- [19] 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. [2](#)

Appendix

Appendix A: Simulationsergebnisse

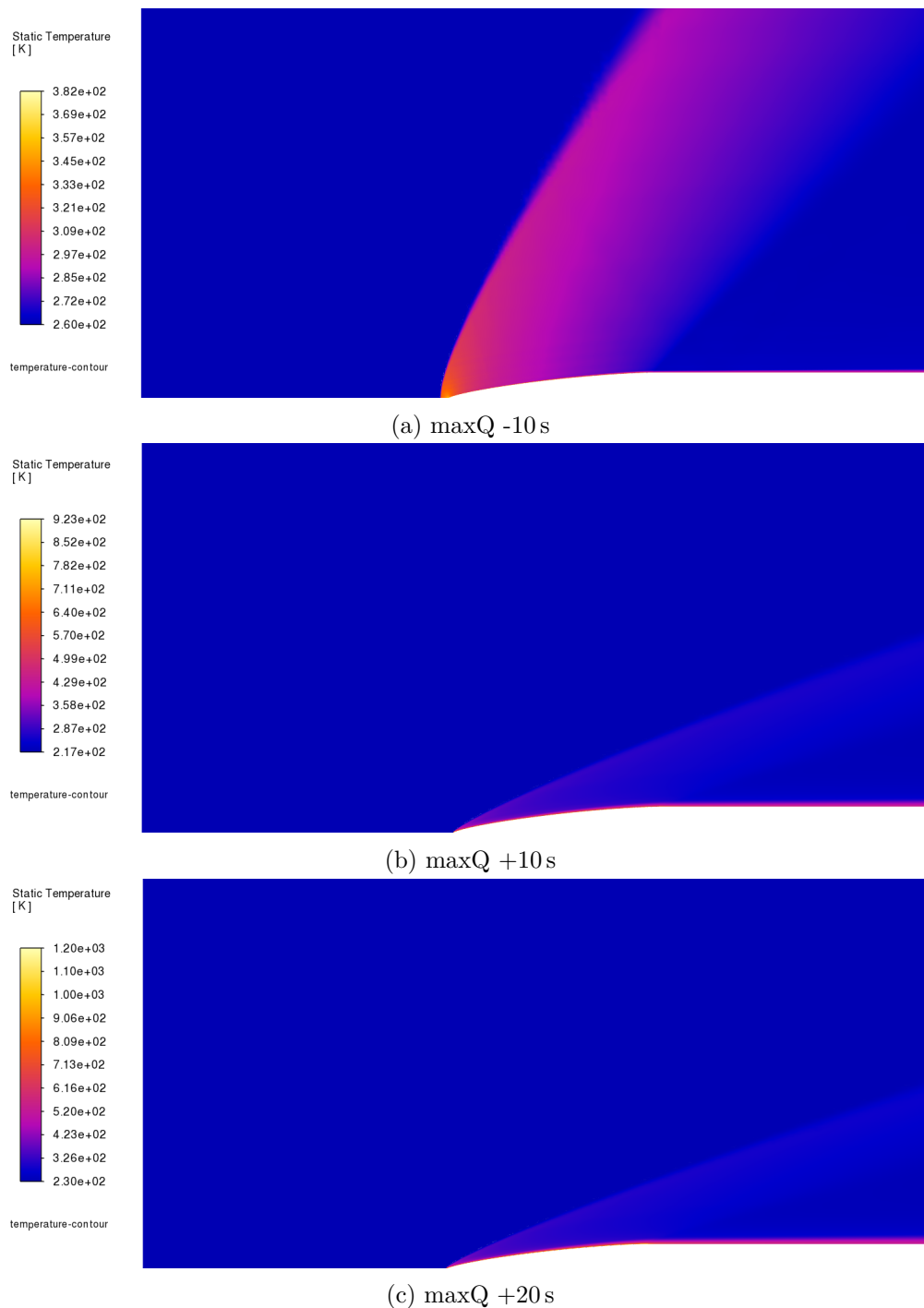


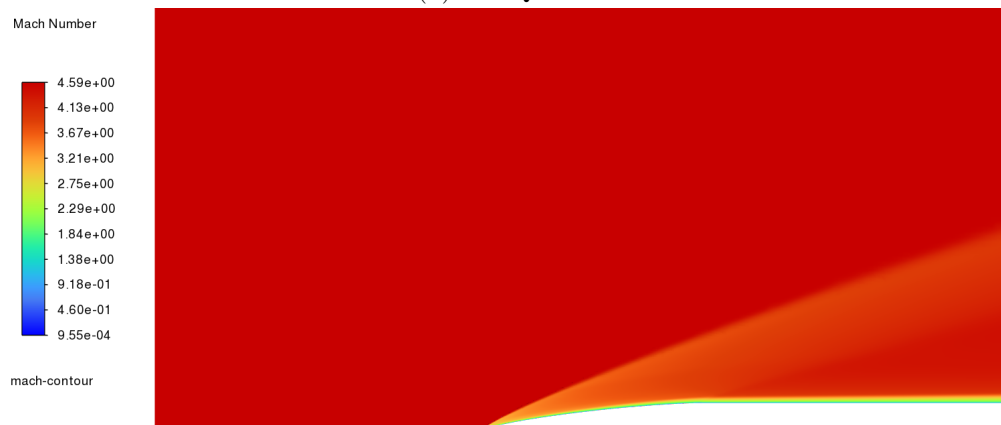
Abbildung 6.1: Statische Temperaturkontur der Luft



(a) maxQ -10 s



(b) maxQ +10 s



(c) maxQ +20 s

Abbildung 6.2: Machzahlkontur der Luft

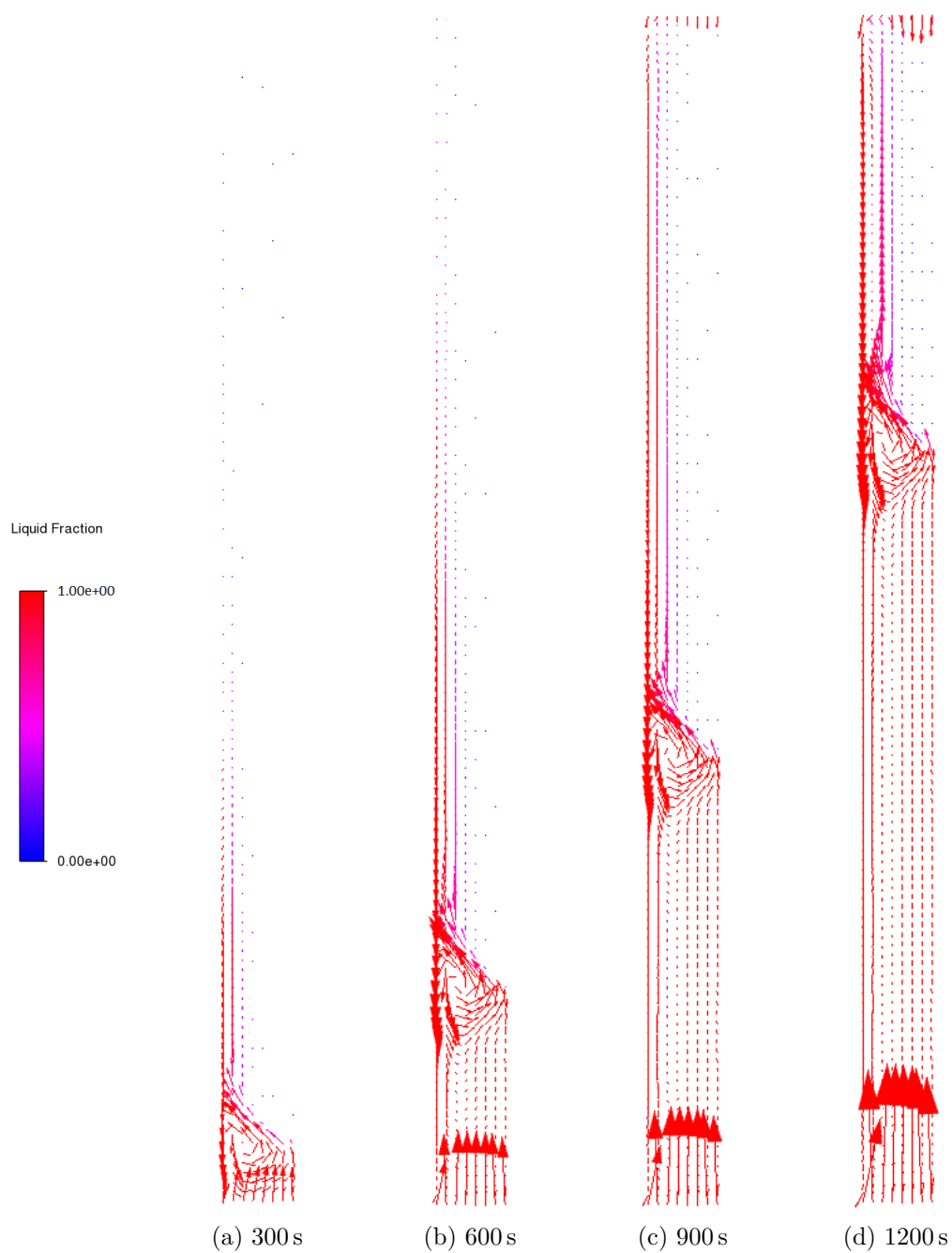


Abbildung 6.3: Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf [4.10d](#)

Appendix B: bla