



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

# 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 Gehäusetemperatur von  $T_C \leq 89,15^\circ\text{C}$  während der gesamte Flugdauer ausgelegt sein. Basierend auf den Anforderungen und Flugbedingungen wurden drei Konzepte untersucht: reiner Radiator, reines Phase Change Material ([PCM](#)) und eine hybride Radiator-[PCM](#)-Lösung. Die Vorauslegung ergab, dass ein Radiator wegen aerodynamischer Aufheizung ungeeignet ist. Die hybride Lösung ist durch geometrische Verluste und hohe Luftwärmeströme mit 4,256 kg schwerer als ein einfaches [PCM](#) mit 0,347 kg. Simulationen der Außenströmung bestätigten trotz angenommener Vereinfachungen die Vorauslegungsergebnisse mit einer Masse des hybriden Radiator-[PCM](#) von 1,654 kg. Die reine [PCM](#) Simulation ergab jedoch eine Überschreitung der zulässigen Temperatur.

# 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 case temperature of  $T_C \leq 89,15^\circ\text{C}$  for the entire flightduration. Based on the requirements and flightconditions, three concepts were investigated: pure radiator, pure [PCM](#), and a hybrid radiator-[PCM](#) solution. Preliminary design showed that a radiator is unsuitable due to aerodynamic heating. The hybrid solution is, according to the preliminary design, heavier at 4,256 kg due to geometric losses and high convective heat flux than a simple [PCM](#) at 0,347 kg. Simulations of the external flow confirmed the preliminary design results despite assumed simplifications with a mass of the hybrid radiator [PCM](#) of 1,654 kg. The pure [PCM](#) simulation resulted in temperatures exceeding the design requirement.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Kurzzusammenfassung</b>	<b>I</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>V</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>VII</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>VIII</b>
<b>1 Einführung</b>	<b>1</b>
1.1 Darstellung des Problems . . . . .	1
1.2 Zielsetzung der Arbeit . . . . .	2
1.3 Lösungsweg . . . . .	2
<b>2 Grundlagen</b>	<b>3</b>
2.1 Sensible Wärme . . . . .	3
2.2 Latente Wärme . . . . .	3
2.3 Wärmeübertragung . . . . .	4
2.3.1 Wärmestrahlung . . . . .	4
2.3.2 Wärmeleitung . . . . .	5
2.3.3 Konvektion . . . . .	5
2.4 Simulation . . . . .	7
<b>3 Vorauslegung</b>	<b>11</b>
3.1 Anforderungen . . . . .	11
3.2 Thermale Schnittstelle . . . . .	12
3.2.1 Heatpipes . . . . .	14
3.2.2 Wärmeleitbänder . . . . .	15
3.2.3 Gesamte Schnittstelle . . . . .	17
3.3 PCM . . . . .	17
3.4 Radiator . . . . .	20
3.5 PCM-Radiator-Hybrid . . . . .	21
<b>4 Simulation</b>	<b>26</b>
4.1 PCM . . . . .	26

---

4.2 Aerodynamische Aufheizung . . . . .	31
<b>5 Zusammenfassung</b>	<b>40</b>
<b>6 Ausblick</b>	<b>42</b>
<b>Appendix</b>	<b>46</b>



# Abbildungsverzeichnis

3.1	Flugdaten der Trajektorien simulation. . . . .	13
3.2	Heatpipe Aufbau und Funktionsweise. . . . .	14
3.3	Kommerziell erhältliche Wärmeleitbänder aus PGS (links), Kupfer und Aluminium [4]. . . . .	16
3.4	ROM der thermalen Schnittstelle aus Heatpipe und Wärmeleitbän- dern. Hier sind nur 2 von 4 Wärmeleitbändern dargestellt. . . . .	18
3.5	PCM-Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung. . . . .	22
3.6	PCM-Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung. . . . .	23
3.7	Konturlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators. . . . .	23
3.8	Ablauf der Dimensionierung in der Vorauslegungs-Software. Pfeile stellen Abhängigkeiten dar. . . . .	24
3.9	Reynolds- und Prandtl-Zahl während kritischer Phase im Flug. . . . .	24
3.10	PCM-Wärmeströme während dem Flug. . . . .	25
4.1	PCM-Struktur und vereinfachtes Mesh. . . . .	27
4.2	Effektive spezifische Wärmekapazität von n-Eicosan. . . . .	28
4.3	Sensible spezifische Wärmekapazität von n-Eicosan. . . . .	28
4.4	Approximiertes Beschleunigungsprofil. . . . .	29
4.5	Flüssigkeitsanteil Konturen. Die Legende bezieht sich auf 4.5d . . . . .	30
4.6	Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf 4.6d. . . . .	30
4.7	Geschwindigkeitsvektoren der Konvektionswirbel einer durch Nachbe- arbeitung vervollständigten Zelle bei 900 s. Darstellung der weiteren Zeitschritte ist in Abbildung ?? zu finden. . . . .	32
4.8	Darstellung des Setup der Außenströmungssimulation mit Meshstruk- tur in Grau, velocity inlet in Blau, pressure outlet in Rot, Symmetrien in Gelb und Partitionen der Parallelisierung in Lila. . . . .	34
4.9	Inflationsschichten des Mesh an der Rakete. . . . .	35
4.10	Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynami- schen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach. . . . .	35
4.11	$y^+$ Wert an der Außenhaut bei max Q, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach. . . . .	36

---

4.12 PCM Wärmestrom während Flug mit Simulationsergebnissen und Fit-Kurve. . . . .	38
4.13 max Q Konturen der Luft . . . . .	39
6.1 Radiator-Leistungskonturen nach Fläche und Temperatur . . . . .	46
6.2 PCM Auslegung . . . . .	47
6.3 Statische Temperaturkontur der Luft . . . . .	53
6.4 Machzahlkontur der Luft . . . . .	54
6.5 Geschwindigkeitsvektoren des PCM skaliert nach Geschwindigkeit und gefärbt nach Flüssigkeitsanteil. Die Legende bezieht sich auf 6.5d . . .	55

# Tabellenverzeichnis

3.1	Leistung der Avionik . . . . .	12
3.2	Ampelbewertung von Materialien für Wärmeleitbänder. . . . .	16
3.3	Ampelbewertung für Alkane als PCM [14]. . . . .	19
3.4	AZ-93 Spezifikationen [1]. . . . .	20
4.1	Stoffdaten für n-Eicosan. . . . .	27
4.2	Flugzustände der vier Simulationen zur aerodynamischen Aufheizung. . . . .	32

# Symbolverzeichnis

## Lateinische Symbole

$T$	K	Temperatur
$c$	$\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$	Spezifische Wärmekapazität
$C$	$\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$	Beiwert
$h$	$\text{J kg}^{-1}$	Spezifische Schmelzenthalpie
$Q$	J	Wärme
$\dot{Q}$	W	Wärmestrom
$\dot{q}$	$\text{W m}^{-2}$	Wärmestromdichte
$m$	kg	Masse
$A$	$\text{m}^2$	Fläche
$S$	$\text{N m}^{-3}$	Quellterm
$R$	$\text{K W}^{-1}$	Wärmeleitwiderstand
$a$	$\text{m s}^{-1}$	Lokale Schallgeschwindigkeit
$U$	$\text{K W}^{-1}$	Strömungsgeschwindigkeit
$u$	$\text{K W}^{-1}$	Strömungsgeschwindigkeit
$g$	$\text{K W}^{-1}$	Gravitationsbeschleunigung
$E$	$\text{K W}^{-1}$	Spezifische Gesamtenergie
$k$	$\text{K W}^{-1}$	Wärmeleitfähigkeit
$y^+$	$\text{K W}^{-1}$	Dimensionsloser Wandabstand
$y$	$\text{K W}^{-1}$	Wandabstand
$S$	$\text{K W}^{-1}$	Auftrieb Impulsterm
$x$	m	Radiusverlauf
$L$	m	Nasenlänge
$R$	m	Nasenradius
$t$	m	Längskoordinate
$t$	s	Zeit
$h$	m	Flughöhe
$p$	Pa	Druck

## Griechische Symbole

$\rho$	$\text{kg m}^{-3}$	Dichte
$\lambda$	$\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$	Wärmeleitfähigkeit
$\gamma$	$\text{K}^{-1}$	Flüssigkeitsanteil
$\beta$		Wärmeausdehnungskoeffizient
$\varepsilon$		Emissionsgrad
$\alpha$		Absorptionsgrad
$\nabla$		Nablaoperator
$\Phi$		Viskose Dissipationsterm
$\tau$		Schubspannung
$\Phi$		Wärmeleitwiderstand

## Indizes

solidus	Solidus Punkt des Phasenwechsels
liquidus	Liquidus Punkt des Phasenwechsels
solid	Feststoff Eigenschaften
liquid	Flüssigstoff Eigenschaften
fus	Schmelz Phasenwechsel
safety	Mit Sicherheitsfaktor 1.5
senke	Wärmesenke
total	Totalgröße
ges	Gesamt
eff	Effektiv
p	Konstanter Druck
J	Sperrschicht
C	Gehäuse
f	Freistrom
w	Wand
t	Spektral integriert
s	Solar
x	Lokale Größe
r	Recovery Größe
f	Reibung

a	Adiabat
$\infty$	Freistrom Größe
0	Referenzgröße

## Konstanten

$\sigma$	$5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$	Stefan-Boltzmann-Konstante
$\kappa$	1,40	Isentropenexponent der Luft
$\eta_0$	$18,27 \cdot 10^{-6} \text{ Pa s}$	Sutherlands-Formel Referenzviskosität
$T_0$	291,15 K	Sutherlands-Formel Referenztemperatur
$C$	120 K	Sutherland Konstante

## 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

**ATM** Avionik-Thermal-Management

**ROM** Reduced Order Model

**UDF** User Defined Function

**CAD** Computer Assisted Design

# 1 Einführung

Die Avionik ist ein Grundstein jeder erfolgreichen Experimentalrakete. Ob es hierbei um 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 führt oder sogar die Mission frühzeitig scheitern lässt.

Diese Arbeit befasst sich mit dem Lösungsansatz des dargestellten Problems für das Projekt [BLAST](#) der studentischen Hochschulgruppe [HyEnD](#), wo eine neue Avionik entwickelt und ein Avionik-Thermal-Management ([ATM](#)) 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 Startvorrichtung 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 in der Sonne und kann je nach Bedingungen unzulässige Temperaturen für die Elektronik 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 [ATM](#) entwickelt werden soll. Da [BLAST](#) für ein Apogäum über der Kármán-Linie (100 km über dem Meeresspiegel) entwickelt wird, sind während des Fluges extreme Umweltbedingungen durch aerodynamische Aufheizung, Mikrogravitation und annäherndes Vakuum zu erwarten, die ein robustes [ATM](#) fordern.

In der Vergangenheit wurde bei [HyEnD](#) oft die Avionik ohne Redundanz oder zusammen mit fertig gekaufter Avionik für missionskritische Aufgaben wie den Fallschirm-Auswurf ausgeführt. Beim Projekt [BLAST](#) soll das vermieden werden, indem der



selbst entwickelte Flight Control Computer ([FCC](#)) in Dual-Duplex-Redundanz ausgelegt wird. Dementsprechend gibt es vier Computer, die die selben Programme ausführen und den vierfachen Stromverbrauch gegenüber einfach ausgeführter Avionik haben. Hinzu kommen weitere Kameras, Funkplatinen, Verstärker, Sensorplatinen etc., die jedoch keine redundante Ausführung haben.

## 1.2 Zielsetzung der Arbeit

Da es sich beim [ATM](#) um ein unterstützendes Subsystem handelt, soll besonders hohe Zuverlässigkeit gewährleistet werden, da trotz der Redundanz des [FCC](#) ein Ausfall der Kühlung zum Ausfall durch Überhitzung führen kann. Des Weiteren ist Wiederverwendbarkeit, Kosten minimieren und besonders komplexe Integrations- und Vorbereitungsvorgänge vermeiden eine Priorität. Als letzte Anforderung soll wegen des begrenzten Massenbudgets der Avionik besonders auf Leichtbau geachtet werden und die Masse des [ATM](#) soweit wie möglich minimiert werden.

## 1.3 Lösungsweg

Um ein geeignetes [ATM](#) zu entwickeln wird zunächst eine Auswahl an etablierten Lösungen aus der Luft- und Raumfahrtindustrie getroffen, die die gestellten Anforderungen erfüllen können.

Diese werden in der Vorauslegung mithilfe eines Reduced Order Model ([ROM](#)) in Python ausgewertet, das eine dimensionsreduzierte Näherung des nichtlinearen Referenzmodells liefert, um eine erste Abschätzung der Leistungsfähigkeit zu erhalten. Anschließend wird die Vorauslegung, soweit mit vorhandenen Rechenressourcen möglich, durch Conjugate Heat Transfer ([CHT](#))-Simulationen mit Domänenreduktion überprüft und mit diesen Ergebnissen verglichen.

## 2 Grundlagen

In diesem Kapitel werden die thermodynamischen, chemischen und numerischen Grundlagen, die in dieser Arbeit angewandt wurden, aufgelistet und erläutert.

### 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 der molekularen Teilchen im System erklärt werden. Durch das Einführen von Wärmeenergie in ein System steigt die kinetische Energie der Teilchen:

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

$c$  beschreibt die spezifische Wärmekapazität, welche entweder bei konstantem Druck oder konstantem Volumen angegeben ist,  $Q$  ist die Wärmeenergie,  $m$  die Masse und  $T$  die Temperatur.

Da Elektronik eine gewisse Eigenmasse hat und meist Teil einer größeren Baugruppe ist, gibt es durch die sensible Wärme eine Dämpfung zu Temperaturänderungen, die 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 sich dabei die Temperatur 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. Die Stoffkonstante der Umwandlungsenthalpie ist die spezifische Umwandlungsenthalpie  $h$ :

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

Zu beachten ist, dass die Konvention der Schreibweise für die massenspezifische Fest-Flüssig-Umwandlungsenthalpie spezifische Schmelzenthalpie ist, aber für die massenspezifische Flüssig-Gas-Umwandlungsenthalpie nur Verdampfungsenthalpie ist.

Die latente Wärme ist für die meisten Materialien im Fest-Flüssig-Übergang um mindestens den Faktor 10 größer als die sensible Wärme bei einem Grad Temperaturdifferenz. Beispielsweise hat Wasser ein  $c_p$  von  $\approx 75,33 \text{ J mol}^{-1} \text{ K}$  und eine Schmelzenthalpie von  $\approx 6,01 \text{ kJ mol}^{-1}$  [22]. Genauso ist die Verdampfungsenthalpie vom Flüssig-Gas-Übergang meist um etwa den Faktor 10 größer als die spezifische Schmelzenthalpie [2].

## 2.3 Wärmeübertragung

Für den Transport von Wärme innerhalb und über ein System hinweg, gibt es drei Mechanismen, die im folgenden Kapitel erklärt werden.

### 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 Mechanismus erst bei sehr hohen Temperaturen dimensionierend, kann jedoch im Vakuum dominant sein:

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

$\dot{Q}$  ist der Wärmestrom,  $\sigma$  die Stefan-Boltzmann-Konstante,  $\varepsilon$  der Emissionsgrad, der von der Wellenlänge abhängt,  $A$  die Fläche und  $T$  die Temperatur des Radiators [20].

### 2.3.2 Wärmeleitung

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

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

Hier ist  $\lambda$  die Wärmeleitfähigkeit des Materials und  $\nabla$  der räumliche Differentialoperator [21]. Für eine eindimensionale Wand ergibt sich die Gleichung mit der Querschnittsfläche  $A$  und der Dicke  $\Delta x$  zu [21]:

$$\dot{Q} = \lambda A \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (2.5)$$

Der Wärmeleitwiderstand  $R$  für einen Körper lässt sich durch die Temperaturdifferenz pro Wärmestrom definieren [21]:

$$R = \frac{\Delta T}{\dot{Q}} \quad (2.6)$$

### 2.3.3 Konvektion

Bei der Konvektion wird Wärmeenergie durch Massenaustausch transportiert. Bei der erzwungenen Konvektion erhält das Fluid durch äußere Kräfte eine inhomogene Geschwindigkeitsverteilung, die zum Massenaustausch führt. Andererseits resultiert bei der natürlichen Konvektion nur die eigene inhomogene Temperaturverteilung, durch beispielsweise eine anliegende heiße Wand, in einem Dichteanstieg, der in einem Beschleunigungsfeld zu Auftriebskräften und automatischer Bewegung des Fluids führt. Für den Wärmeübergang zwischen Fluid und Festkörper ergibt sich [21]:

$$\dot{Q} = \alpha A \Delta T \quad (2.7)$$

Hier ist  $\alpha$  der Wärmeübergangskoeffizient. Für den spezifischen Wärmestrom zwischen Fluid und Wand folgt daraus [21]:

$$\dot{q} = \alpha (T_\infty - T_w) \quad (2.8)$$

Der Wärmeübergangskoeffizient  $\alpha$  kann aus der Nußelt-Beziehung für eine längsangeströmte ebene Platte genommen werden [21]. Diese lautet für laminare Grenzschichten im Gültigkeitsbereich  $Re < Re_k$  ( $Re_k \approx 5 \cdot 10^5$ ) und  $0,6 \leq Pr \leq 2000$ :

$$Nu_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,332 Pr^{\frac{1}{3}} Re_x^{\frac{1}{2}} \quad (2.9)$$

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

$$Nu_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} = 0,0296 Re_x^{0,8} Pr^{\frac{1}{3}} \quad (2.10)$$

Für die Reynolds-Zahl und Prandtl-Zahl werden die folgenden zwei Gleichungen verwendet [21]:

$$Re_x = \frac{U \rho x}{\eta} \quad (2.11)$$

$$Pr = \frac{c_p \eta}{\lambda} \quad (2.12)$$

Die dynamische Viskosität  $\eta$  wird mittels der Sutherlands-Formel berechnet [6], wobei  $\eta_0$ ,  $C$  und  $T_0$  Konstanten für Luft sind:

$$\eta = \eta_0 \frac{T_0 + C}{T_\infty + C} \left( \frac{T_\infty}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.13)$$

Eine Strömung ist im Überschallbereich, wenn ihre Machzahl größer als 1 ist:

$$Ma = \frac{U}{a} \quad (2.14)$$

Hierbei ist  $U$  die Strömungsgeschwindigkeit und  $a$  die lokale Schallgeschwindigkeit ist. Im Überschallbereich treten verschiedene Effekte durch die Kompressibilität der Strömung auf, wie etwa durch Stoßwellen mit sprunghaftem Anstieg von Temperatur und Druck oder Expansionsfächer mit sprunghaftem Abfall dieser Größen. Auch die adiabate Kompression resultiert in Temperaturerhöhungen. Die in einer Grenzschicht erreichte Temperatur durch Reibung ist immer kleiner als die Totaltemperatur  $T_\infty < T_r < T_{\text{total}}$ , da die kinetische Energie nur teilweise in innere Energie umgewandelt wird und somit durch dem Recovery-Faktor  $r$  skaliert ist [6]:

$$T_r = T_\infty \left( 1 + r \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (2.15)$$

Der Recovery-Faktor kann mittels der folgenden Gleichung berechnet werden [6]:

$$r = \frac{2}{(\kappa - 1) Ma_\infty^2} \left( \frac{T_{a_w}}{T_\infty} - 1 \right) \approx \begin{cases} \sqrt[3]{Pr} & \text{für turbulente Grenzschicht} \\ \sqrt{Pr} & \text{für laminare Grenzschicht} \end{cases} \quad (2.16)$$

In einer kompressiblen Strömung bei  $Ma > 0.3$  wird somit  $T_\infty$  aus Gleichung 2.8 zu  $T_r$  geändert:

$$\dot{q} = \alpha (T_r - T_w) \quad (2.17)$$

## 2.4 Simulation

Für die numerischen Simulationen wird die Software ANSYS Fluent verwendet. Dabei handelt es sich um einen kommerziellen Computational Fluid Dynamics (CFD) bzw. CHT Solver, der die Modellierung von Strömungsvorgängen, Wärmeleitung, Konvektion und Phasenwechselprozessen ermöglicht.

Dies erlaubt die Untersuchung komplexer Geometrien und Betriebsbedingungen, die experimentell nur schwer oder gar nicht möglich sind. Ziel ist es, die Navier-Stokes-Erhaltungsgleichungen in differentieller Form auf einer diskreten Gitterstruktur zu lösen. Diese Erhaltungsgleichungen sind die Massenerhaltung:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla (\rho \vec{u}) = 0 \quad (2.18)$$

Impulserhaltung:

$$\frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \tau + \rho \vec{g} \quad (2.19)$$

und Energieerhaltung:

$$\frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla [(\rho E + p) \vec{u}] = \nabla (k \nabla T) + \Phi \quad (2.20)$$

Hier sind  $\rho$  die Dichte,  $\vec{u}$  der Geschwindigkeitsvektor,  $p$  der statische Druck,  $\tau$  der Spannungstensor,  $\vec{g}$  die Gravitationsbeschleunigung,  $E$  die spezifische Gesamtenergie,

$T$  die Temperatur,  $k$  die Wärmeleitfähigkeit und  $\Phi$  der viskose Dissipationsterm.

## Aerodynamische Aufheizung

Eine wichtige Metrik bei der Behandlung von Grenzschichten in viskosen Fluiden ist der dimensionslose Wandabstand:

$$y^+ = \frac{\rho u_\tau y}{\eta} \quad (2.21)$$

Dieser wird mittels des Abstandes  $y$  der ersten Zelle, die an der Wand anliegt, der Schubspannung an der Wand  $\tau_w$  und der daraus resultierenden Schubspannungsgeschwindigkeit  $u_\tau$  berechnet:

$$\tau_w = \eta \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 C_f \quad (2.22) \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.23)$$

Hierbei ist  $\eta$  die dynamische Viskosität,  $\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0}$  der Geschwindigkeitsgradient senkrecht zur Wand und  $C_f$  der Reibungsbeiwert. Für  $C_f$  gibt es folgende empirische Näherungen [6]:

$$C_f \approx \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad \text{bei } Re \leq 5 \cdot 10^5 \quad (2.24)$$

$$C_f \approx \frac{0.0592}{Re_x^{1/5}} \quad \text{bei } Re > 5 \cdot 10^5 \quad (2.25)$$

Für Wärmeübertragungsprobleme an Wänden muss man die Zellhöhe so wählen, dass man im Bereich  $y^+ \leq 1$  bleibt.

## PCM

Um temperatur- und phasenabhängige Eigenschaften für die CHT-Simulation von PCM darzustellen sowie zeitabhängige Auftriebsterme, kommen weitere Modelle dazu, die in ANSYS Fluent nicht implementiert sind. Dafür wird eine in C programmierte User Defined Function (UDF) verwendet, die in Fluent direkt importiert und kompiliert werden kann. Die Boussinesq-Approximation modelliert den Auftrieb infolge von geringen Dichteänderungen. Für den Auftrieb in dem Impulsterm ergibt

sich somit [5]:

$$S = -\rho_0 g_{\text{eff}}(t) \beta (T - T_0) \quad (2.26)$$

Hierbei ist  $S$  der Quellterm,  $\beta$  der Wärmeausdehnungskoeffizient,  $g_{\text{eff}}(t)$  die effektive, zeitabhängige Beschleunigung,  $T_0$  und  $\rho_0$  die Referenz-Temperatur und Dichte. Diese Approximation kann den Rechenaufwand erheblich verringern und ist für folgende Bedingungen gültig:

$$\frac{\Delta T}{T_0} \ll 1 \quad (2.27) \quad \text{Ma} \ll 1 \quad (2.28)$$

ANSYS Fluent verwendet zur Modellierung des Schmelzbereichs ein internes Enthalpy-Porosity-Modell, bei dem die Mischzone als poröses Medium modelliert wird. Die Porosität entspricht dem lokalen Flüssigkeitsanteil  $\gamma$ . Die effektive Dichte  $\rho$  wird dabei linear zwischen der Flüssig- und Feststoffphase interpoliert [5]:

$$\rho(\gamma) = (1 - \gamma) \rho_{\text{solid}} + \gamma \rho_{\text{liquid}} \quad \gamma \in [0, 1] \quad (2.29)$$

Die spezifische Wärmekapazität ergibt sich im Schmelzbereich durch eine dichtegegewichtete Mischung [5]:

$$c_p(T) = \begin{cases} c_{p,\text{solid}}, & T < T_{\text{solid}}, \\ \frac{(1 - \gamma) \rho_{\text{solid}} c_{p,\text{solid}} + \gamma \rho_{\text{liquid}} c_{p,\text{liquid}}}{(1 - \gamma) \rho_{\text{solid}} + \gamma \rho_{\text{liquid}}}, & T_{\text{solid}} \leq T \leq T_{\text{liquid}}, \\ c_{p,\text{liquid}}, & T > T_{\text{liquid}}. \end{cases} \quad (2.30)$$

Die Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$  im Schmelzbereich hingegen lässt sich direkt berechnen [5]:

$$\lambda(\gamma) = (1 - \gamma) \lambda_{\text{solid}} + \gamma \lambda_{\text{liquid}} \quad (2.31)$$

Die dynamische Viskosität  $\eta$  wird hier, anders als für Luft in der Vorauslegung (Gleichung 2.13), mittels eines empirischen Polynomfit [5] abhängig von der Temperatur berechnet:

$$\eta(T) = \left( 9 \times 10^{-4} T^2 - 0.6529 T + 119.94 \right) \times 10^{-3} \quad (2.32)$$



In der verwendeten Software ANSYS Fluent werden diese Gleichungen über die Finite-Volumen-Methode gelöst. Dabei werden die Erhaltungsgleichungen über diskrete Kontrollvolumina integriert, wodurch für jede Zelle ein algebraisches Gleichungssystem entsteht. Dieses wird iterativ gelöst, bis vorgegebene Konvergenzkriterien erfüllt sind.

## 3 Vorauslegung

Die Flugdaten kommen aus einer Trajektoriensimulation aus dem Simulationsprogramm OpenRocket, die vom Triebwerk-Subsystem durchgeführt wurde. Diese Flugdaten in Abbildung 3.1 bilden eine Maximalabschätzung der aerodynamischen Aufheizung und Flugdauer durch maximale Schub-Kraft und Dauer mit 8 kN für 43 s, die von BLAST erreicht werden können.

### 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 der bereits festgelegten Elektronik wie etwa dem Mikrocontroller STM32H743ZGT6, der auf den redundanten Flugcomputern verwendet wird, die Auslegung durchgeführt. Aus dem Datenblatt des Mikrocontrollers folgt eine maximale Sperrschichttemperatur von  $T_J = 125^\circ\text{C}$  [3] und ein Sperrschicht-Gehäuse-Wärmeleitwiderstand von  $\Theta_{JC} = 23,9^\circ\text{C W}^{-1}$  [3]. Mit einem konservativen Sicherheitsfaktor von 1.5, um bisher unbekannte Bauteile zu berücksichtigen, folgt daraus  $\Theta_{JC,\text{safety}} = 35,85^\circ\text{C W}^{-1}$  und eine maximale Gehäusetemperatur von  $T_C = 89,15^\circ\text{C}$ . Im Kontext der Elektronik ist mit Gehäuse immer die Oberseite der elektronischen Komponente gemeint. Die Kühlung soll außerdem eine hohe Zuverlässigkeit haben, die 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 inhärent größeren Toleranzen passiver Bauteile.

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, die Leistung in Form von Strom und elektromagnetischer Strahlung abgeben, einen Wirkungsgrad von  $\approx 0\%$ , da Logikoperationen physikalisch gesehen keine Arbeit sind. Resultierend wird der komplette Stromverbrauch in Wärme umgewandelt.

Tabelle 3.1: Leistung der Avionik

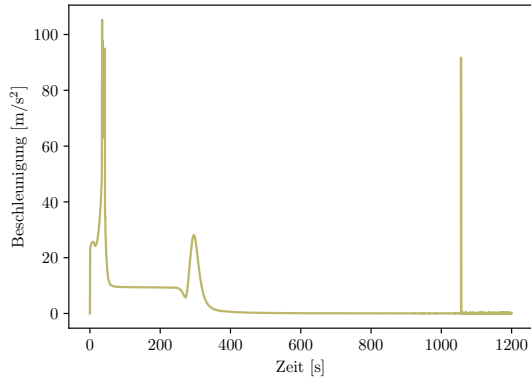
Komponente	Spannung & Strom	Wirkungsgrad	Wärmestrom
STM32H743ZGT6	$V_{DD} = 3,3 \text{ V}$ , $I_{DD} = 536 \text{ mA}$ [3]	$\approx 0 \%$	1,769 W
$\dot{Q}_{\text{ges}}$			7,075 W
RunCam Split 4 V2	$V_{DD} = 5 \text{ V}$ , $I_{DD} = 450 \text{ mA}$ [16]	$\approx 0 \%$	2,25 W
$\dot{Q}_{\text{ges}}$			9 W
Thebe-II	$V_{DD} = 3,6 \text{ V}$ , $I_{DD} = 500 \text{ mA}$ [23]	$\approx 30 \%$ [23]	1,3 W
PCDU		$\approx 30 \%$	9,3 W
$\dot{Q}_{\text{ges, safety}}$			40 W

Die Leistung der Avionik in Tabelle 3.1 ergibt sich durch den Maximalverbrauch der FCC-Mikrocontroller (STM32H743ZGT6) bei maximaler Taktfrequenz (400 MHz) und vollständig aktiver Peripherie, der Kameras und einer Abschätzung der restlichen Komponenten, für die keine exakten Werte vorhanden sind. Der aus Tabelle 3.1 resultierende gesamte Wärmestrom der Avionik mit 40 W ist mit einem gewöhnlichen Laptop vergleichbar.

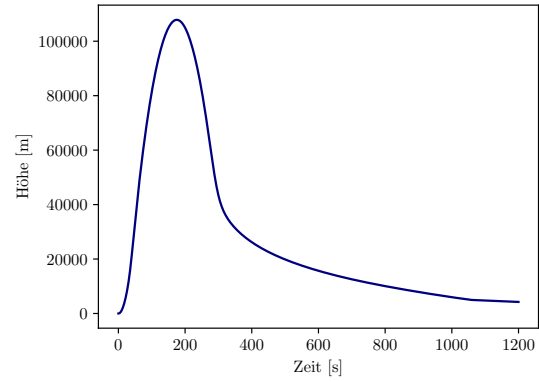
## 3.2 Thermale Schnittstelle

Um mit der Abwärme der Avionik umgehen zu können, muss sie effektiv gesammelt und abtransportiert werden. Oft werden in der Luft- und Raumfahrtindustrie Kühlkreisläufe mit einem Arbeitsfluid verwendet, etwa bei der internationalen Raumstation ISS [12]. Diese benötigen jedoch meist bewegliche Bauteile wie Pumpen, welche die Ausfallwahrscheinlichkeit erhöhen. Alternativ gibt es auch Möglichkeiten, durch erzwungene Konvektion ein Arbeitsfluid anzutreiben oder Materialien mit hoher Wärmeleitfähigkeit zu verwenden. Beide Methoden bieten in Kombination eine leichte Integrierbarkeit und geringen Wärmeleitwiderstand, ohne bewegliche Teile zu verwenden.

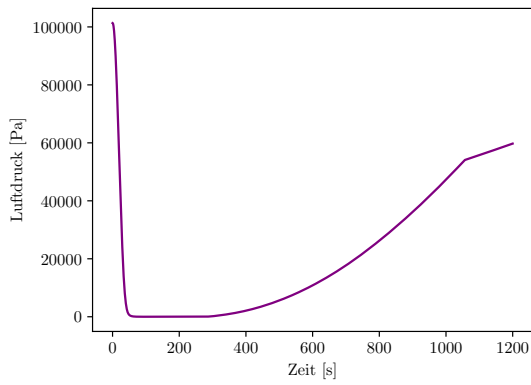
Das thermale Interface wird auf Systemebene analysiert, da eine Entwicklung auf Ebene des Printed Circuit Board (PCB) wie bereits erläutert nicht möglich ist, ohne die vollständig entwickelte Elektronik.



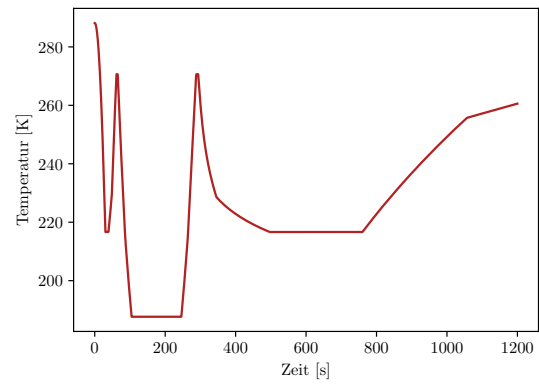
(a) Beschleunigung während Flug



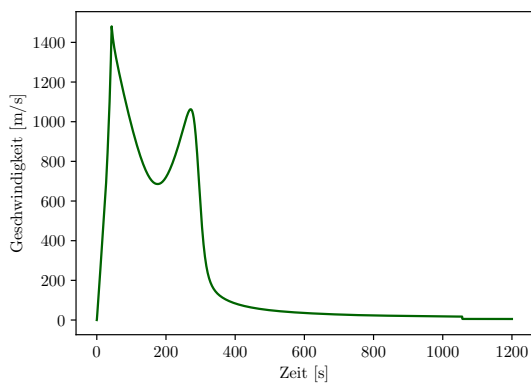
(b) Flughöhe



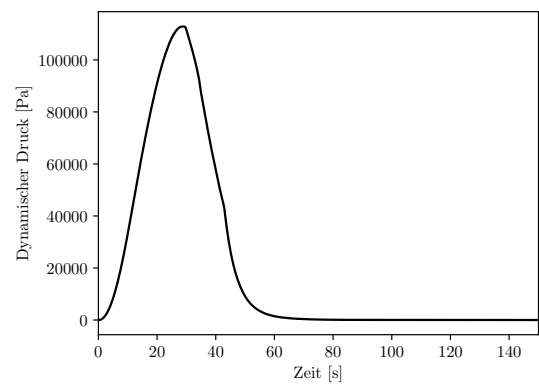
(c) Statischer Luftdruck während Flug



(d) Statische Lufttemperatur während Flug



(e) Geschwindigkeit während Flug



(f) Dynamischer Druck während Flug

Abbildung 3.1: Flugdaten der Trajektorien-simulation.

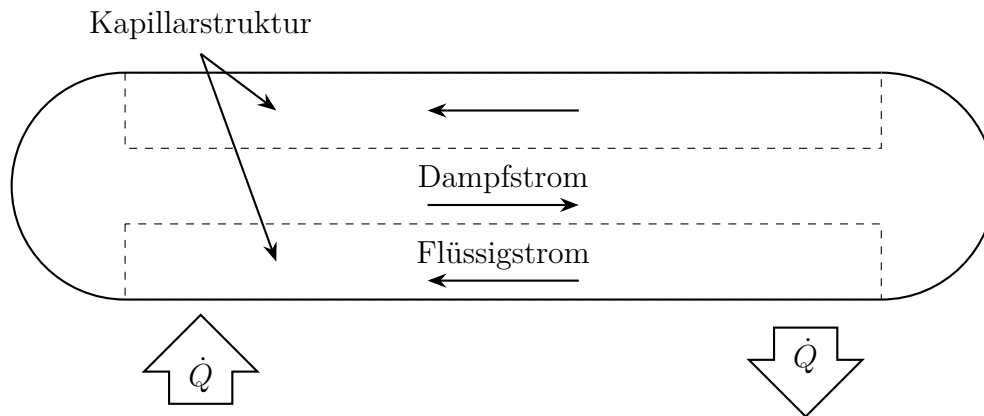


Abbildung 3.2: Heatpipe Aufbau und Funktionsweise.

### 3.2.1 Heatpipes

Heatpipes (Wärmerohre) sind eine Möglichkeit, durch erzwungene Konvektion Wärme zu transportieren. Reguläre Heatpipes sind vollständig geschlossene Rohre mit einer Flüssigkeit im Inneren und einer Kapillarstruktur an der Innenwand, so dass ein freier Kanal in der Mitte bleibt. Bei der Wärmequelle verdampft die Flüssigkeit aus der Kapillarstruktur und bei der Wärmesenke kondensiert sie wieder, wodurch der resultierende Massenstrom einen Kreislauf bildet. Besonders effektiv sind Heatpipes durch die Nutzung der Verdampfungsenthalpie beim Flüssig-Gas-Übergang an der Wärmequelle, wodurch sehr hohe Wärmestromdichten erreicht werden können. Eine schematische Darstellung einer Heatpipe zeigt Abbildung 3.2.

Eine Weiterentwicklung davon sind Loop Heatpipes, die, wie der Namen bereits impliziert, einen Kreislauf bilden, indem es eine separate Flüssig- und Dampfleitung gibt, die jeweils am Verdampfer und Kondensator miteinander verbunden sind. Besonders von Vorteil sind Loop Heatpipes, wenn größere Distanzen überbrückt werden müssen, oder eine relativ zuverlässige Funktion unabhängig von Orientierung und Gravitation gebraucht wird. Aufgrund der erhöhten Komplexität von Loop Heatpipes, der Möglichkeit, die Orientierung der Heatpipes frei zu bestimmen, den relativ geringen Distanzen innerhalb der Avioniksektion und dem Mangel an kommerziell erhältlichen Loop Heatpipes wird eine reguläre Heatpipe gewählt.

Ein wichtiger Aspekt von Heatpipes ist, dass der Wärmeleitwiderstand durch Biegungen und Anbindung von mehreren Quellen um bis zu 100 % steigen kann [11]. Auch wenn Heatpipes konvektiv arbeiten, ist bei deren Wärmeübertragung vom Wärmeleitwiderstand die Rede. Des Weiteren hängt besonders bei regulären Heatpipes der Wärmeleitwiderstand von der effektiven Beschleunigung ab, da die höhere Dichte der Flüssigphase eine beschleunigende Wirkung auf die Konvektion hat, wenn die Wärmequelle unten orientiert ist. Sollte die Heatpipe jedoch „über Kopf“ arbeiten, sodass

die Wärmequelle oben orientiert ist, muss die Konvektion gegen die Beschleunigung arbeiten und verliert Leistung bzw. hat einen erhöhten Wärmeleitwiderstand.

Ausgewählt wurde die QG-SHP-D5-400MN Heatpipe von Quick-Ohm Küpper & Co. GmbH aus Kupfer mit Mesh-Gewebe als Kapillarstruktur von 400 mm Länge und 5 mm Durchmesser. Diese Heatpipe kann eine Leistung von 40 W übertragen.

Weiterhin wird die Heatpipe als ROM mit einem einfachen Widerstand ersetzt, der dem Wärmeleitwiderstand von  $R_{\text{Heatpipe}} = 0,3 \text{ K W}^{-1}$  aus dem Datenblatt [15] entspricht. Dadurch wird eine sehr komplexe Modellierung abhängig von Temperaturen, Biegungen, Ausrichtung, Beschleunigung und Anzahl an Wärmequellen sowie deren Leistung und Positionen vermieden.

### 3.2.2 Wärmeleitbänder

Um die Elektronik mit der Heatpipe zu verbinden, werden Wärmeleitbänder aus verschiedenen Materialien analysiert. Wärmeleitbänder sind flexible Verbindungsteile mit hoher Wärmeleitfähigkeit, die Wärmebrücken zwischen mehreren Bauteilen gewährleisten. Pyrolithic Graphite Sheet (PGS) ist gegenüber herkömmlichen Materialien besonders interessant durch die extrem hohe Wärmeleitfähigkeit innerhalb der Ebene, da diese der Ebene der Molekülstruktur des Graphit entspricht. Außerdem ist es ein relativ flexibles Material bei einer üblichen Dicke von  $\approx 10 \mu\text{m}$  bis  $100 \mu\text{m}$ . Ein Nachteil von PGS ist die im Kontrast zur Ebene sehr niedrige Wärmeleitfähigkeit durch die Ebene infolge von wenigen molekularen Brücken zwischen den Gitterstrukturen. Dementsprechend werden PGS und andere Arten von Graphit-Folien hauptsächlich zur Wärmeverteilung auf der Oberfläche von Bauteilen verwendet, um Wärmestromdichten zu verringern und homogenere Temperaturverteilungen zu erreichen.

Das effektive Erhöhen des Querschnitts von PGS durch Schichtung mehrerer Folien aufeinander ermöglicht es jedoch, die hohe Wärmeleitfähigkeit in der Ebene auch zum thermischen Koppeln mehrerer Bauteile zu verwenden. Diese Anwendung hat besonders in der Raumfahrt durch ermöglichte Masseneinsparungen großes Potential. Eine kommerzielle Reihe solcher Wärmeleitbänder aus gängigen Materialien zeigt Abbildung 3.3. Der Tabelle 3.2 nach ist PGS der beste Kompromiss für die geforderten Eigenschaften. Um jedoch zu vermeiden, dass bei starken Vibrationen aufgrund der Flexibilität des PGS Kontakt mit der Elektronik und mögliche Kurzschlüsse entstehen, muss das Wärmeleitband mit einer elektrisch isolierenden Ummantelung versehen werden.

Aufgrund der höchsten Wärmeleitfähigkeit in der Ebene des PGS HGS-012 der Firma

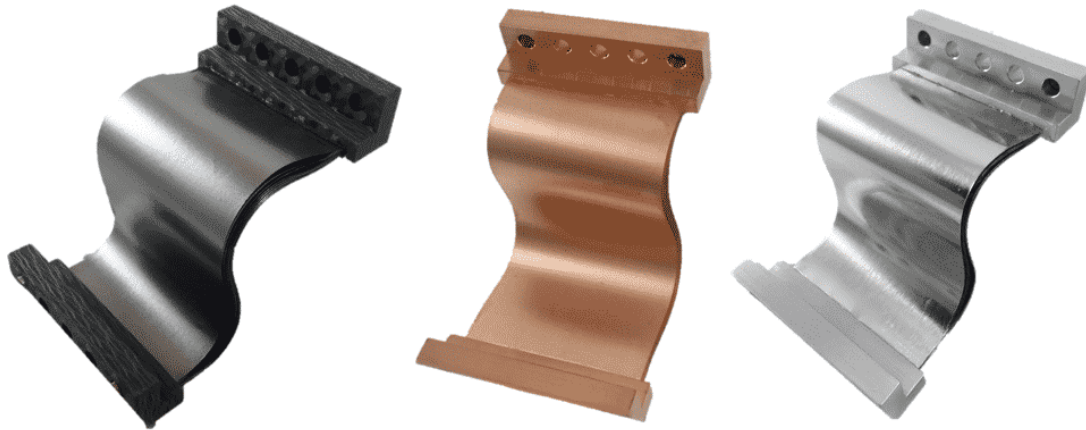


Abbildung 3.3: Kommerziell erhältliche Wärmeleitbänder aus PGS (links), Kupfer und Aluminium [4].

Tabelle 3.2: Ampelbewertung von Materialien für Wärmeleitbänder.

Eigenschaft	Kupfer[19]	Aluminium[19]	PGS (Graphit)[9]
Wärmeleitfähigkeit in Ebene	397,48 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>	225,94 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>	1050 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> bis 1800 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>
Wärmeleitfähigkeit durch Ebene	397,48 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>	225,94 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>	10 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> bis 26 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>
Dichte	8940 kg m <sup>-3</sup>	2698 kg m <sup>-3</sup>	1500 kg m <sup>-3</sup> bis 2100 kg m <sup>-3</sup>
Elektrische Isolation	Schlecht	Schlecht	Schlecht

HPMS Graphite [9] wurde dieses ausgewählt. Um ein verwendbares Wärmeleitband zu konstruieren, soll dieses aus 32 Schichten bestehen, 4 cm breit und 10 cm lang sein, wodurch es ermöglicht werden soll, dass die Heatpipe möglichst Bieungsfrei verlaufen kann. Die Anbindungen bzw. Endstücke der Wärmeleitbänder sowie Kontaktwiderstände durch Klebstoffe oder ähnliche Verbindungsmethoden werden ignoriert. Der Wärmeleitwiderstand ergibt sich durch Einsetzen von Gleichung 2.5 in 2.6:

$$R_{\text{Wärmeleitband}} = \frac{\Delta x}{\lambda A}$$

Mit  $\Delta x = 10 \text{ cm}$ ,  $\lambda = 1800 \text{ W m}^{-1} \text{ K}$  und  $A = 32 \cdot 0,012 \text{ mm} \cdot 4 \text{ cm} = 15,36 \text{ mm}^2$  ergibt sich  $R_{\text{Wärmeleitband}} = 3,617 \text{ K W}^{-1}$ .

### 3.2.3 Gesamte Schnittstelle

Mittels einer Kombination von PGS und Heatpipe kann eine Wärmebrücke gebildet werden, die den Wärmeleitwiderstand minimiert. Eine schematische Darstellung der thermalen Schnittstelle ist in Abbildung 3.4 zu sehen.

Wenn angenommen wird, dass die Avionik aus vier separaten PCB mit einer Gesamtleistung von 40 W (3.1) besteht, müssen pro Wärmeleitband 10 W übertragen werden. Dabei entsteht nach Gleichung 2.6 eine Temperaturerhöhung über das Wärmeleitband von  $\Delta T_{\text{Wärmeleitband}} = 10 \text{ W} \cdot 3,617 \text{ W K}^{-1} = 36,17 \text{ K}$ . Die Heatpipe überträgt den vollständigen Wärmestrom und hat eine Temperaturerhöhung von  $\Delta T_{\text{Heatpipe}} = 40 \text{ W} \cdot 0,3 \text{ W K}^{-1} = 12 \text{ K}$ .

Von der Quelle bis zur Senke ergibt sich also ein Temperaturgradient von  $\Delta T_{\text{ges}} = \Delta T_{\text{Heatpipe}} + \Delta T_{\text{Wärmeleitband}} = 48,17 \text{ K}$ . Eine schematische Darstellung der Schnittstelle sieht man in Abbildung 3.4. Für die nötige Temperatur an der Senke erhält man  $T_{\text{Senke}} = T_C - \Delta T_{\text{ges}} = 314,13 \text{ K}$ . Die Masse der Schnittstelle wird nicht berücksichtigt, da diese unabhängig von der Kühlung der Senke notwendig ist und stark von der Elektronik bzw. deren Platzierung abhängt.

## 3.3 PCM

Die Nutzung eines PCM mit Fest-Flüssig-Übergang ist eine weit verbreitete Lösung in der Luft- und Raumfahrtindustrie, um für begrenzte Zeiträume Elektronik in einem akzeptablen Temperaturbereich zu halten. Auch wenn PCM-Lösungen generell eine hohe Masse haben, wird das oft aufgrund der ansonsten idealen Eigenschaften



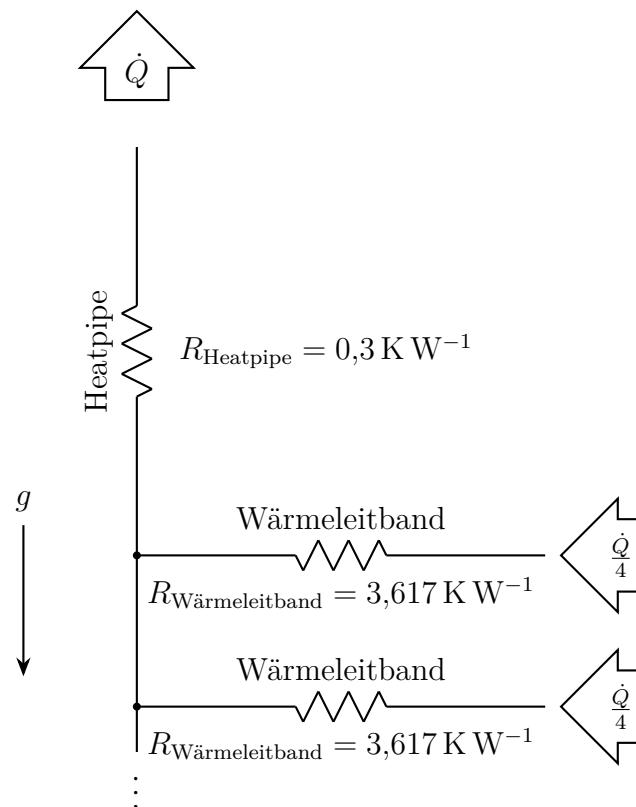


Abbildung 3.4: ROM der thermalen Schnittstelle aus Heatpipe und Wärmeleitbändern. Hier sind nur 2 von 4 Wärmeleitbändern dargestellt.

in Kauf genommen: Durch die hohe spezifische Schmelzenthalpie kann rein passiv eine große Wärmemenge, bei einem isothermen Prozess, absorbiert werden. Aufgrund dessen kann ein von der Umwelt isoliertes ATM entwickelt werden, das nicht mit stark schwankenden Zuständen der Sonneneinstrahlung und Lufttemperatur zurecht kommen muss. Auch wenn ein PCM mit Flüssig-Gas-Übergang meist eine etwa 10-fach höhere Verdampfungsenthalpie hat [2], wird diese Art generell nicht verwendet, da der Dichteunterschied zwischen Flüssig- und Gasphase zu extremen Drücken führen würde, falls Wiederverwendbarkeit verlangt wird und somit ein Druckkörper nötig ist. Alternativ kann die Gasphase auch aus dem Fahrzeug abgelassen werden in einem Prozess, der Vapour Venting genannt wird. Hierbei geht jedoch die Wiederverwendbarkeit verloren, da vor jedem Start die Flüssigphase neu getankt werden muss. Weiter kann das Vapour Venting trotz der geringen Massenströme zu Momenten führen, die das Fahrzeug destabilisieren; besonders im Überschallbereich können unintuitive Kräfte durch Interaktionen mit dem Überschallstrom entstehen [8], die aufwendige CFD-Simulationen oder Tests benötigen. Dementsprechend wird nur ein Fest-Flüssig-PCM analysiert.

Für die Auswahl eines geeigneten PCM sind spezifische Schmelzenthalpie und Schmelztemperatur entscheidend. Die Wärmeleitfähigkeit ist zwar auch sehr relevant, ist

Tabelle 3.3: Ampelbewertung für Alkane als PCM [14].

Eigenschaft	n-Hexadecan	n-Octadecan	n-Eicosan
Schmelzpunkt	291 K	301 K	310 K
Schmelzenthalpie	230 400 J kg <sup>-1</sup>	239 300 J kg <sup>-1</sup>	240 999 J kg <sup>-1</sup>

jedoch für alle Materialien zu schlecht und muss durch Lamellen oder ähnliche wärmetauschende Strukturen verbessert werden, wobei PCM Masse mit Strukturmasse ersetzt wird und somit die Wärmekapazität sinkt. Das Volumen der wärmeleitenden Struktur, die PCM ersetzt, wird Void Fraction genannt, da sie gewissermaßen eine Leerstelle im PCM bildet, die wie gesagt keine latente Wärmeaufnahme hat. Hier wird ein Void Fraction von  $F = 0.1$  gewählt. Eine Optimierung der Lamellenstruktur kann bei gleichbleibender Masse in einer erhöhten Wärmeleitfähigkeit resultieren, was jedoch in dieser Arbeit nicht durchgeführt wird. Abbildung 4.1a zeigt ein Drahtmodell der Struktur, in Form einer einfachen Box, die für Länge und Breite dieselbe Dimension hat und in Höhe variieren kann. In der Box ist das PCM zwischen parallelen Lamellen vorhanden.

Tabelle 3.3 zeigt drei gängige organische Alkane, die als PCM verwendet werden können, im Vergleich. Demnach hat n-Eicosan die besten Eigenschaften, mit insbesondere einem idealen Schmelzpunkt kurz unter den 314,13 K der Senke, wie in Kapitel 3.2 berechnet. Um die Masse und latente Wärmekapazität des PCM zu berechnen, wurde das in 3.1 dargestellte Python-Programm verwendet. Das PCM wird dort als isobar, isotherm und isochor angenommen und hat eine unendliche Wärmeleitfähigkeit. Des Weiteren befindet es sich in einer Aluminium-Box mit 1 mm Wanddicke und einem der Void Fraction entsprechenden internen Volumenanteil an Aluminium von  $F = 0.1$ . Die Dimensionen der Breite und Tiefe der Box wurden gleich gesetzt; die Höhe der Box bildet die zweite Variable. Anschließend werden mit der Funktionen `total_mass` die Masse und `total_heat` die latente Wärmekapazität durch Bilanzierung der Gleichung 2.2 berechnet. Kapazitäts- und Massenkonturen abhängig von Seitenlänge und Höhe zeigt Abbildung 3.10.

Bei einer Flugdauer von 1200 s und einem Wärmestrom von 40 W ergibt sich eine nötige latente Wärmekapazität von 48 000 J, eine Seitenlänge der Aluminium-Box von 6,749 cm und eine Gesamtmasse von 346,610 g. Da ein Würfel von allen Quadern das größte Volumen-Oberflächenverhältnis hat, sind alle Kanten gleich lang. Dadurch ist der Massenanteil des PCM maximiert, und der der Box minimiert.

```

1 rho_alu = 2700      # aluminium density [kg*m^-3]
2 rho_pcm = 788       # pcm density [kg*m^-3]
3 h        = 240998.9 # pcm latent heat [J*kg^-1]
4 F        = 0.1      # void fraction
5 t        = 0.001    # wall thickness [m]
6
7 def total_mass(L, H): # pcm mass including case and fins
8     return (rho_alu * (L**2 * H - (L - 2*t)**2 * (H - 2*t))
9           + (F * rho_alu + (1 - F) * rho_pcm) * (L - 2*t)
10          **2 * (H - 2*t))
11
12 def total_heat(L, H): # pcm latent heat capacity
13     # ...#
14     pcm_heat = (1 - F) * rho_pcm * (L - 2*t)**2 * (H - 2*t)
15     * h
16     return pcm_heat

```

Listing 3.1: Berechnung der Masse und latenten Wärmekapazität des PCM in der pcm.py.

Tabelle 3.4: AZ-93 Spezifikationen [1].

$\varepsilon_t$	$0.91 \pm 0.02$
$\alpha_s$	$0.15 \pm 0.02$
Temperaturbereich	$-180^\circ\text{C}$ bis $1400^\circ\text{C}$

## 3.4 Radiator

Bei Radiatoren ist ein hoher Emissions- und niedriger Absorptionsgrad nach Gleichung 2.3 dimensionierend, da die Temperatur den Anforderungen nach limitiert ist und die Fläche minimiert werden muss, weil diese proportional zu eingehenden Wärmeströmen aus der Umgebung ist, wie etwa die Sonneneinstrahlung oder die Luft, welche auch möglichst gering gehalten werden sollen.

Als Beschichtung wurde AZ-93 der Firma AZ Technology LLC. [1] ausgewählt. Dabei handelt es sich um eine in der Raumfahrt weit verbreitete anorganische Farbe mit günstigen Eigenschaften, die Tabelle 3.4 entnommen werden können. Abbildung 6.1 ist eine Visualisierung der Gleichung 2.3 und zeigt Leistungskonturen eines Radiators mit den Eigenschaften aus Tabelle 3.4 je nach Fläche und Temperatur.

Für eine rein radiative Kühlung der Avionik ergibt sich für 40 W der Avionik und einer solaren Bestrahlungsstärke von  $1 \text{ kW m}^{-2}$  bei einem effektiven Bestrahlungsanteil von 50 % durch die Rotation der Rakete bzw. der Schattierung des halben Radiators durch die Rakete selbst auf der sonnenabgewandten Seite, den Eigenschaften aus Tabelle 3.4 und einer Temperatur von  $T_{\text{senke}} = 314,13 \text{ K}$  nach eine Fläche von

```

1  {
2      #...#
3      "avionics_power": 40,
4      "target_temperature": 36.85,
5      "emittance": 0.91,
6      "absorptance": 0.15,
7      "solar_flux": 1000,
8  }

```

Listing 3.2: Setup-Werte aus der setup.json.

```

1  #...#
2  avionics_power = data["avionics_power"]
3  e = data["emittance"]
4  a = data["absorptance"]
5  solar_flux = data["solar_flux"]
6  target_temperature = data["target_temperature"]
7
8  def radiator_area(avionics_power, target_temperature, e, a,
9                    solar_flux): # radiator area
10     return (avionics_power / (e * Stefan_Boltzmann *
11                               target_temperature**4 - 0.5 * solar_flux * a))

```

Listing 3.3: Berechnung der Radiatorfläche in der radiator.py.

996,163 cm<sup>2</sup>. Die solare Bestrahlungsstärke wurde für 1 m über dem Meeresspiegel bei der Sommersonnenwende in Campo Militar de Santa Margarida, Portugal, beim höchsten Sonnenstand mittels des Online-Tools [www.sonnenverlauf.de](http://www.sonnenverlauf.de) berechnet, da dort die Demonstrator-Rakete von [BLAST](#) starten wird und als Richtwert für [BLAST](#) verwendet werden kann. Die Radiatorleistung ergibt sich demnach zu  $\dot{Q}_{\text{Radiator}} = 47,471 \text{ W}$ . In [3.2](#) und [3.3](#) ist der Programmcode zu sehen, der zur Berechnung verwendet wurde.

## 3.5 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 notwendig sein könnte. Für die Vorauslegung wird die Außenkontur der Rakete von Spitze bis Avionik-Sektion mit Hilfe der Nußelt-Beziehungen als längsangeströmte ebene Platte angesehen wie in [Abbildung 3.7](#) dargestellt. Um zu wissen, ob hier die Beziehung für laminare oder turbulente Grenzschichten angewandt werden soll, müssen zunächst die Gültigkeitsbereiche der Reynolds- und Prandtlzahl ([2.12](#), [2.11](#)) überprüft werden. Mittels der Nußelt-Beziehung wird der Wärmeüber-

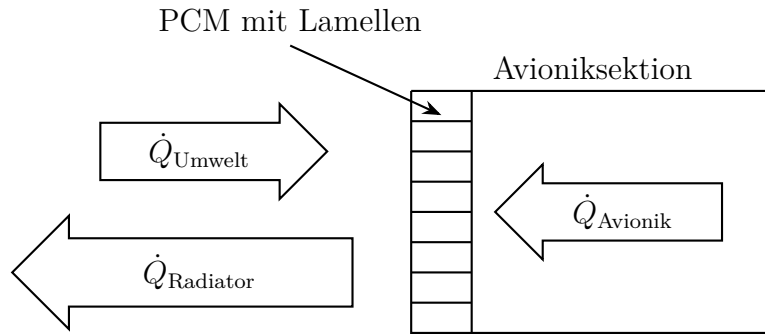


Abbildung 3.5: PCM-Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung.

gangskoeffizient  $\alpha$  bestimmt und dann in Gleichung 2.17 eingesetzt, um auf den spezifischen Wärmestrom zu schließen.

Die Außenstruktur der Rakete besteht aus dem zylindrischen Hüllensegment und einem von-Kármán-Nasenprofil, das eine Spezialform der Haack-Serie ist [17]. Die analytische Beschreibung lautet:

$$x(t) = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \cdot \sqrt{\cos^{-1}\left(1 - \frac{2t}{L}\right) - \frac{1}{2} \cdot \sin\left(2 \cdot \cos^{-1}\left(1 - \frac{2t}{L}\right)\right)} \quad \text{für } t \in [0, L]$$

Hierbei ist  $x(t)$  der Radiusverlauf des rotationssymmetrischen Nasenprofils entlang der Längskoordinate  $t$ , beginnend an der Spitze ( $t = 0$ ) bis zur Basis ( $t = L$ ). Die Gesamtlänge der Nase ist  $L = 1250$  mm. Der maximale Radius an der Basis beträgt  $R = 125$  mm und entspricht dem Gesamtdurchmesser der Rakete von  $D = 250$  mm.

Die Funktion der Nase wurde mithilfe eines Computer Assisted Design (CAD)-Programm skizziert und die Konturlänge zu 1,01 m vermessen. Wenn der Radiator aus Kapitel 3.4 über den vollständigen Umfang der Rakete bei einem Durchmesser von  $D = 250$  mm modelliert wird, ist der Radiator eine 12,684 cm lange Sektion. Daraus folgt eine Konturlänge von 1,074 m bis zum Mittelpunkt des Radiators, wo alle lokalen Größen berechnet werden.

In Abbildung 3.5 sieht man eine schematische Darstellung der Konstruktion samt der Wärmeströme für den Fall, dass das System am Solidus-Punkt im Gleichgewicht steht. Hingegen kann man in Abbildung 3.6 den Zustand sehen, in dem der Umweltwärmestrom durch aerodynamische Aufheizung gestiegen ist und somit das PCM anfängt zu schmelzen. Wegen des PCM und der Annahme, dass alle Wärmeleitkoeffizienten unendlich groß sind, wird der Radiator weiterhin als isotherm modelliert und die Avionik-Sektion als adiabat.

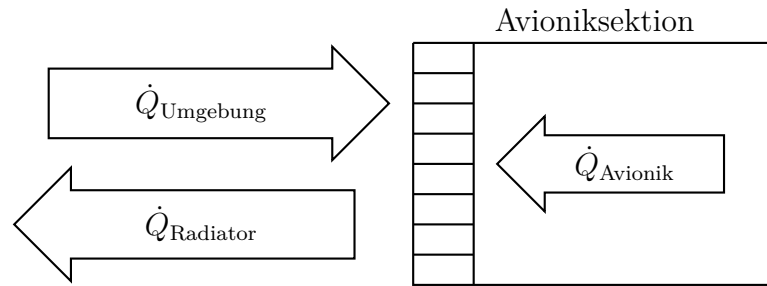


Abbildung 3.6: PCM-Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung.

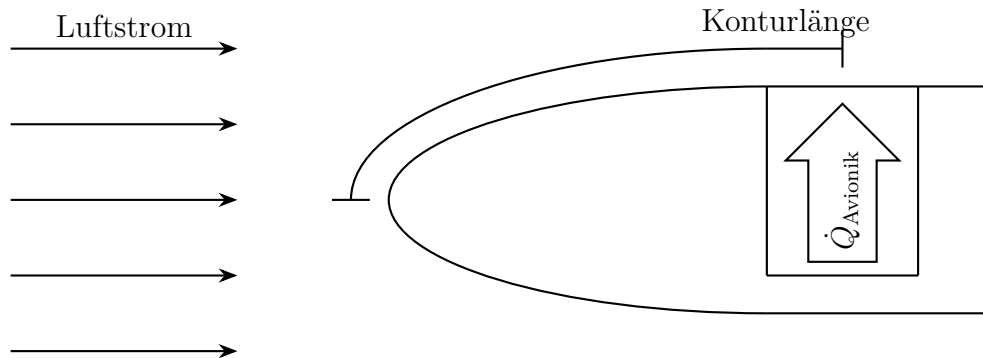


Abbildung 3.7: Konturlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators.

Die Software zur Berechnung aller Bilanzgleichungen für Dimensionen und Massen besteht aus einer Reihe an Python-Programmen und Datenstrukturen. Das Hauptprogramm `main.py` ruft alle Unterprogramme in der richtigen Reihenfolge auf: zuerst die `radiator.py` zur Berechnung der Radiator-Dimension mithilfe der Randbedingungen aus der `setup.json`, danach wird die `hybrid.py` (Vollständiger Programmcode ist im Anhang zu finden 6.1) aufgerufen, um die aerodynamischen Wärmeströme mittels der Nußelt-Beziehung zu bestimmen, anschließend werden die Ergebnisse in die `pcm.py` geladen, um abhängig von der Radiatorfläche und den Wärmeströmen die Kapazität und Masse des PCM zu bestimmen. Abbildung 3.8 zeigt schematisch, wie die Dimensionierung in der Software abläuft.

Wie in Abbildung 3.9 dargestellt, liegt die Prandtl-Zahl im Gültigkeitsbereich sowohl für die turbulente als auch für die laminare Grenzschicht. Die Reynolds-Zahl überschreitet jedoch zeitweise mit Werten bis zu  $2,4 \cdot 10^7$  die Gültigkeitsbereiche. Aufgrund fehlender alternativer analytischer Methoden wurde dennoch die Nußelt-Beziehung nach Gleichung 2.10 für turbulente Grenzschichten angewendet.

Das Ergebnis der Berechnung ist in Abbildung 3.10 zu sehen, mit der Radiatorleistung  $\dot{Q}_{\text{Radiator}} = 47,471 \text{ W}$  aus Kapitel 3.4 und dem Wärmestrom aus der Umwelt  $\dot{Q}_{\text{Umwelt}}$ , der aus Sonneneinstrahlung wie in Kapitel 3.4 modelliert und der aerodynamischen Aufheizung besteht. Der Wärmestrom  $\dot{Q}_{\text{Rein}}$  ist die Summe aus Avionik-Wärmestrom  $\dot{Q}_{\text{Avionik}}$  und Umwelt-Wärmestrom  $\dot{Q}_{\text{Umwelt}}$ .

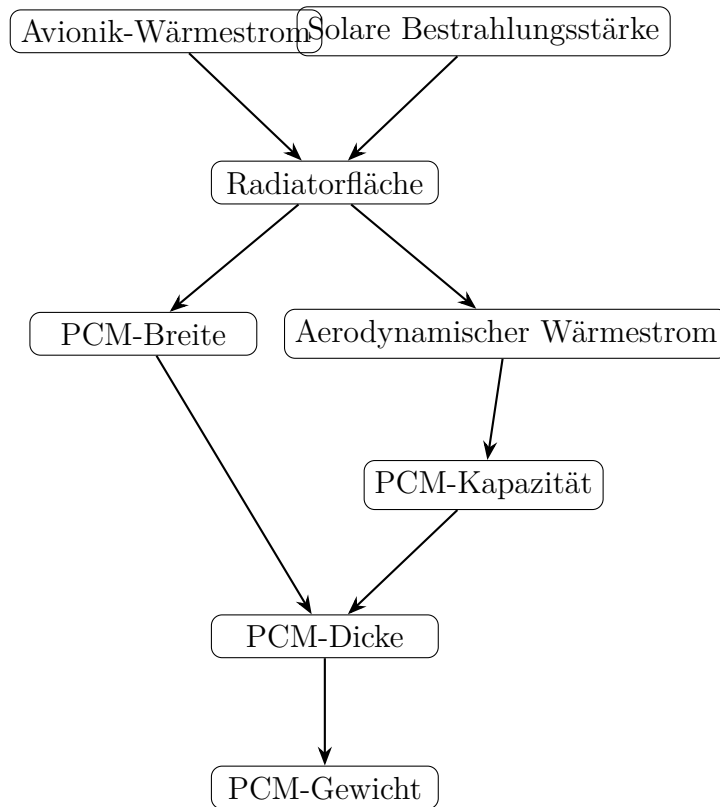


Abbildung 3.8: Ablauf der Dimensionierung in der Vorauslegungs-Software. Pfeile stellen Abhängigkeiten dar.

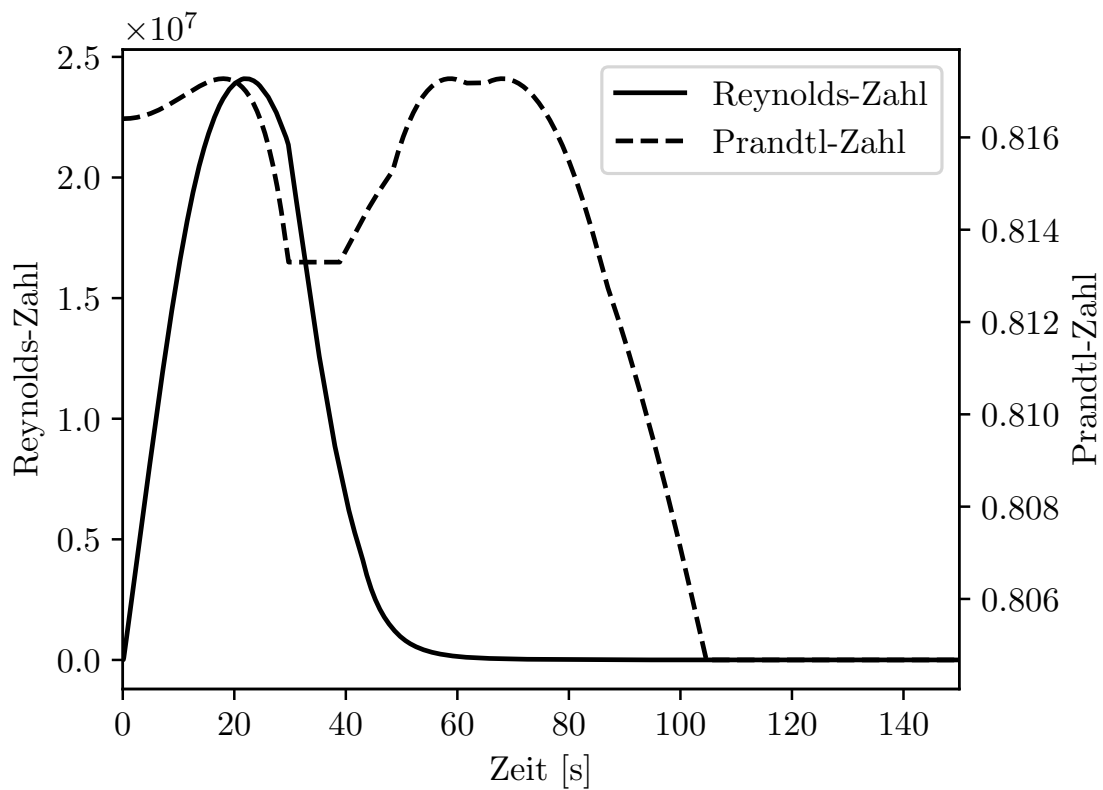


Abbildung 3.9: Reynolds- und Prandtl-Zahl während kritischer Phase im Flug.

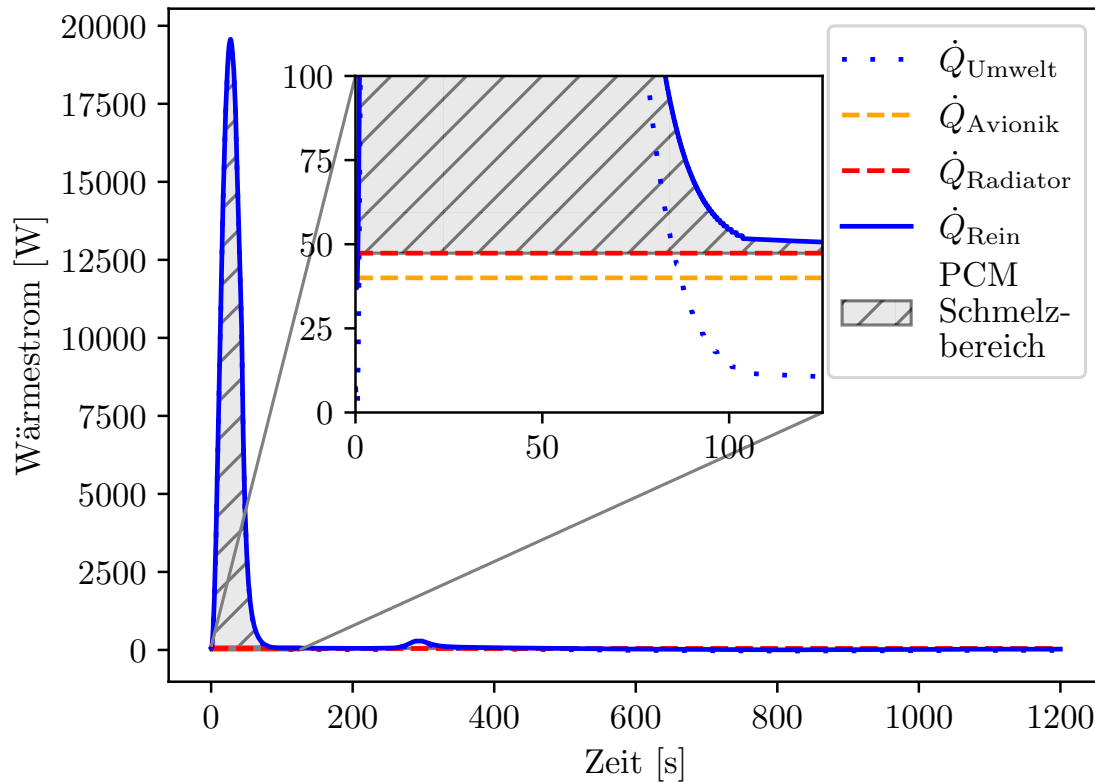


Abbildung 3.10: PCM-Wärmeströme während dem Flug.

Erkennbar ist, dass mit bis zu 20 kW ein extrem hoher Wärmestrom durch die aerodynamische Aufheizung entsteht. Auch wenn dieser nur etwa 100 s andauert, ist er ausreichend, um die notwendige Masse des PCM (inklusive der Aluminium-Struktur) auf 4,256 kg zu erhöhen. Abgesehen von der höheren notwendigen latenten Wärmekapazität von 626 817,571 J führen auch zusätzlich geometrische Verluste zu der erhöhten Masse, da das Aspektverhältnis aufgrund der Einschränkung durch die Radiatorfläche weit von der idealen Würfelform entfernt ist.



## 4 Simulation

Um die Ergebnisse der Vorauslegung zu vergleichen wurde mithilfe ANSYS Fluent sowohl das Verhalten des reinen PCM, als auch die aerodynamische Aufheizung simuliert.

### 4.1 PCM

Für die Simulation des PCM wurde die in Abbildung 4.1a dargestellte Struktur stark vereinfacht, um sie trotz mangelnder Rechenressourcen simulieren zu können. Zuerst wurde das PCM in der Symmetrieebene zu einem zweidimensionalen Problem vereinfacht. Im nächsten Schritt wurde nur die mittlere Zelle aus der Ebene unter der Annahme, dass das System symmetrisch ist, ausgewählt. Im letzten Schritt wurde die Zelle nochmal aufgrund von Symmetrie gespalten.

Anschließend wurde in ANSYS Mechanical das Mesh (Gitternetz) vollständig aus Tetraeder-Elementen erzeugt, wobei die Elementgröße so gewählt wurde, dass die Aluminiumwände über 1-2 Zellschichten aufgelöst sind. In dem Mesh aus Abbildung 4.1b ist das PCM in schwarz und das Aluminium in rot dargestellt. Jeweils an der linken und rechten Kante wurde aufgrund der anliegenden Zelle bzw. Spiegelung der Zelle eine Symmetrie-Randbedingung gewählt. Diese Randbedingung reduziert sich beim Aluminium auf eine adiabatische Wand; beim PCM ist diese Randbedingung adiabat mit einer Slip-Bedingung (kein Normalfluss, keine Schubspannung). Die untere Kante wurde als Wärmequelle angelegt und die obere Kante als adiabatische Wand.

Die Wärmequelle ergibt sich aus der Seitenfläche der PCM-Struktur, bestimmt in Kapitel 3.3, und dem Avionik-Wärmestrom zu  $\frac{40 \text{ W}}{(6,749 \text{ cm})^2} = 8782 \text{ W m}^{-2}$ . Da ANSYS Fluent bei zweidimensionalen Simulationen eine Referenztiefe von 1 m verwendet, konnte der spezifische Wärmestrom der Quelle direkt verwendet werden.

Die thermophysikalischen Eigenschaften von n-Eicosan sind aufgeführt in Tabelle 4.1. Das temperaturabhängige Verhalten der spezifischen Wärmekapazität kann den Abbildungen 4.2 und 4.3 entnommen werden. In Abbildung 4.2 ist der Anstieg der spezifischen Wärmekapazität infolge der Schmelzenthalpie über die Mushy-Zone zu

erkennen. Abbildung 4.3 zeigt den Verlauf der sensiblen spezifische Wärmekapazität von der Feststoffphase, über die Mushy-Zone und in die Flüssigphase.

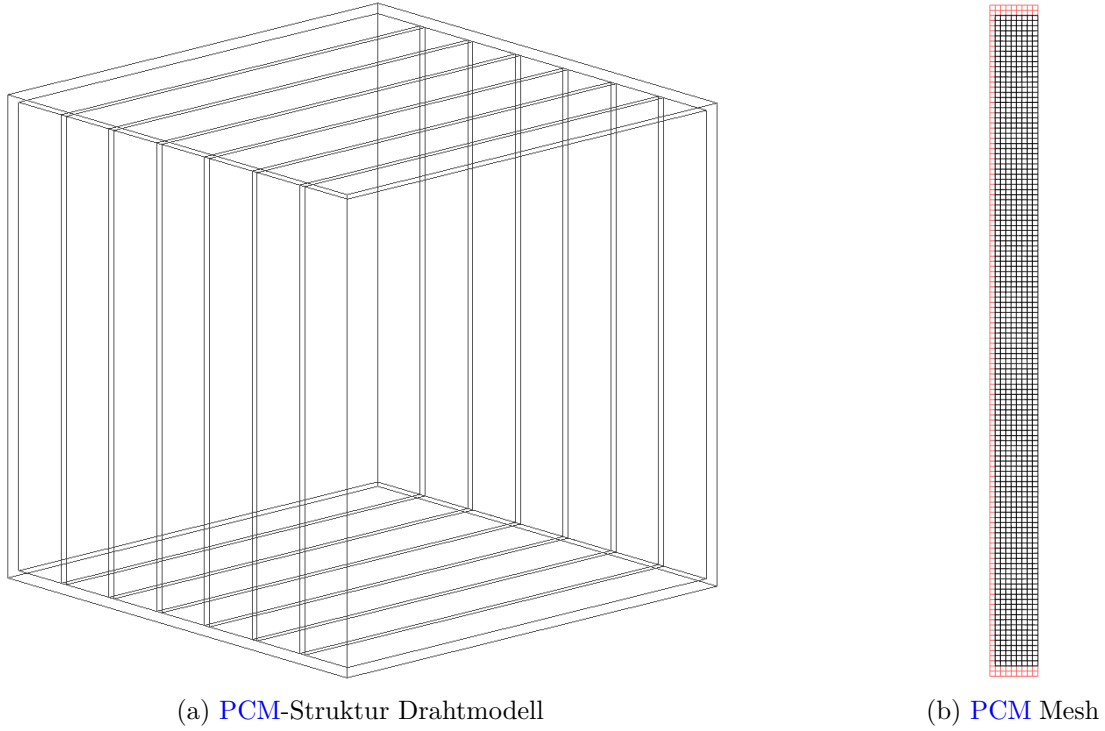


Abbildung 4.1: PCM-Struktur und vereinfachtes Mesh.

Tabelle 4.1: Stoffdaten für n-Eicosan.

Solidus Temperatur	$T_{\text{solidus}}$	309 K [14]
Liquidus Temperatur	$T_{\text{liquidus}}$	311 K [14]
Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck der Flüssigphase	$c_{p,\text{liquid}}$	2350,05 J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> [14]
Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck der Feststoffphase	$c_{p,\text{solid}}$	2132,4 J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> [14]
Dichte der Flüssigphase	$\rho_{\text{solid}}$	769 kg m <sup>-3</sup> [13]
Dichte der Feststoffphase	$\rho_{\text{liquid}}$	910 kg m <sup>-3</sup> [13]
Wärmeleitfähigkeit der Flüssigphase	$\lambda_{\text{liquid}}$	0,1505 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> [7]
Wärmeleitfähigkeit der Feststoffphase	$\lambda_{\text{solid}}$	0,4248 W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> [18]
Wärmeausdehnungskoeffizient	$\beta$	0,0009 K <sup>-1</sup> [7]
Spezifische Schmelzenthalpie	$h_{\text{fus}}$	240 998,86 J kg <sup>-1</sup> [14]

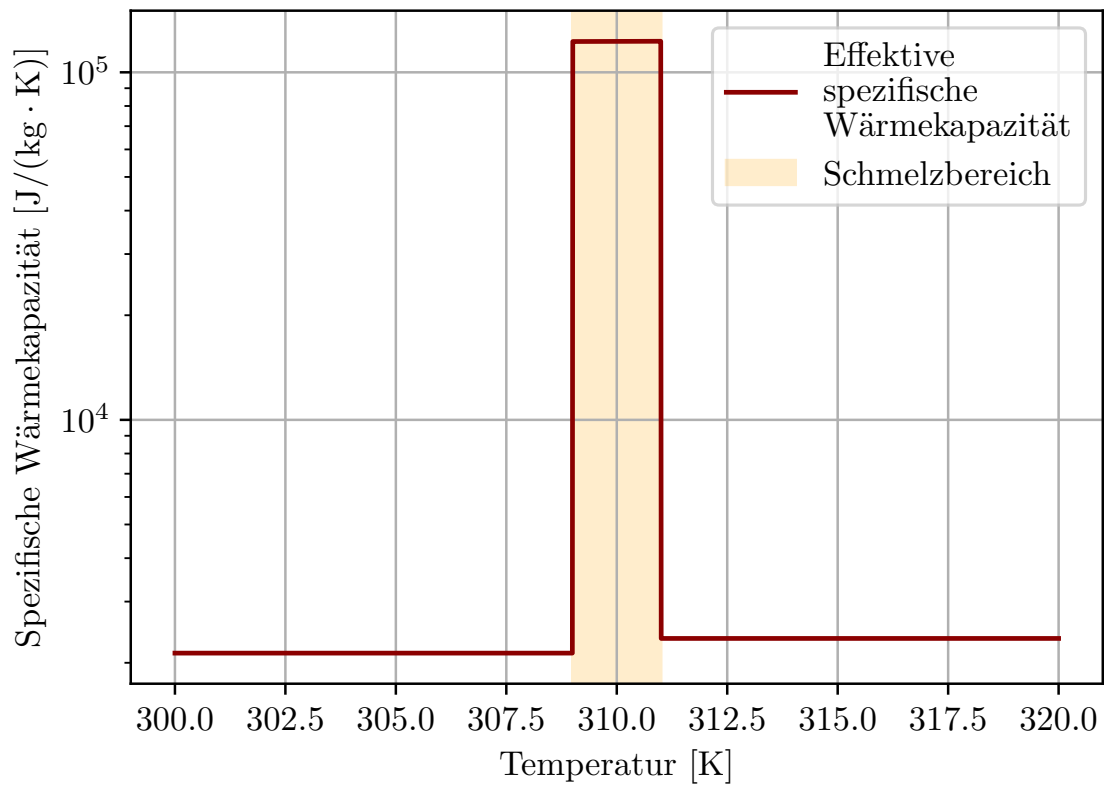


Abbildung 4.2: Effektive spezifische Wärmekapazität von n-Eicosan.

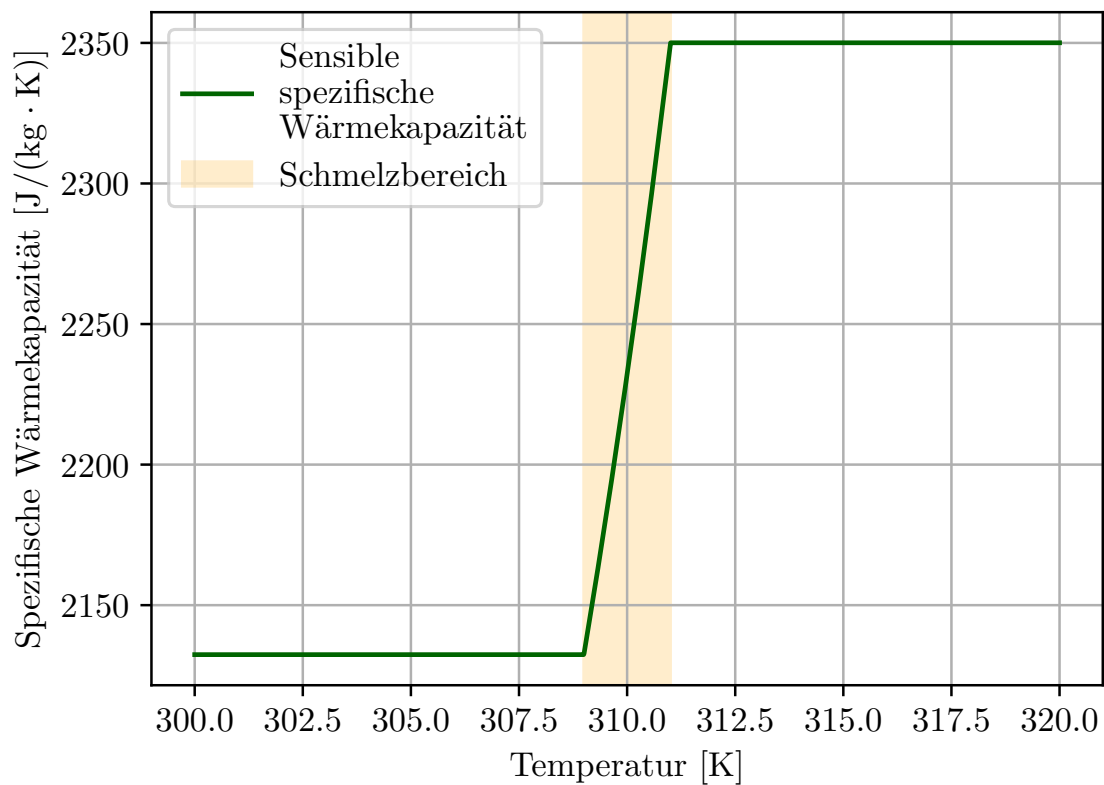


Abbildung 4.3: Sensible spezifische Wärmekapazität von n-Eicosan.

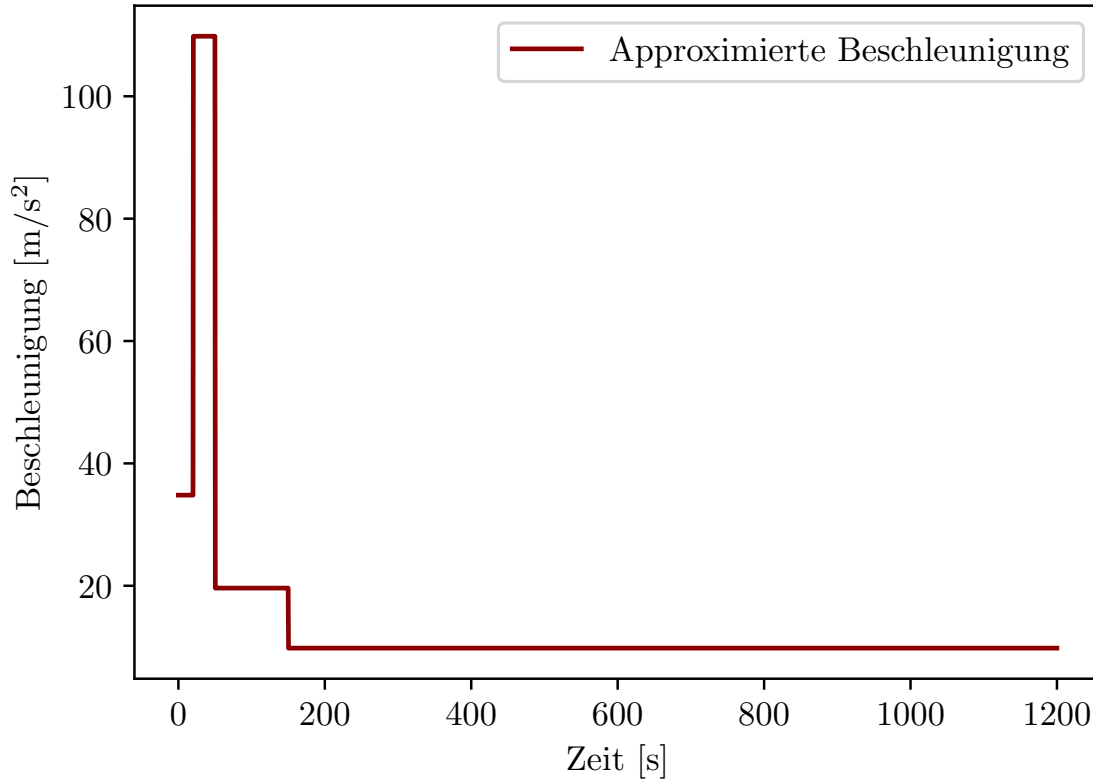


Abbildung 4.4: Approximiertes Beschleunigungsprofil.

Die Simulation wurde mit dem pressure-based solver [5] als transiente Simulation über 120000 Zeitschritte mit einer Zeitschrittgröße von 0,01 s durchgeführt, um die vollständige Flugdauer mit 1200 s zu simulieren. Des Weiteren wurde das Energiemodell eingeschaltet [5], das Viskositätsmodell als Laminar angenommen [5] und das Phasenwechselmodell aktiviert [5]. Neben den bereits erläuterten PCM-Eigenschaften wurde für das Aluminium eine Dichte von  $\rho = 2719 \text{ kg m}^{-3}$ , eine spezifische Wärmekapazität von  $c_p = 871 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}$  und eine Wärmeleitfähigkeit von  $\lambda = 202,4 \text{ W m}^{-1} \text{ K}$  eingestellt.

Abbildung 4.4 zeigt das Beschleunigungsprofil, das 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 aus mangelhafter Genauigkeit der Fallschirm-Modellierung resultieren.

Da der ANSYS Fluent transient table (native Funktion für transiente Randbedingungen mit Profilen) keine transiente Gravitation unterstützt, wurde diese und die globale Beschleunigung deaktiviert. Stattdessen wurde die Beschleunigung über den Quellterm der Boussinesq-Approximation in der UDF implementiert. Die Funktion ist im Programmcode 4.1 zu sehen. Der vollständige Programmcode mit allen temperaturabhängigen Funktionen ist in 6.2 zu sehen.

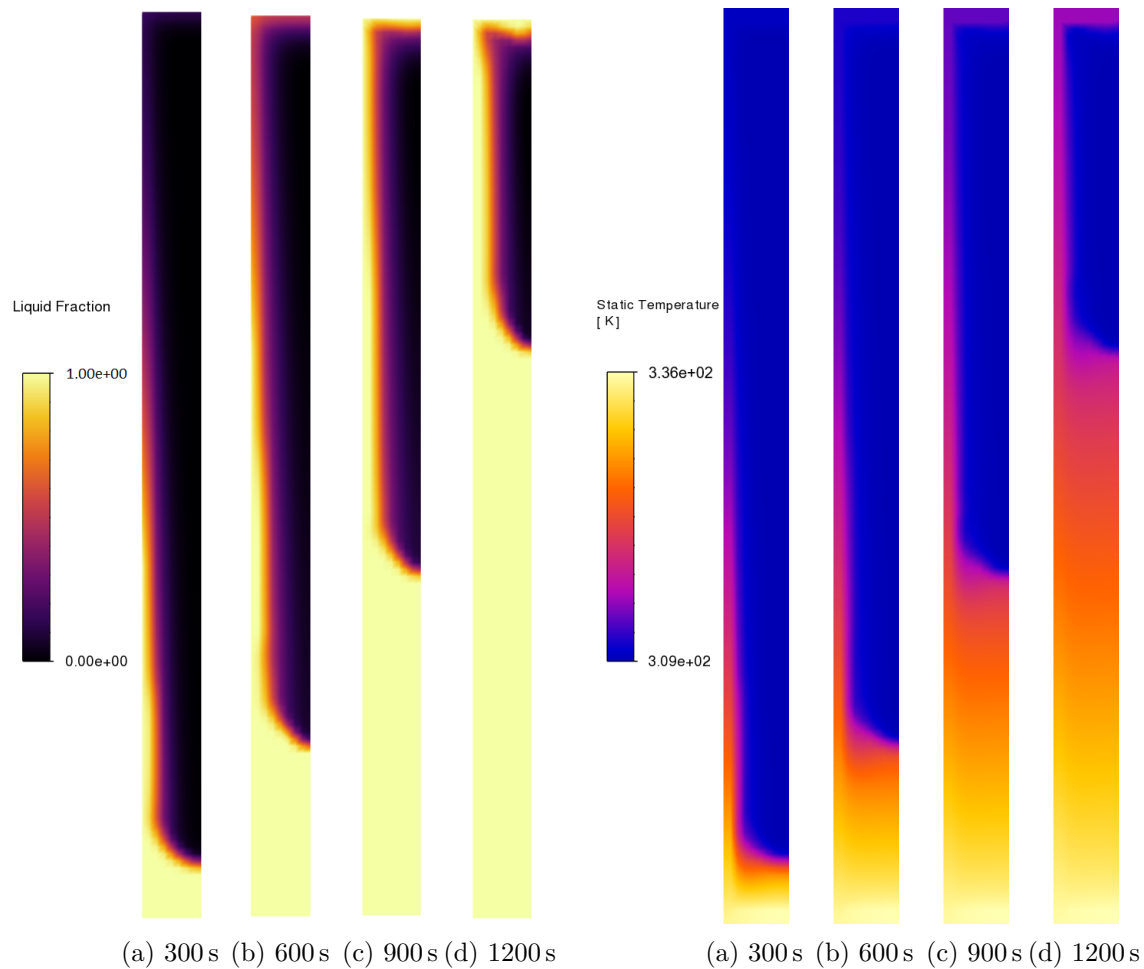


Abbildung 4.5: Flüssigkeitsanteil Konturen.  
Die Legende bezieht sich auf 4.5d

Abbildung 4.6: Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf 4.6d.

Als Kopplungsschema wurde SIMPLE verwendet [5]. Für die Gradienten least-squares cell-based [5], für Druck second-order [5] und für Impuls und Energie second-order-upwind [5]. Die Unterrelaxationsfaktoren wurden durch experimentelle Ermittlung anhand der Residuen zu 0,3 für Druck, 1 für Dichte und Körperkräfte, 0,5 für Impuls und 0,9 für sowohl Flüssigkeitsanteil als auch Energie gewählt.

In Abbildung 4.5 und 4.6 kann man jeweils die Lösung des Flüssigkeitsanteils und der statischen Temperatur zu mehreren Zeitschritten sehen. Man kann dort deutlich erkennen, wie das PCM von der Wärmequelle aus schmilzt. Besonders an der Aluminiumlamelle bildet sich eine beschleunigte Konvektion, die jedoch nach unten fließt und durch das aufsteigende PCM in der Mitte der Zelle angetrieben wird. Im Vektorfeld 4.7 kann man den dadurch entstandenen Wirbel sehen. Die Wirbelentwicklung in weiteren Zeitschritten zeigt Abbildung 6.5.

Besonders interessant ist, dass, wie in Abbildung 4.6 zu erkennen ist, die Temperatur an der Quelle auf bis zu 336 K steigt. Demnach würde mittels der thermalen Schnitt-

```

1 //Y-momentum source
2 DEFINE_SOURCE(Boussinesq_momentum_source, cell, thread, dS, eqn)
3 {
4     double Temp, source, acc;
5     Temp=C_T(cell, thread);
6
7     double t = CURRENT_TIME;
8
9     if (t < 20)
10         acc = 34.81;
11     else if (t < 50)
12         acc = 109.81;
13     else if (t < 150)
14         acc = 19.62;
15     else
16         acc = 9.81;
17
18     source=-Roi_pcm*acc*TEC*(Temp-Tr); //negative for -Y
19     down
20     dS[eqn]=-Roi_pcm*acc*TEC; //
21     negative for -Y down
22     return source;
23 }

```

Listing 4.1: Boussinesq-Approximation des Auftriebs im PCM in der UDF eicosane.c

stelle aus Kapitel 3.2 die Gehäusetemperatur der Avionik-Bauteile mit  $T_C = 384,17\text{ K}$  über die zulässige Temperatur steigen.

## 4.2 Aerodynamische Aufheizung

Die Simulationen der aerodynamischen Aufheizung wurden als stationäre Simulationen mit dem density-based solver durchgeführt. Aufgrund der Ähnlichkeit wurden diese stark an der Masterarbeit zur aerodynamischen Analyse des vorherigen HyEnD Projekts N2ORTH von Hugh Irving [10] orientiert. Als Viskositätsmodell wurde SST  $k-\omega$  [10] gewählt und das Energiemodell aktiviert [10]. Die Luft wurde als ideales Gas [10] mit einer spezifischen Wärmekapazität von  $1006,43\text{ J kg}^{-1}\text{ K}$ , einer Wärmeleitfähigkeit von  $0,0242\text{ W m}^{-1}\text{ K}$ , einer dynamischen Viskosität von  $1,7894 \cdot 10^{-5}\text{ kg m}^{-1}\text{ s}$  und einer molekularen Masse von  $28,966\text{ kg kmol}^{-1}$  modelliert. Weiterhin wurde für Gradienten green-gauss cell-based und für Fluss, Turbulente kinetische Energie sowie spezifische Dissipationsrate second-order upwind verwendet. Für Formulierung wurde implicit und für den Flusstyp Roe-FDS gewählt.

Die Umströmungssimulationen der Rakete wurden an Maximaler dynamischer Druck

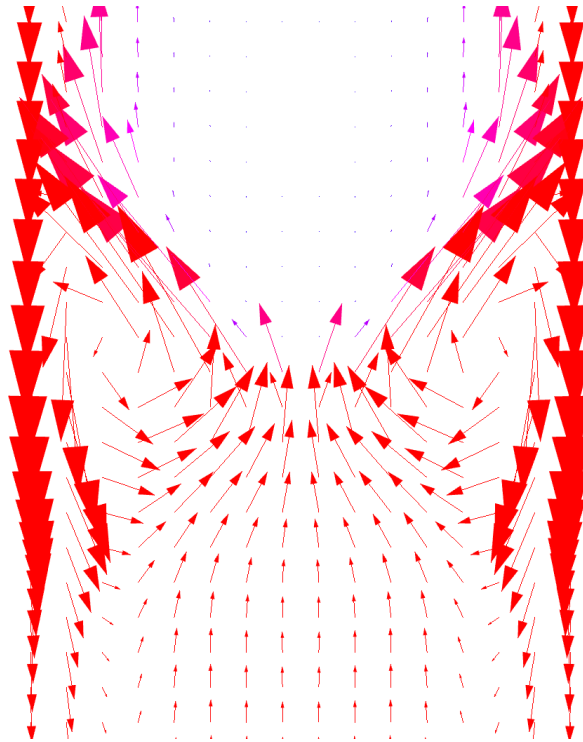


Abbildung 4.7: Geschwindigkeitsvektoren der Konvektionswirbel einer durch Nachbearbeitung vervollständigten Zelle bei 900 s. Darstellung der weiteren Zeitschritte ist in Abbildung ?? zu finden.

([max Q](#)) orientiert, dem Zeitpunkt des maximalen dynamische Drucks auf der Rakete. Den Verlauf des dynamischen Drucks kann man Abbildung 3.1f entnehmen. Dieser Punkt wird als Richtwert für die aerodynamische Aufheizung angenommen, da er unabhängig von der Vorauslegung ist und somit Ungenauigkeiten dort getroffener Annahmen vermieden werden.

Um ein Profil der aerodynamischen Aufheizung bilden zu können wurde jeweils eine Simulation bei [max Q](#), [max Q](#)-10 s, [max Q](#)+10 s und [max Q](#)+20 s durchgeführt. Die den Punkten entsprechenden Flugzustände können Tabelle 4.2 entnommen werden.

Tabelle 4.2: Flugzustände der vier Simulationen zur aerodynamischen Aufheizung.

Zustand	$t$ [s]	$h$ [m]	$U$ [m/s]	$T$ [°C]	$p$ [hPa]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
<a href="#">max Q</a> -10 s	18,691	4274,387	461,355	-12,784	594,935	0,796
<a href="#">max Q</a>	28,691	10244,138	750,704	-51,587	254,783	0,401
<a href="#">max Q</a> +10 s	38,691	19758,652	1189,968	-56,500	56,930	0,092
<a href="#">max Q</a> +20 s	48,700	32439,616	1393,377	-43,269	8,136	0,012

Bei dieser Simulation wurde aufgrund der Rotationssymmetrie der Rakete im relevanten Bereich oberhalb der Finnen eine zweidimensionale Simulation der halben Rakete durchgeführt. Das Mesh der Domäne wurde in ANSYS Mechanical vollständig

aus Tetraeder-Elementen erstellt und ist samt Randbedingungen und Partitionen der Parallelisierung in Abbildung 4.8 dargestellt. Dort sind die blauen Pfeile auf der linken Seite der velocity-inlet und die roten Pfeile auf der rechten Seite der pressure-outlet. Die übrigen Ränder der Domäne, abzüglich der Nase und Hülle der Rakete, in gelb sind Symmetrie-Randbedingungen. Die Nase selbst wurde als adiabatische Wand mit no-slip modelliert und das Hüllensegment als isotherm mit no-slip aufgrund des PCM mit  $T_w = 310 \text{ K}$  (Schmelzpunkt des n-Eicosan).

Um die Anforderung der Gleichung 2.21 mit  $y^+ \leq 1$  zu erfüllen, wurden Inflationsschichten an der Wand eingefügt, die in Abbildung 4.9 zu sehen sind. Zur Berechnung der Höhe der ersten Zellschicht wurde der Flugzustand bei max Q verwendet. Zuerst muss Gleichung 2.13 verwendet werden, um die dynamische Viskosität zu berechnen:

$$\eta_{\max Q} = 18,27 \cdot 10^{-6} \text{ Pa s} \frac{291,15 \text{ K} + 120 \text{ K}}{221,563 \text{ K} + 120 \text{ K}} \left( \frac{221,563 \text{ K}}{291,15 \text{ K}} \right)^{\frac{3}{2}} \approx 1,45 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$$

Damit wird als nächstes die lokale Reynolds-Zahl in der Mitte des Radiators berechnet. Die Konturlänge bis zu dem Mittelpunkt des Radiators ist wie in Kapitel 3.5 1,074 m:

$$Re_{\max Q} = \frac{750,704 \text{ m s}^{-1} 0,401 \text{ kg m}^{-3} 1,074 \text{ m}}{1,45 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}} \approx 2,220 \cdot 10^7$$

Da die Reynolds-Zahl sich im turbulenten Bereich befindet, wird Gleichung 2.25 für den Reibungsbeiwert verwendet:

$$C_f = \frac{0.0592}{(2,22 \cdot 10^7)^{1/5}} \approx 2,009 \cdot 10^{-3}$$

Mit Gleichung 2.22 eingesetzt in Gleichung 2.23 ergibt sich für die Schubspannungsgeschwindigkeit:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{(750,704 \text{ m s}^{-1})^2 2,009 \cdot 10^{-3}}{2}} \approx 23,793 \text{ m s}^{-1}$$

Zuletzt lässt sich dann mithilfe Gleichung 2.21 die Höhe der ersten Zelle  $y_1$  berechnen, indem  $y^+ = 1$  gesetzt wird:

$$y_1 = \frac{y^+ 1,45 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}}{0,401 \text{ kg m}^{-3} 23,793 \text{ m s}^{-1}} \approx 1,52 \cdot 10^{-6} \text{ m}$$



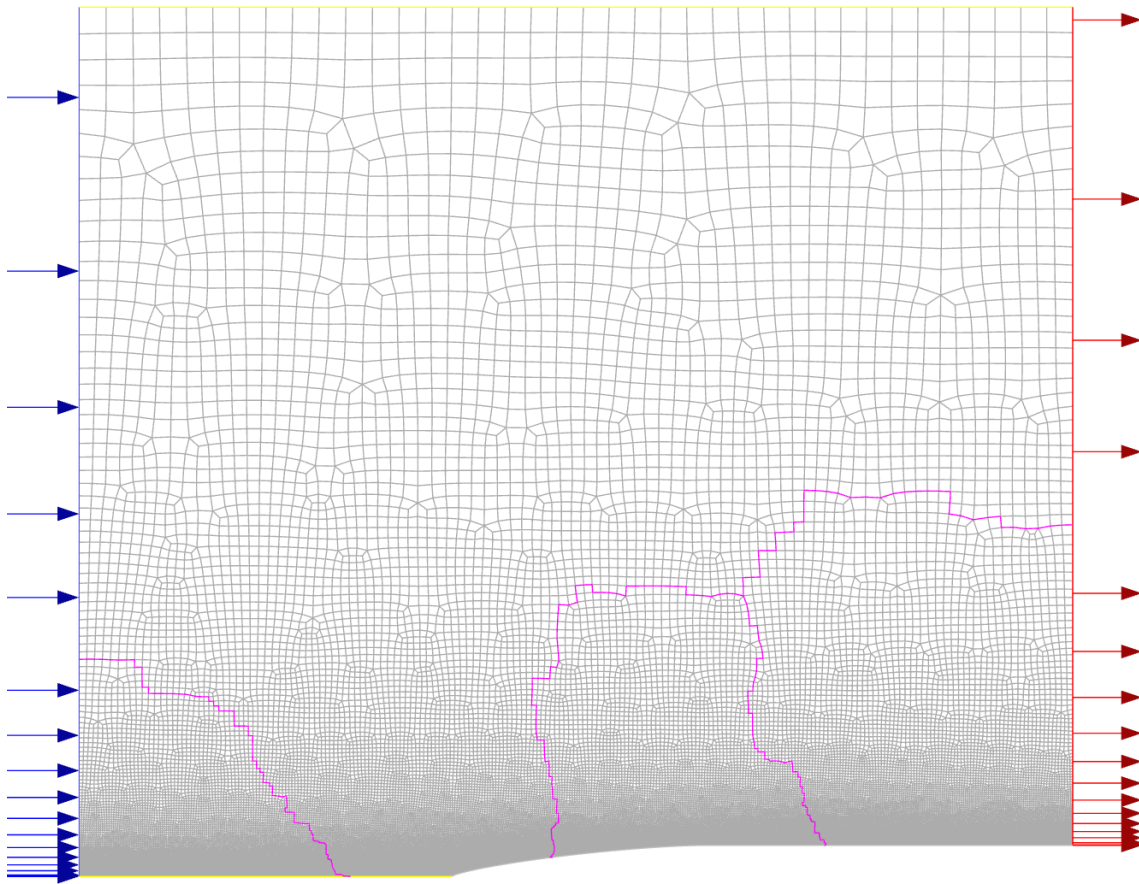


Abbildung 4.8: Darstellung des Setup der Außenströmungssimulation mit Meshstruktur in Grau, velocity inlet in Blau, pressure outlet in Rot, Symmetrien in Gelb und Partitionen der Parallelisierung in Lila.

Die Simulationen wurden durchgeführt bis alle Residuen unter  $1 \cdot 10^{-3}$  waren und die Wärmeströme auf  $\approx 5\%$  konvergiert sind. In Abbildung 4.10 kann man den spezifischen Wärmestrom am Hüllensegment der Rakete sehen. Die Positionenachse entspricht bei 1 m dem Übergang von der Nase zum Hüllensegment. Weiterhin ist zu beachten, dass der spezifische Wärmestrom negativ ist, wenn Wärme aus dem Fluid in die Wand übergeht. Dementsprechend kann man deutlich erkennen, dass mit der weiteren Entwicklung der Grenzschicht der spezifische Wärmestrom sinkt.

Die Aussagekraft der spezifischen Wärmeströme über die Wand lässt sich anhand der Abbildung 4.11 bestätigen, da die Werte von  $y^+$  für alle vier Simulationen innerhalb der Bedingungen  $y^+ \leq 1$  liegen.

Ein Vergleich der Simulationsergebnisse mit der Vorauslegung ist in Abbildung 4.12 zu sehen, in der die Abbildung 3.10 mit den Simulationsergebnissen überlagert wurde. Die Wärmeströme in der Mitte des Radiators sind als rote Punkte dargestellt und wurden mittels einer Gauß-Funktion und der Funktion `curve_fit` aus dem Python Paket `SciPy` automatisch angepasst:

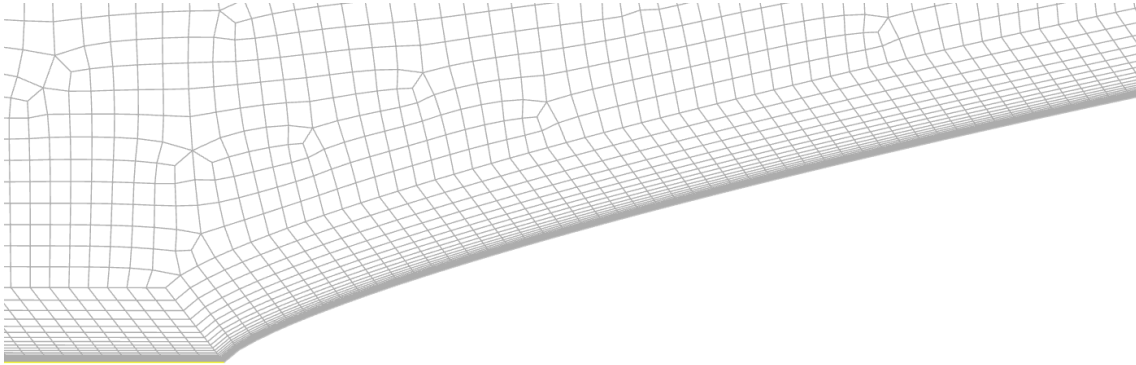


Abbildung 4.9: Inflationsschichten des Mesh an der Rakete.

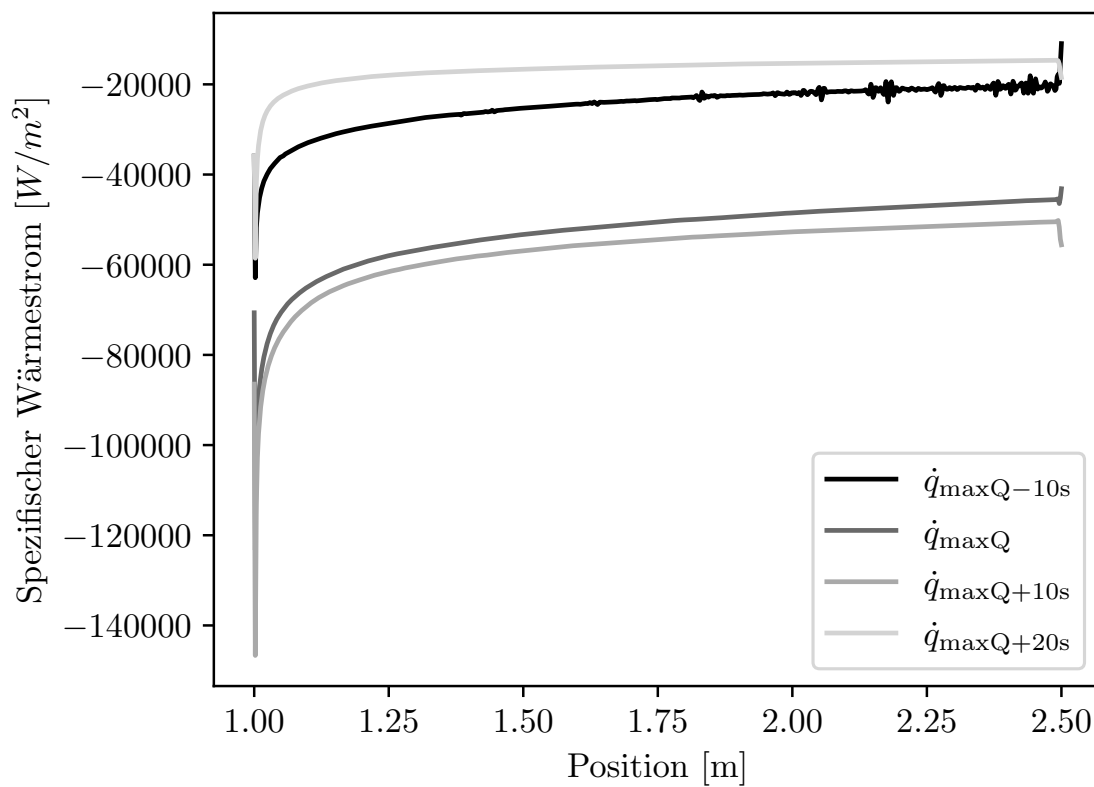


Abbildung 4.10: Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach.

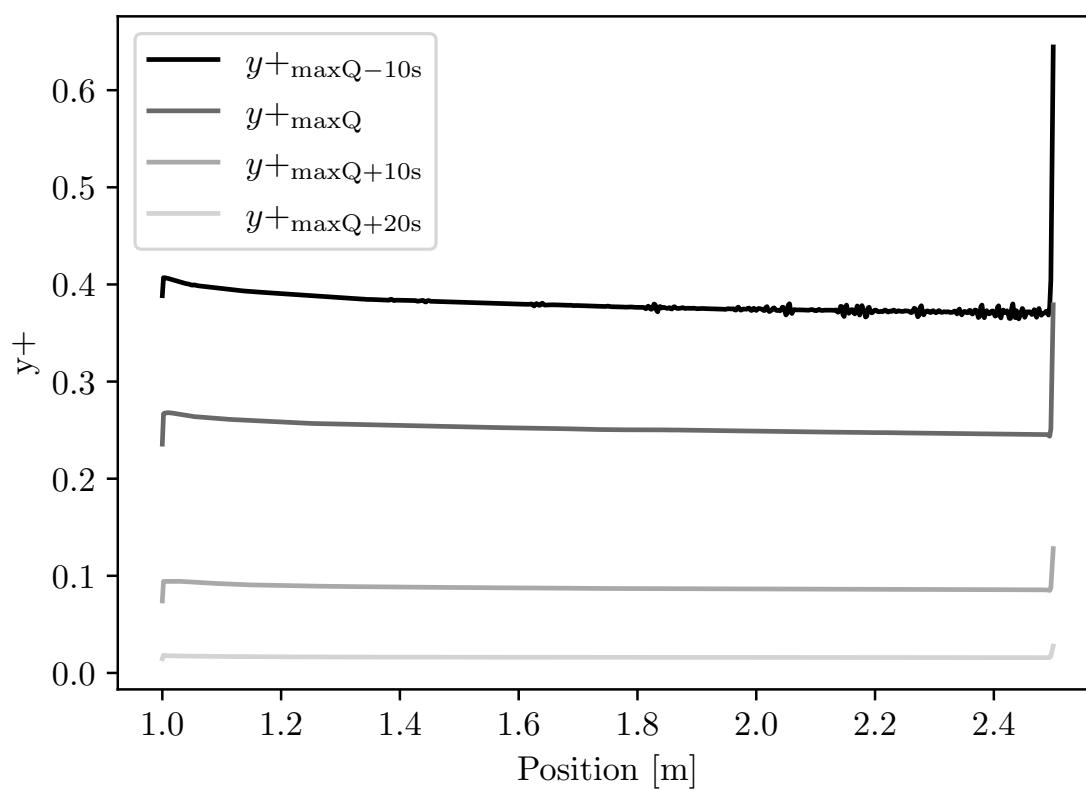


Abbildung 4.11:  $y^+$  Wert an der Außenhaut bei  $\max Q$ , sowie 10 s davor, danach und 20 s danach.

$$f(x) = a \cdot \exp\left(-\frac{(x-b)^2}{2c^2}\right) + d$$

Ermittelte Parameter:

$$a = 12454028,32 \quad b = 32,87 \quad c = 550,50 \quad d = -12446646,16$$

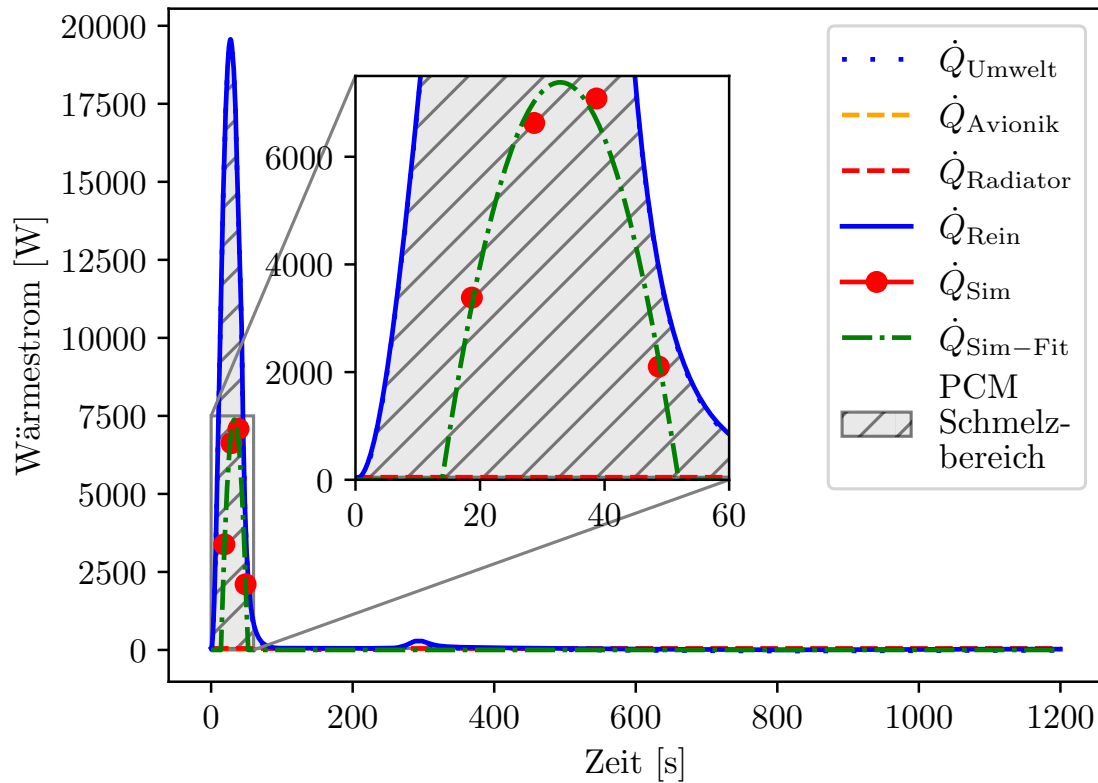


Abbildung 4.12: PCM Wärmestrom während Flug mit Simulationsergebnissen und Fit-Kurve.

Die Temperatur- und Machzahlkontur der Luft kann man in Abbildung 4.13 sehen, wo der Stoß an der Nasenspitze deutlich zu erkennen ist. Konturen der weiteren Simulationen sind den Abbildungen 6.3 und 6.4 zu entnehmen.



(a) Statische Temperaturkontur der Luft.



(b) Machzahlkontur der Luft.

Abbildung 4.13:  $\max Q$  Konturen der Luft

## 5 Zusammenfassung

Es wurden verschiedene Lösungsansätze für ein geeignetes [ATM](#) analysiert und ein auf einem einfachen [PCM](#) basierendes System mit einer Anbindung an die Elektronik aus einem Wärmerohr und Wärmeleitbändern ausgewählt, das ausfallsicher, wiederverwendbar und mit 346,610 g leicht genug ist, um nicht das Massenbudget der Avionik einzuschränken. Die geforderte maximale Gehäusetemperatur an der Elektronik kann mit 384,17 K nach genauerer Analyse mittels einer [CHT](#) Simulation jedoch nicht eingehalten werden.

Zur Vorauslegung wurden einige Vereinfachungen getroffen, die eine schnelle Abschätzung der thermodynamischen Eigenschaften und Bilanzen ermöglichen. Das Ersetzen der thermalen Schnittstelle mit einfachen Widerständen etwa ist eine fehlerbehaftete Annahme, da die anisotropen Eigenschaften des [PGS](#) und die mechanischen Verbindungen mit Kontaktwiderständen vernachlässigt wurden. Sollten die Betriebsbedingungen von denen aus den Datenblättern abweichen, was in einer stark transienten Umgebung wie der eines Raketenstarts unvermeidbar ist, folgen weitere Abweichungen. Bei der [PCM](#)-Vorauslegung wurde auch angenommen, dass alle Wärmeleitkoeffizienten unendlich groß sind und somit zu jeder Zeit eine homogene Temperaturverteilung herrscht, damit einfache Bilanzgleichungen verwendet werden können. Die Strahlung innerhalb der Avioniksektion wurde aufgrund der relativ niedrigen Temperaturen vollständig ignoriert, genauso wie die Anbindung der Avionik und des [ATM](#) an die umgebende Struktur der Rakete.

Bei der Vorauslegung des Radiators wurde ein einfacher Richtwert der solaren Bestrahlungsstärke verwendet, der von der Flughöhe unabhängig ist. Genauso wurde das Albedo der Erde vollständig ignoriert. Bei einem wie in Kapitel [3.4](#) beschriebenen Radiator der den vollständigen Umfang der Rakete umläuft, ist ein effektiver Bestrahlungsanteil der Sonne von 50 % auch nur ein Richtwert, der je nach Reflexionsgrad der Beschichtung zu Abweichungen führt.

Die bei der Vorauslegung verwendeten analytischen Methoden zur Bestimmung der Wärmeströme infolge der aerodynamischen Aufheizung sind auch, wie in der darauf folgenden Simulation gezeigt, grobe Richtwerte, die mit einer Abweichung von etwa Faktor 2 zu den Simulationsergebnissen alleine keine Aussagekraft besitzen.

Bei den Simulationen wurden auch gewisse Annahmen getroffen. Etwa, dass das **PCM** zweidimensional simuliert wurde und symmetrisch ist, entspricht nicht der Realität und resultiert in einem gewissen Verlust der Aussagekraft, war jedoch aus logistischen Gründen angesichts mangelnder Rechenressourcen notwendig. Genauso wie in der Vorauslegung des **PCM** wurde hier auch die Strahlung vernachlässigt. Des Weiteren ist die Mesh-Auflösung nicht ausreichend, um Temperaturgradienten in der Aluminiumstruktur zu erkennen.

Bei der Umströmungssimulation der Rakete wurde durch die Vereinfachung mittels zweidimensionaler Domäne und Nutzung der Symmetrie zwar keine Genauigkeit gegenüber der realen Lösung verloren, jedoch durch die vollständig isotherme Modellierung der Wand schon, da diese in der Realität aus Materialien mit stark anisotropen Eigenschaften besteht und eine finite Dicke hat.



## 6 Ausblick

Da diese Arbeit parallel zur Entwicklung der Elektronik entstand, sind vor der Konstruktion und dem Testen des [ATM](#) die exakten Wärmeströme der Elektronik zu quantifizieren. Genauso müssen nach Vorliegen des n-Eicosan dessen thermophysikalische Eigenschaften charakterisiert werden, da in dieser Arbeit nur öffentlich erhältliche und unabhängige Richtwerte verwendet wurden, die mit großen Toleranzen behaftet sind. Abgesehen davon ist eine fortführende Entwicklung der wärmetauschenden [PCM](#)-Struktur notwendig, um die Anforderung der die maximalen Gehäusetemperatur auch zu erfüllen. Alternativ kann durch eine, bereits als notwendig erwähnte, genauere Analyse der Elektronik die Temperaturanforderung evtl. angepasst werden.

Auch bei der Wärmerohrführung in der finalen Konstruktion muss darauf geachtet werden, dass diese möglichst nah den Bedingungen aus dem Datenblatt entspricht, da ansonsten eine experimentelle oder numerische Analyse bei ungünstigen Orientierungen sowie mehreren und verteilten Wärmequellen notwendig ist.

# Literaturverzeichnis

- [1] Az technology llc. VII, 20
- [2] Enthalpy of fusion and enthalpy of vaporization. [https://chem.libretexts.org/Bookshelves/General\\_Chemistry/ChemPRIME\\_\(Moore\\_et\\_al.\)/10%3A\\_Solids\\_Liquids\\_and\\_Solutions/10.10%3A\\_Enthalpy\\_of\\_Fusion\\_and\\_Enthalpy\\_of\\_Vaporization](https://chem.libretexts.org/Bookshelves/General_Chemistry/ChemPRIME_(Moore_et_al.)/10%3A_Solids_Liquids_and_Solutions/10.10%3A_Enthalpy_of_Fusion_and_Enthalpy_of_Vaporization). 4, 18
- [3] Stm32h743zgt6-datasheet. 11, 12
- [4] Thermal space and thermal straps. V, 16
- [5] AKAM CAE. Phase change material simulation in ansys fluent (tutorial), 2023. Online tutorial. 9, 29, 30
- [6] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, New York, NY, 6th edition, 2017. 6, 7, 8
- [7] 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. 27
- [8] Karen A. Deere, S. Paul Pao, and Khaled S. Abdol-Hamid. Computational analysis of ares i roll control system jet interaction effects on rolling moment. In *Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, FL, January 2011. American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Paper 2011-0172. 18
- [9] HPMS Graphite. Pyrolytic graphite sheet (pgs) – thermally conductive graphite sheets. <https://hpmsgraphite.com/pyrolyticgraphitesheet>. In-plane thermal conductivity up to  $1800 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ , density  $1.5\text{--}2.1 \text{ g/cm}^3$  depending on thickness ( $12 \mu\text{m}$  bis  $100 \mu\text{m}$ ). 16, 17
- [10] Hugh Irving. An external CFD study of the HyEnD N2ORTH rocket. Master’s thesis, University College Dublin, School of Mechanical & Materials Engineering, Dublin, Ireland, April 2021. Master’s thesis. 31

- 
- [11] Joseph P. Mooney, Vanessa Egana, Ruairi Quinlan, and Jeff Punch. Effect of multiple heat sources and bend angle on the performance of sintered wicked heat pipes. In *19th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm)*, Orlando, FL, USA, 2020. IEEE. 14
- [12] NASA Johnson Space Center and Boeing ATCS Team. International space station active thermal control system (atcs) overview. Technical report, National Aeronautics and Space Administration, Houston, TX, USA, 2006. Includes description of the ammonia-based External Active Thermal Control System (EATCS) and Early External Active Thermal Control System (EEATCS). 12
- [13] V. M. Nazarychev, M. V. Subbotin, A. A. Ermakov, D. A. Khrustalev, A. N. Frolov, S. G. Ovchinnikov, A. V. Knyazev, A. V. Churakov, and A. V. Novikov. Cooling-rate computer simulations for the description of crystallization of organic phase-change materials. *International Journal of Molecular Sciences*, 23, 2022. 27
- [14] U.S. Secretary of Commerce. Nist chemistry webbook, 2025. VII, 19, 27
- [15] Quick-Ohm Küpper & Co. GmbH. Mesh heatpipe 5×400 mm (qg-shp-d5-400mn), 2025. Heatpipe product page. 15
- [16] RunCam Technology Co., Ltd. Runcam split 4 v2 user manual, 2020. Product manual (PDF). 12
- [17] William E. Jr. Stoney. Transonic drag measurements of eight body-nose shapes. Technical Report NACA RM L53K17, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va., February 1954. Declassified October 14, 1957. 22
- [18] P. C. Stryker and E. M. Sparrow. Application of a spherical thermal conductivity cell to solid n-eicosane paraffin. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 99, 1990. 27
- [19] Thermtest Inc. Materials thermal properties database. <https://thermtest.com/thermal-resources/materials-database>, 2025. Includes thermal conductivity and density data for copper and aluminium. 16
- [20] Jens von Wolfersdorf, Prof. Dr.-Ing. Neumann, and Dr.-Ing. Bauer. Wärmestrahlung: Manuskript zur vorlesung. Vorlesungsskript, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR), Universität Stuttgart, 2014. Überarbeitete Version des Vorlesungsmanuskripts für den Diplomstudiengang Luft- und Raumfahrttechnik, Wintersemester 2011; aktualisiert WS 2014/2015. 4

- 
- [21] Bernhard Weigand, Jens von Wolfersdorf, and Rico Poser. Wärmeübertragung: Skript zur Vorlesung. Vorlesungsskript, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR), Universität Stuttgart, 2022. Wintersemester 2022/2023. [5](#), [6](#)
- [22] Wikipedia contributors. Water (data page), 2025. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [4](#)
- [23] Würth Elektronik eiSos GmbH & Co. KG. User manual: Thebe-ii (order code 2609031181000), version 1.14, 2024. Radio module 868 MHz, up to +27 dBm TX power. [12](#)

# Appendix

## Appendix A: Vorauslegung

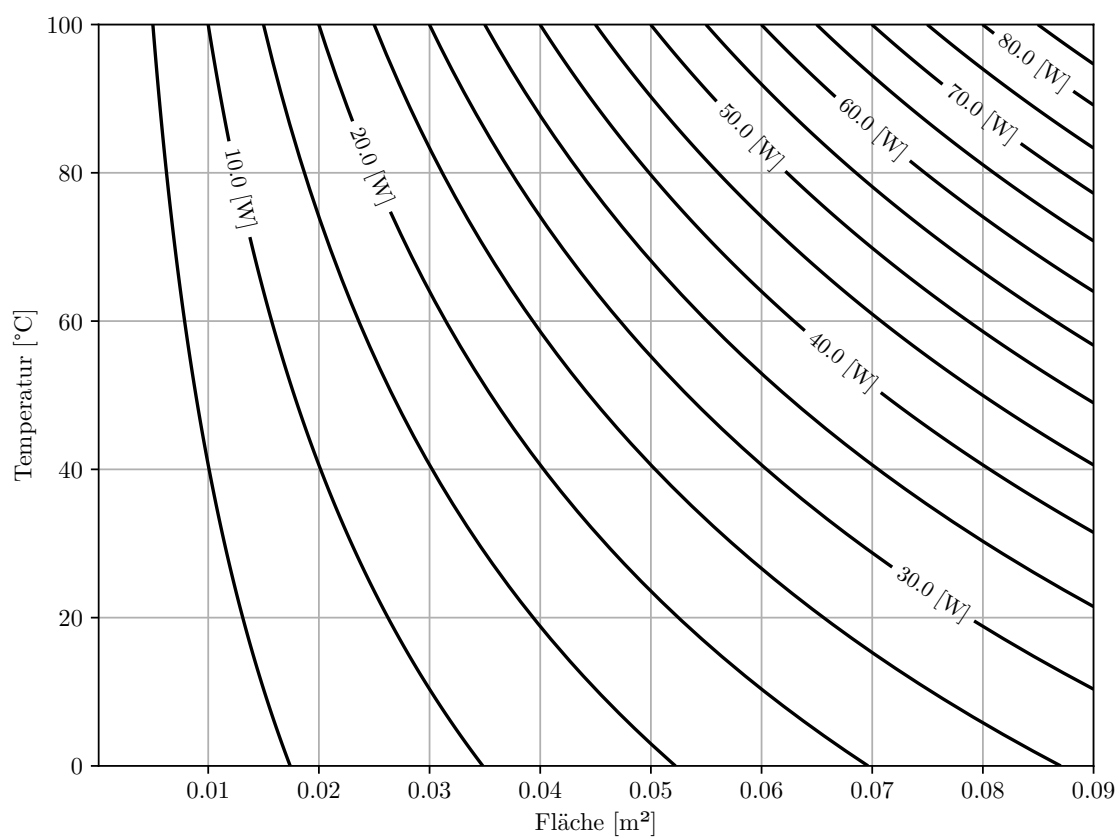
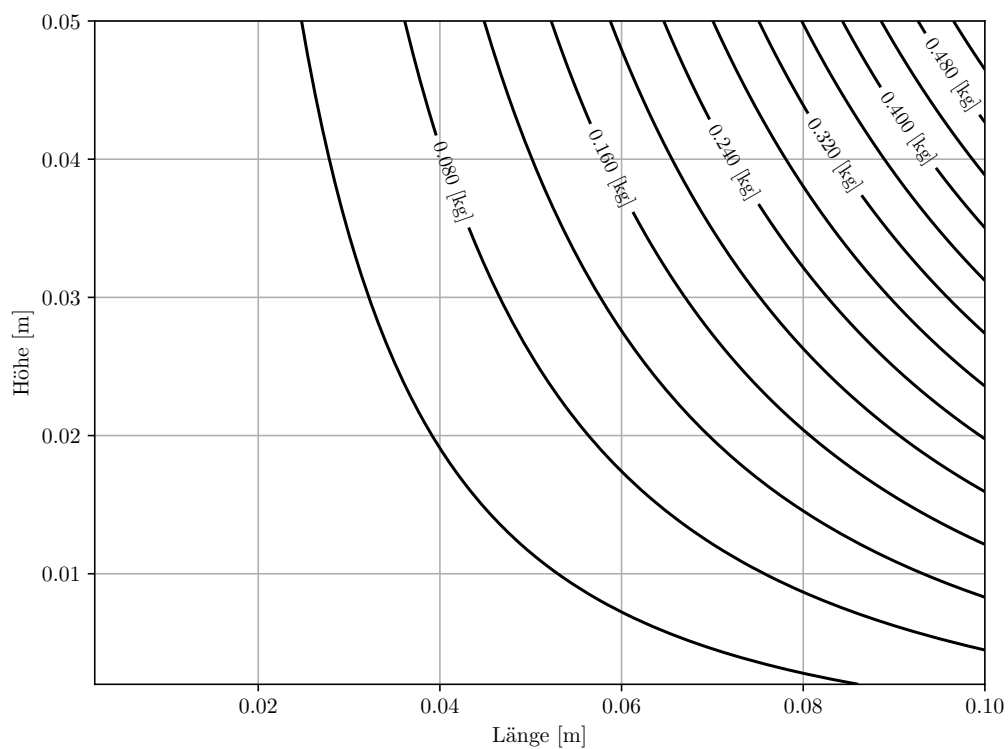
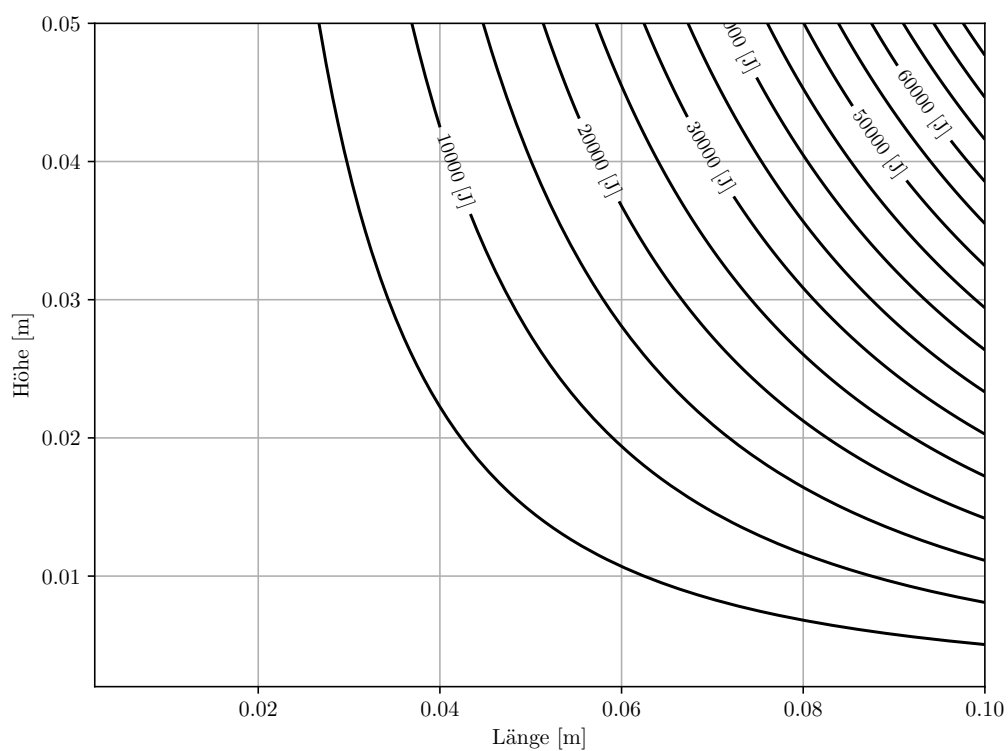


Abbildung 6.1: Radiator-Leistungskonturen nach Fläche und Temperatur



(a) Konturen der PCM-Masse nach Seitenlänge und Höhe der PCM-Box



(b) Konturen der latenten Wärmekapazität nach Seitenlänge und Höhe der PCM-Box

Abbildung 6.2: PCM Auslegung

```

1      # === flight data ===
2      time = raw['time'] # [s]
3      velocity = raw['velocity'] # [m/s]
4      air_temperature = raw['air_temperature'] + 273.15 # [K]
5      acceleration = raw['acceleration']
6      air_pressure = raw['air_pressure'] * 100 # [Pa]
7
8      # === constants ===
9      eta_0 = 18.27e-6 # [Pa*s]
10     T_0 = 291.15 # [K]
11     C = 120 # [K]
12     kappa = 1.4 # heat capacity ration for air
13     R = 287 # [J/(kg*K)]
14     c_p = 1005 # [J/(kg*K)]
15     x = 1.07 # [m] radiator centerpoint (0.06 m from
        hull top)
16     T_w = 273.15 + target_temperature # [K] PCM melting point
17
18     # === functions ===
19     def T_m(T1, T2): return (T1 + T2) / 2
        # average
        temperature
20     def eta(T): return eta_0 * ((T_0 + C) / (T + C)) * (T /
        T_0) ** (3/2) # dynamic viscosity with surherlands
        formula
21     def lam(T): return 2.64638e-3 + 7.326e-5 * T - 1.746e-8 *
        T**2 # thermal conductivity with polynomial
        fit
22     def rho(p, T): return p / (R * T)
        # air density
23     def Pr(T): return (c_p * eta(T)) / lam(T)
        # prandtl number
24     def Ma(V, T): return V / np.sqrt(kappa * R * T)
        # mach number
25     def Re(V, p, T, x): return V * rho(p, T) * x / eta(T)
        # reynolds number
26     def r(T): return Pr(T) ** (1/3)
        # recovery
        factor
27     def T_r(V, T): return T * (1 + r(T) * (kappa + 1) / 2 *
        Ma(V, T)) # recovery temperature
28     def qdot_air(p, T, V, x, T_w):

```

```

# nusselt

relation for wall heatflux
29     Re_x = Re(V, p, T, x)
30     Pr_x = Pr(T)
31     Nu_x = 0.0296 * Re_x**0.8 * Pr_x**(1/3) # turbulent
32     alpha = Nu_x * lam(T) / x
33     return alpha * (T_r(V, T) - T_w)
34 def pdyn(V, T, p): return 0.5 * rho(p, T) * V**2
                        # dynamic pressure

35
36 # === heatflux calculation ===
37 Qdot_env = np.array([
38     qdot_air(p, T_m(T_w, T), V, x, T_w)
39     for p, T, V in zip(air_pressure, air_temperature,
40         velocity)
41 ]) * hybrid_radiator_area + (solar_flux/2 * a *
42     hybrid_radiator_area) # add solar flux
43
44 Qdot_in = Qdot_env + avionics_power # [W]
45
46 # === fluid dynamics plot ===
47 Re_plot = np.array([Re(V, p, T, x) for V, p, T in zip(
48     velocity, air_pressure, air_temperature)])
49 Pr_plot = np.array([Pr(T) for T in air_temperature])
50 pdyn_plot = np.array([pdyn(V, T, p) for V, p, T in zip(
51     velocity, air_pressure, air_temperature)])

```

Listing 6.1: Python-Programm hybrid.py zur analytischen Berechnung der aerodynamischen Aufheizung



```
1 //Modified UDF of the original source: https://akamcae.
   com/tutorials/phase-change-material-simulation-in-
   ansys-fluent/
2 #include "udf.h"
3 #include "mem.h"
4
5 //n-eicosane constant properties in solid phase
6 #define Ros_pcm 910.0
7 #define Cps_pcm 2132.4
8 #define Ks_pcm 0.4248
9
10 //n-eicosane constant properties in fluid phase
11 #define Rol_pcm 769.0
12 #define Cpl_pcm 2350.05
13 #define Kl_pcm 0.1505
14
15 //thermal expansion coefficient
16 #define TEC 0.0009
17
18 //solidus and liquidus temperatures of n-eicosane
19 #define Ts 309.0
20 #define Tl 311.0
21
22 //reference temperature for Boussinesq's approximation
23 #define Tr 310.0 //Fluent Tref must be equal
   to Tr
24
25 //density of PCM
26 DEFINE_PROPERTY(Ro_var_PCM,cell,thread)
27 {
28     double Gama, Ro_pcm;
29     #if !RP_HOST
30         Gama=C_LIQF(cell,thread);
31         Ro_pcm=(1-Gama)*Ros_pcm+Gama*Rol_pcm;
32     #endif
33     return Ro_pcm;
34 }
35
36 DEFINE_SPECIFIC_HEAT(Cp_var_PCM,T,Tref,h,yi)
37 {
38     double Gama, Cp_pcm;
39     #if !RP_HOST
```

```

40         if (T<Ts) { Cp_pcm=Cps_pcm; } else if (T>=Ts&&T<=
           Tl)
41         {
42             Gama=(T-Ts)/(Tl-Ts);
43             Cp_pcm=((1-Gama)*Ros_pcm*Cps_pcm+Gama*Rol_pcm
                   *Cpl_pcm)/((1-Gama)*Ros_pcm+Gama*Rol_pcm);
44         }
45         else
46         {
47             Cp_pcm=Cpl_pcm;
48         }
49         *h=Cp_pcm*(T-Tref);
50     #endif
51     return Cp_pcm;
52 }
53
54 //thermal conductivity of n-eicosane
55 DEFINE_PROPERTY(K_var_PCM,cell,thread)
56 {
57     double Gama, K_pcm;
58     #if !RP_HOST
59         Gama=C_LIQF(cell,thread);
60         K_pcm=(1-Gama)*Ks_pcm+Gama*Kl_pcm;
61     #endif
62     return K_pcm;
63 }
64
65 //dynamic viscosity of PCM with fit
66 DEFINE_PROPERTY(Mu_var_PCM,cell,thread)
67 {
68     double Temp,Mu_pcm;
69     #if !RP_HOST
70         Temp=C_T(cell,thread);
71         Mu_pcm=(9*pow(10.,-4)*pow(Temp,2)-0.6529*Temp
                +119.94)*pow(10.,-3);
72     #endif
73     return Mu_pcm;
74 }
75
76 DEFINE_SOURCE(Boussinesq_momentum_source,cell,thread,dS,
              eqn)
77 {
78     double Temp, source, acc;

```

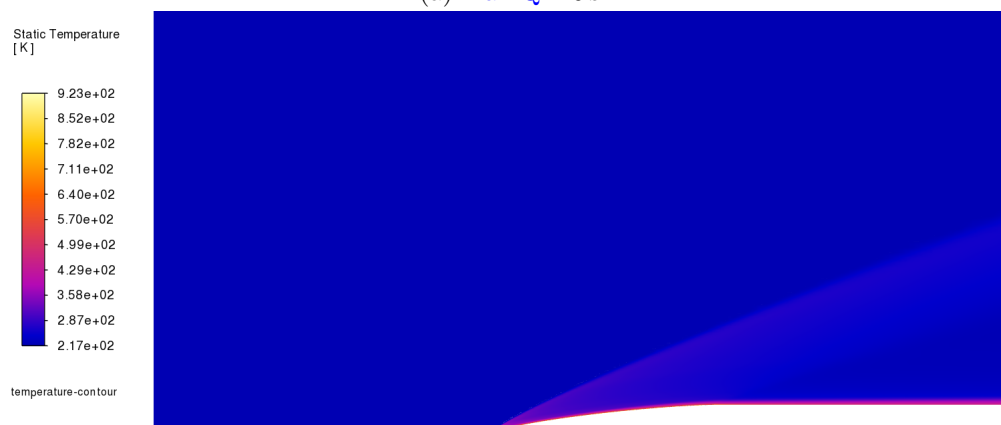
```
79      Temp=C_T(cell,thread);
80
81      double t = CURRENT_TIME;
82
83      if (t < 20)
84          acc = 34.81;
85      else if (t < 50)
86          acc = 109.81;
87      else if (t < 150)
88          acc = 19.62;
89      else
90          acc = 9.81;
91
92      source=-Rol_pcm*acc*TEC*(Temp-Tr); //negative for -Y
          down
93      dS[eqn]=-Rol_pcm*acc*TEC; //negative for -Y down
94      return source;
95  }
```

Listing 6.2: Vollständige [PCM UDF](#) eicosane.c für temperaturabhängige Eigenschaften

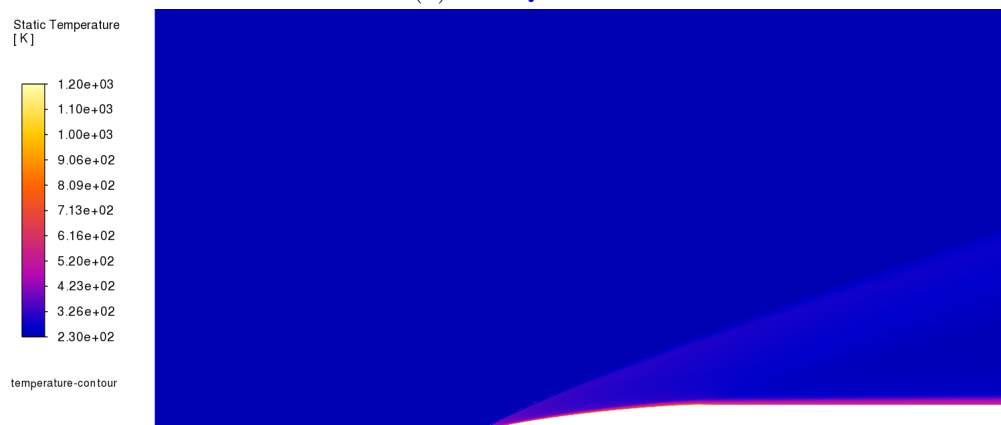
## Appendix B: Simulation



(a)  $\max Q -10 \text{ s}$



(b)  $\max Q +10 \text{ s}$



(c)  $\max Q +20 \text{ s}$

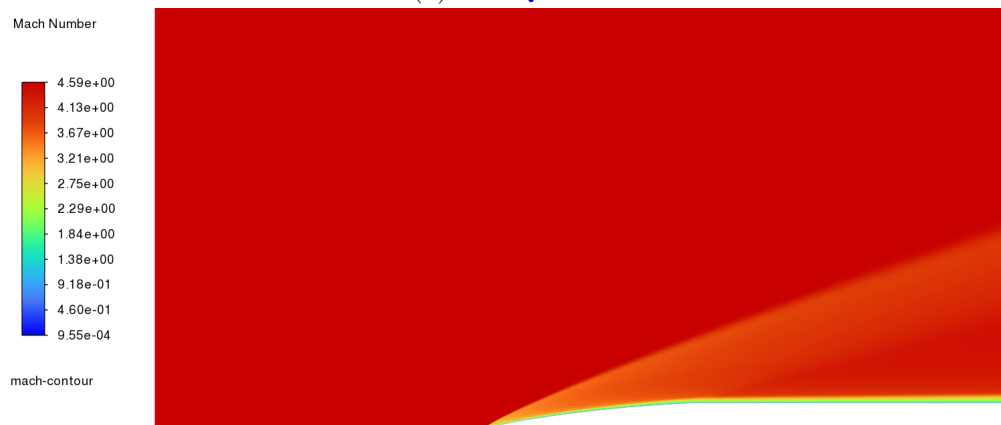
Abbildung 6.3: Statische Temperaturkontur der Luft



(a) max Q -10 s



(b) max Q +10 s



(c) max Q +20 s

Abbildung 6.4: Machzahlkontur der Luft

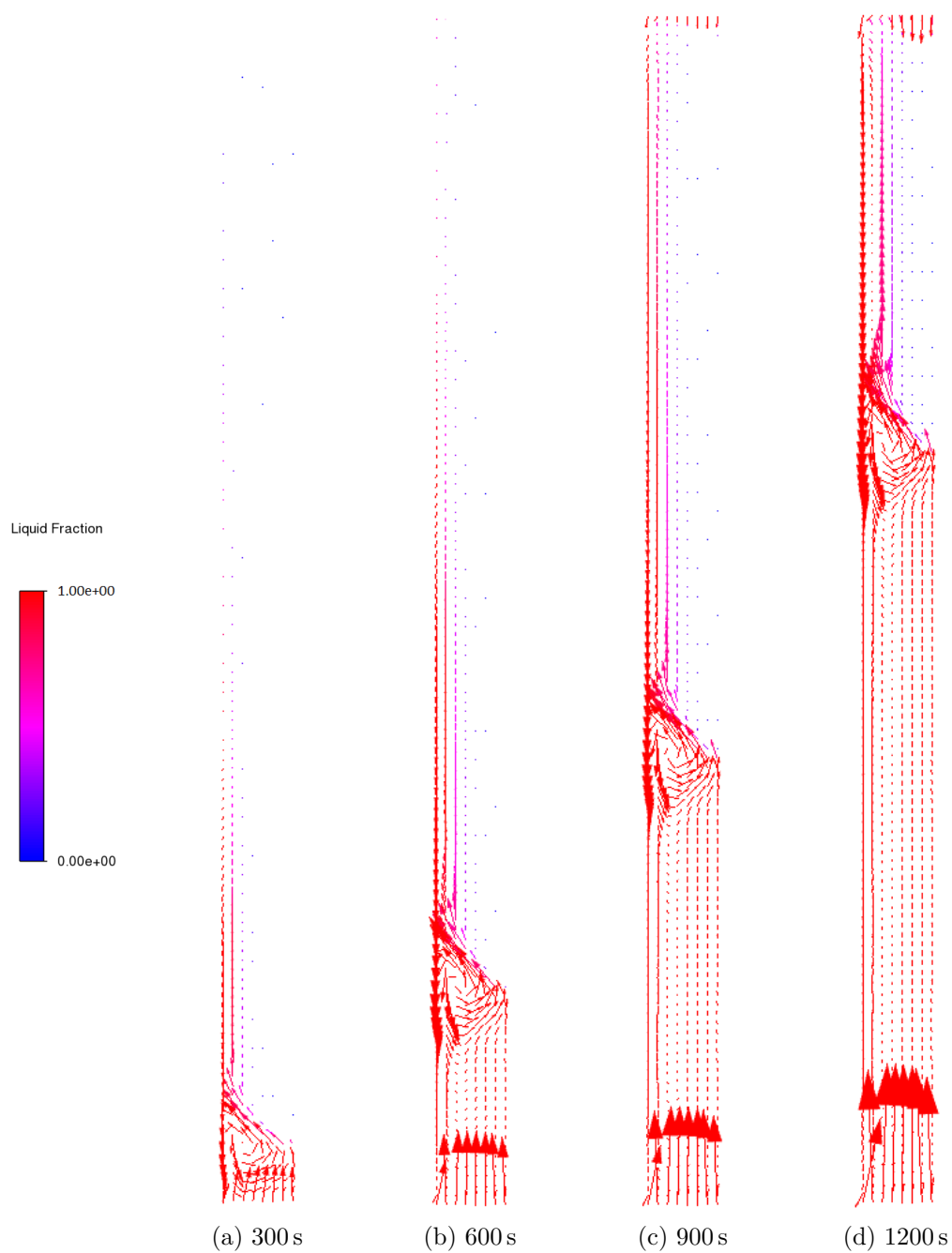


Abbildung 6.5: Geschwindigkeitsvektoren des [PCM](#) skaliert nach Geschwindigkeit und gefärbt nach Flüssigkeitsanteil. Die Legende bezieht sich auf [6.5d](#)