



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 **blast!** (**blast!**) der Hochschulgruppe **hyend!** (**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 Flugdauer ausgelegt sein. Basierend auf den Anforderungen und Flugbedingungen wurden drei Konzepte untersucht: reiner Radiator, reines **pcm!** (**pcm!**) und eine hybride Radiator-**pcm!**-Lösung. Die Vorauslegung ergab, dass ein Radiator wegen aerothermaler Aufheizung ungeeignet ist. Die hybride Lösung ist möglich, jedoch durch geometrische Verluste und hohe Luftwärmeströme der Vorauslegung nach mit 4.177 kg schwerer als ein einfaches **pcm!** mit 0.347 kg. **cht!** (**cht!**)-Simulationen der Außenströmung und des **pcm!** bestätigten trotz angenommener Vereinfachungen die Vorauslegungsergebnisse mit einer Masse des hybriden Radiator-**pcm!** von 1.625 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 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 aerothermal heating. The hybrid solution is feasible but, according to the preliminary design, heavier at 4.177 kg due to geometric losses and high convective heat flux than a simple **pcm!** at 0.347 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 1.625 kg.

Inhaltsverzeichnis

Tabellenverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

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

Griechische Symbole

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

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
t	spektral integriert
s	solar

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
ATM	Avionik-Thermal-Management
ROM	Reduced Order Model
UDF	User Defined Function

1 Einführung

Eine leistungsstarke Avionik ist ein Grundstein jeder erfolgreichen Experimentalrakete. Ob es hierbei um **fcc!** (**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 führt, 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 ein **atm!** (**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 Rail und Verbindung mit dem **gse!** (**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 **atm!** entwickelt werden soll. Da **blast!** für ein Apogäum über der Kármán-Linie (100 km) entwickelt wird, sind während dem Flug extreme Umweltbedingungen durch aerothermale Aufheizung, microgravitation und annäherndes Vakuum zu erwarten, die ein komplexes **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 **fcc!** in Dual Duplex Redundanz ausgelegt wird. 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 die weitere Elektronik die keine Leistung abgibt, gegenüber etwa der **pcdu!** (**pcdu!**) und Funkplatine welche Leistung in Form von Strom und elektromagnetischer Strahlung abgeben, einen Wirkungsgrad von 0 %, da Logikoperationen physikalisch gesehen keine Arbeit sind. Resultierend wird der komplette Stromverbrauch in Wärme umgewandelt.

1.2 Zielsetzung der Arbeit

Da es sich beim **atm!** um ein peripheres System handelt, soll besonders hohe Zuverlässigkeit gewährleistet werden, da trotz der Redundanz des **fcc!** ein Ausfall der Kühlung zum Ausfall durch Überhitzung führen kann.

Desweiteren ist Wiederverwendbarkeit, die Kosten minimiert, aber besonders komplexe Integrations- und Vorbereitungsvorgänge vermeidet eine Priorität.

Als letzte Anforderung, nach einer Auswahl basierend auf den ersten beiden, 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 **rom!** (**rom!**) in Python ausgewertet, um eine erste Abschätzung der Leistungsfähigkeit zu erhalten.

Anschließend wird die Vorauslegung, soweit mit vorhandenen Rechenressourcen möglich, durch **cht!**-Simulationen mit Domänenreduktion verifiziert und die Ergebnisse vergleichbar gemacht.

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. Die Stoffkonstante der Umwandlungsenthalpie ist die spezifische Umwandlungsenthalpie:

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

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 Temperaturerhöhung. Genauso ist die Verdampfungsenthalpie vom Flüssig-Gas Übergang meist um etwa den Faktor 10 größer als die spezifische Schmelzenthalpie **fusion-vaporization**.

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 infolge dessen 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 $\text{Re} < \text{Re}_k$ ($\text{Re}_k \approx 5 \cdot 10^5$) und $0,6 \leq \text{Pr} \leq 2000$:

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

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 ?? berechnet, und die Recoverytemperatur mittels der adiabaten Strömungsgleichung ?. In diesem Fall wird die Recoverytemperatur statt der Freistromtemperatur benötigt, da die signifikanten Wärmeströme weit über Mach 0.3 erwartet werden und somit die aerodynamische Aufheizung berücksichtigt wird. Dementsprechend wird T_f aus ?? 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:

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

2.3.4 Simulation

3 Vorauslegung

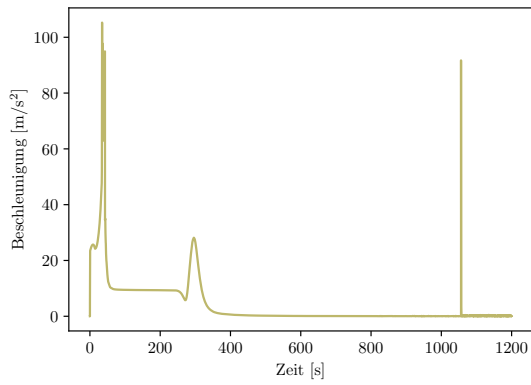
Die Vorauslegung basiert auf einer Trajektorien-simulation aus OpenRocket, welche vom Triebwerks-Subsystem durchgeführt wurde. Diese Flugdaten (??) sind eine Maximalabschätzung der Schubkraft und dauer, welche in maximaler Flugdauer und Aerodynamischen Aufheizung resultiert.

3.1 Anforderungen

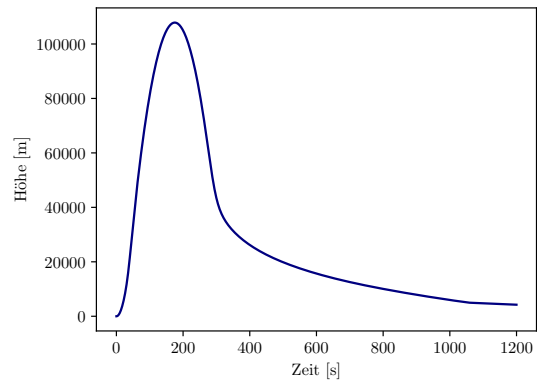
Da die Kühlung zeitgleich zu der Avionik entwickelt wurde, musste auf eine genaue Analyse aller Komponenten der Avionik verzichtet werden. Stattdessen wurde anhand des bereits festgelegten Microcontrollers STM32H743ZGT6, der auf den redundanten Flugcomputern verwendet wird, die Auslegung durchgeführt.

Aus dem Datenblatt des Microcontrollers folg eine maximale Sperrschichttemperatur von $T_J = 125^\circ\text{C}$ und $T_A = 85^\circ\text{C}$ **STM32** und ein Sperrschicht-Gehäuse Wärmeleitwiderstand von $\Theta_{JC} = 23.9^\circ\text{C W}^{-1}$. 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 $T_C = 89.15^\circ\text{C}$.

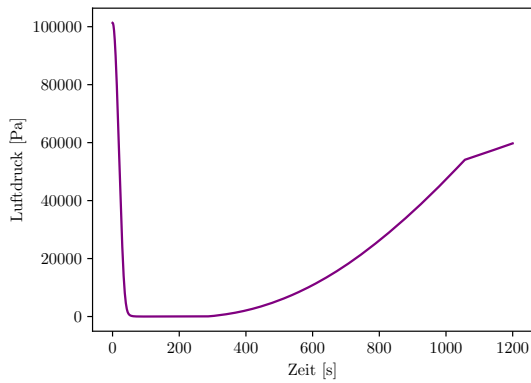
Die Kühlung soll außerdem eine hohe Zuverlässigkeit haben, welche durch Verwendung von ausschließlich passiven Bauteilen gewährleistet wird. Dadurch kann aufwendiges und teures testen und verifizieren von aktiven Bauteilen mit mechanischer oder elektrischer Funktion vermieden werden und es besteht bei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



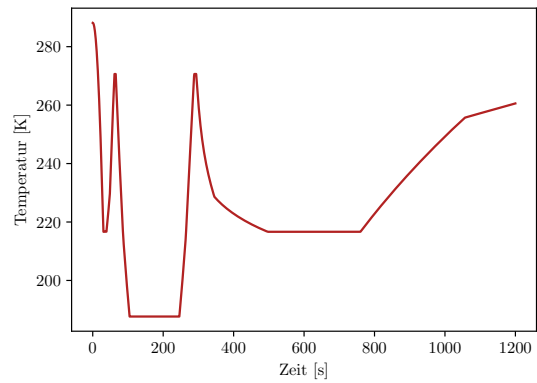
(a) Beschleunigung während Flug



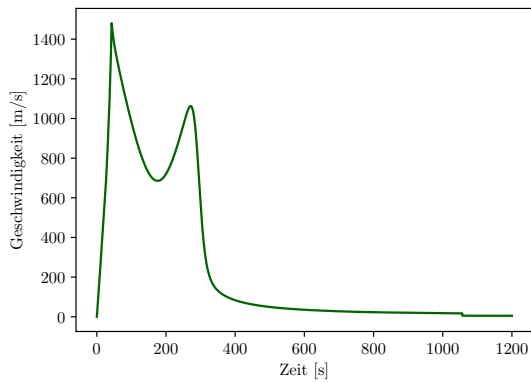
(b) Flughöhe



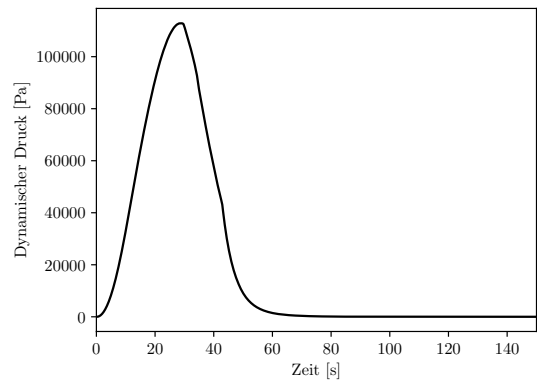
(c) Statischer Luftdruck während Flug



(d) Statische Lufttemperatur während Flug



(e) Geschwindigkeit während Flug



(f) Dynamischer Druck während Flug

Abbildung 3.1: Flugdaten der Trajektorien-simulation

3.2 Phase Change Materials

pcm! sind eine weit verbreitete Lösung in der Luft- und Raumfahrtindustrie um für für begrenzte Zeiträume Elektronik in einem akzeptablen Temperaturbereich zu halten. Auch wenn **pcm!** generell eine hohe Masse haben, wird das oft aufgrund der ansonsten idealen Eigenschaften inkauf genommen. Durch die hohe spezifische Schmelzenthalpie, welche meist um mindestens den Faktor 10 höher ist als die spezifische Wärmekapazität alternativer Materialien, kann ohne jegliche Bewegliche Bauteile eine große Menge an Wärme, bei einem isothermen Prozess, absorbiert werden. Die Verdampfungsenthalpie eines Stoffes

Für die Auswahl eines geeigneten **pcm!** sind mehrere Stoffkonstante maßgebend. Spezifische Schmelzenthalpie

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

Tabelle 3.1: Stoffdaten für Eicosane

Solidus Temperatur	T_{solidus}	309 K NIST
Liquidus Temperatur	T_{liquidus}	311 K NIST
Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck der Flüssigphase	$c_{p,\text{liquid}}$	2350.05 J kg ⁻¹ K ⁻¹ NIST
Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck der Feststoffphase	$c_{p,\text{solid}}$	2132.4 J kg ⁻¹ K ⁻¹ NIST
Dichte der Flüssigphase	ρ_{solid}	910 kg m ⁻³ Nazarychev-2022
Dichte der Feststoffphase	ρ_{liquid}	769 kg m ⁻³ Nazarychev-2022
Wärmeleitfähigkeit der Flüssigphase	λ_{liquid}	0.1505 W m ⁻¹ K ⁻¹ Benbrika-2020
Wärmeleitfähigkeit der Feststoffphase	λ_{solid}	0.4248 W m ⁻¹ K ⁻¹ Stryker-1990
Wärmeausdehnungskoeffizient	γ	0.0009 K ⁻¹ Benbrika-2020
Spezifische Schmelzenthalpie	h_{fus}	240 998.86 J kg ⁻¹ NIST

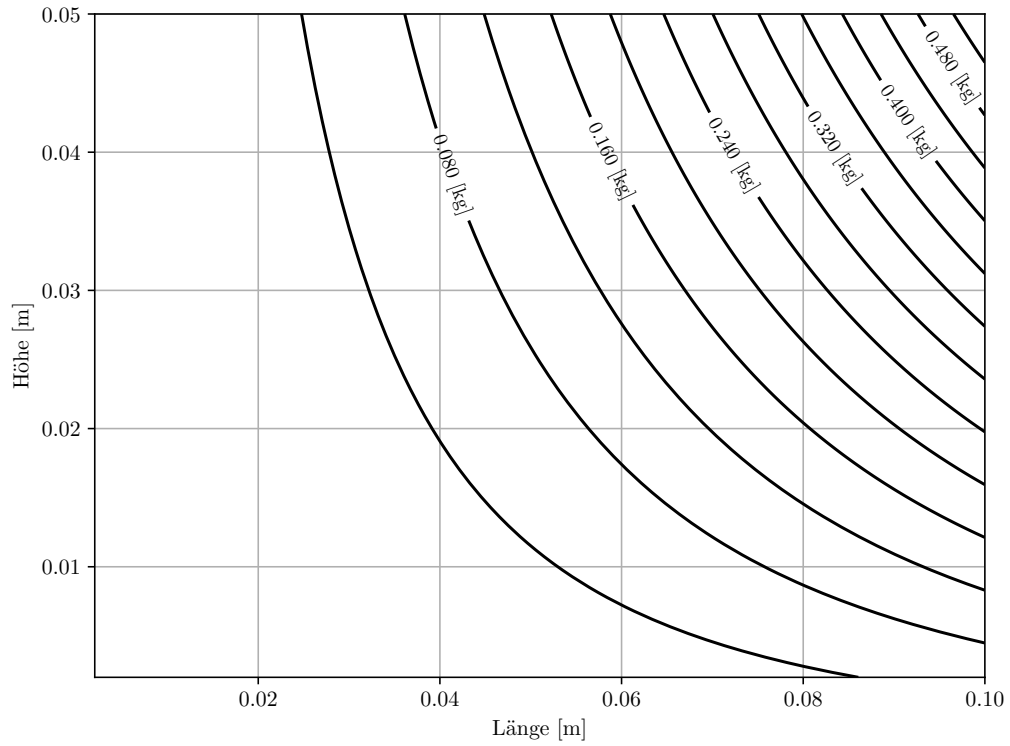
```

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))

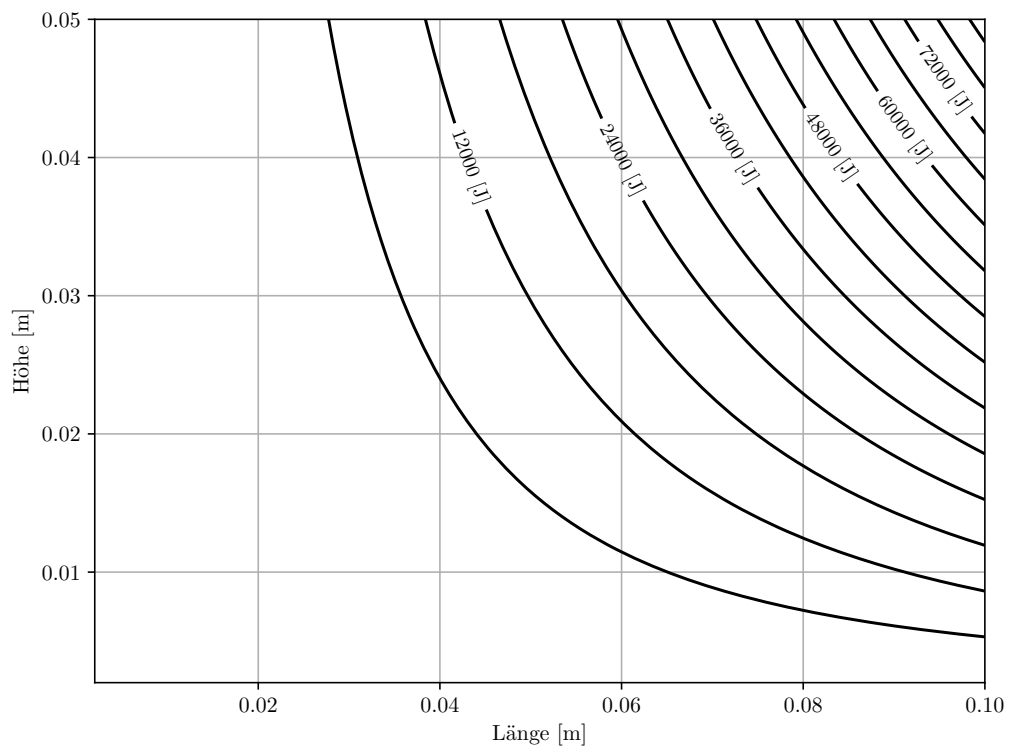
```

```
9         + (F * rho_alu + (1 - F) * rho_pcm) * (L - 2*t)
10         **2 * (H - 2*t))
11 def total_heat(L, H): # pcm latent heat capacity
12     #...#
13     pcm_heat = (1 - F) * rho_pcm * (L - 2*t)**2 * (H - 2*t)
14     * h
15     return pcm_heat
```

Listing 3.1: Berechnung der Masse und Latenten Wärmekapazität des **pcm!** in der pcm.py



(a) PCM Masse



(b) PCM Wärmeaufnahme

Abbildung 3.2: PCM Auslegung

3.3 Radiator

Bei Radiatoren ist ein hoher Emissions- und niedriger Absorptionsgrad nach ?? 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. **AZ-Technology** ausgewählt. Dabei handelt es sich um eine in der Raumfahrt weit verbreitete inorganische Farbe mit idealen Eigenschaften, welche Tabelle ?? entnommen werden können. In ?? sieht man für die ausgewählte Beschichtung die Leistung eines Radiators bei gegebener Temperatur und Fläche. Durch in ?? analysierte Wärmeströme, würde es bei Nutzung eines einfachen Radiators schnell zur Überhitzung der Avionik kommen.

Tabelle 3.2: AZ-93 Spezifikationen **AZ-Technology**

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

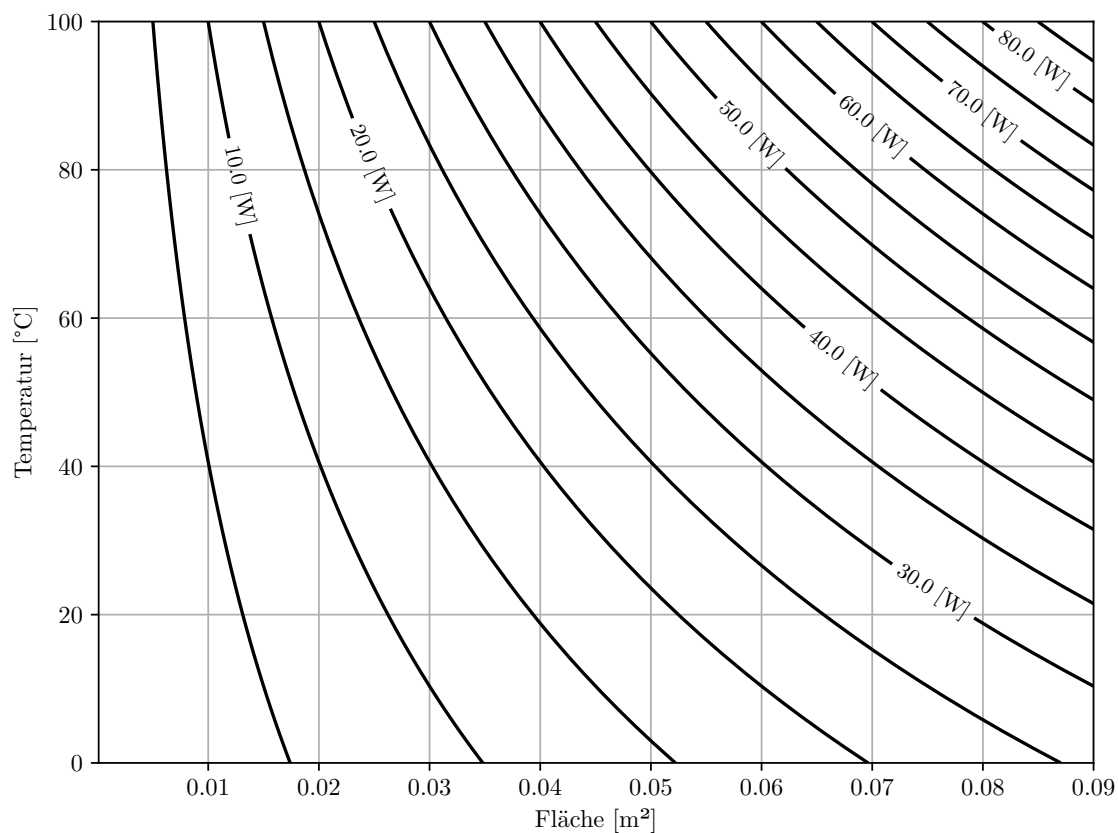


Abbildung 3.3: Radiator Leistung nach Fläche und Temperatur

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 **cfd!** (**cfd!**) zu vermeiden, wird die Außenkontour der Rakete von Spitze bis Avionik-Sektion, mit Hilfe der Nußelt-Beziehungen, als längsangeströmte ebene Platte angesehen, wie in Abbildung ?? 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 (??, ??) überprüft werden. Mittels der Nußelt-Beziehung wird α bestimmt und dann in Gleichung ?? eingesetzt, um auf den spezifischen Wärmestrom zu schließen.

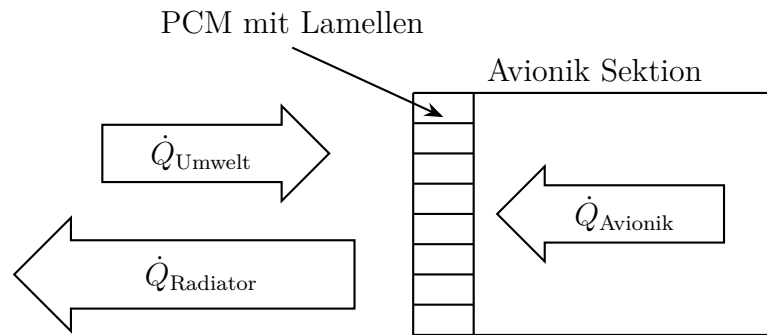


Abbildung 3.4: PCM Wärmestrom ohne aerodynamische Aufheizung

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

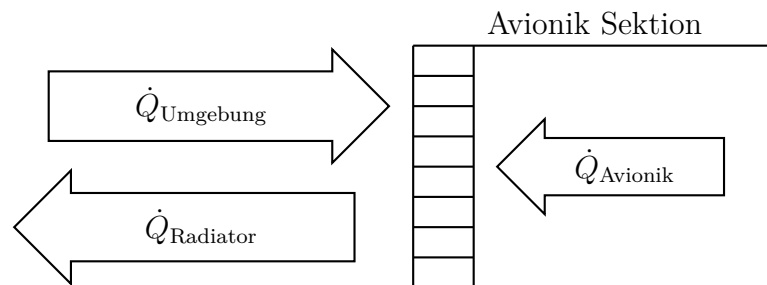


Abbildung 3.5: PCM Wärmestrom bei aerodynamischer Aufheizung

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.

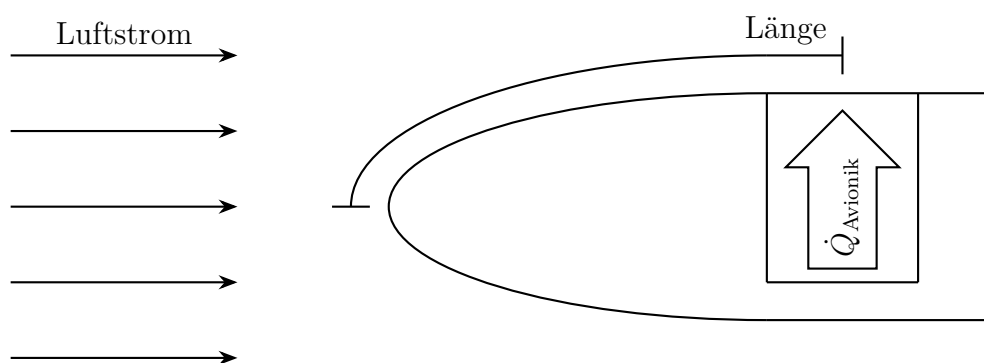


Abbildung 3.6: Kontourlänge vom Staupunkt der Rakete bis zum Mittelpunkt des Radiators

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

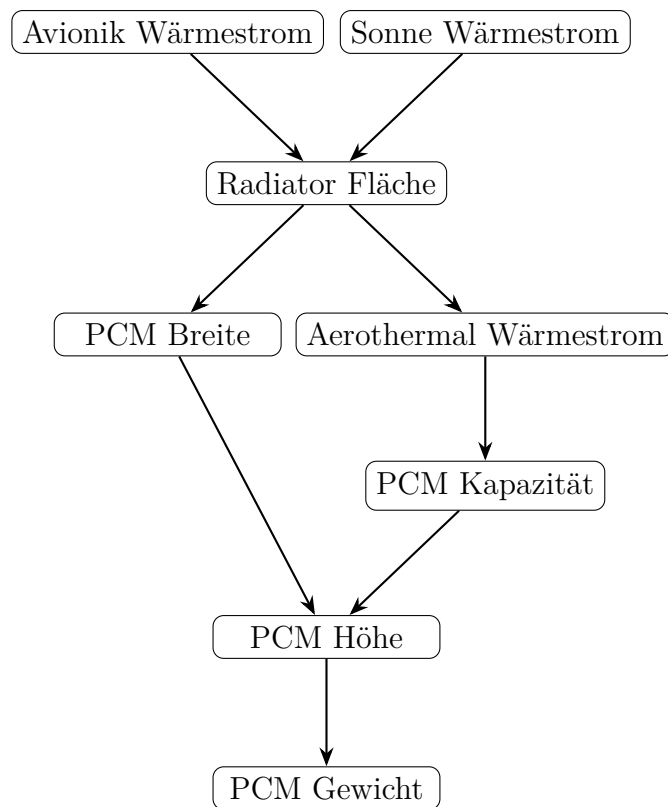


Abbildung 3.7: Dimensionierungs-Ablauf in der Vorauslegung

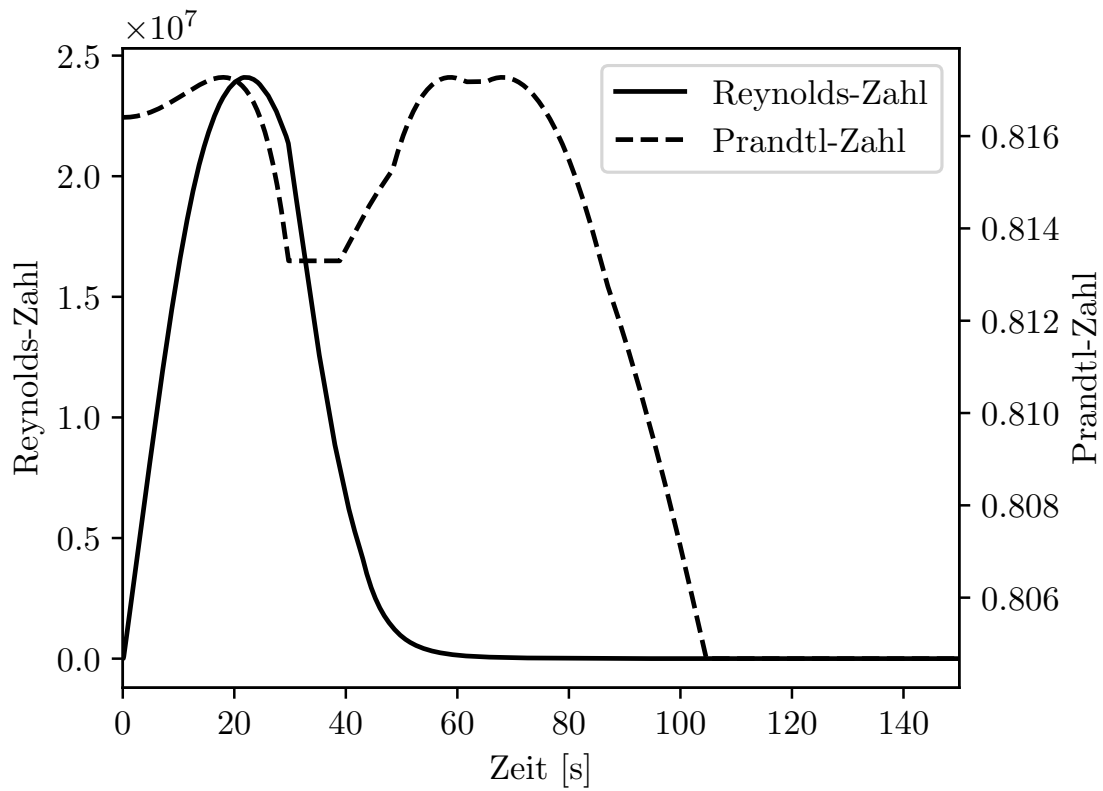


Abbildung 3.8: Reynolds- und Prandtlzahl während kritischer Phase im Flug

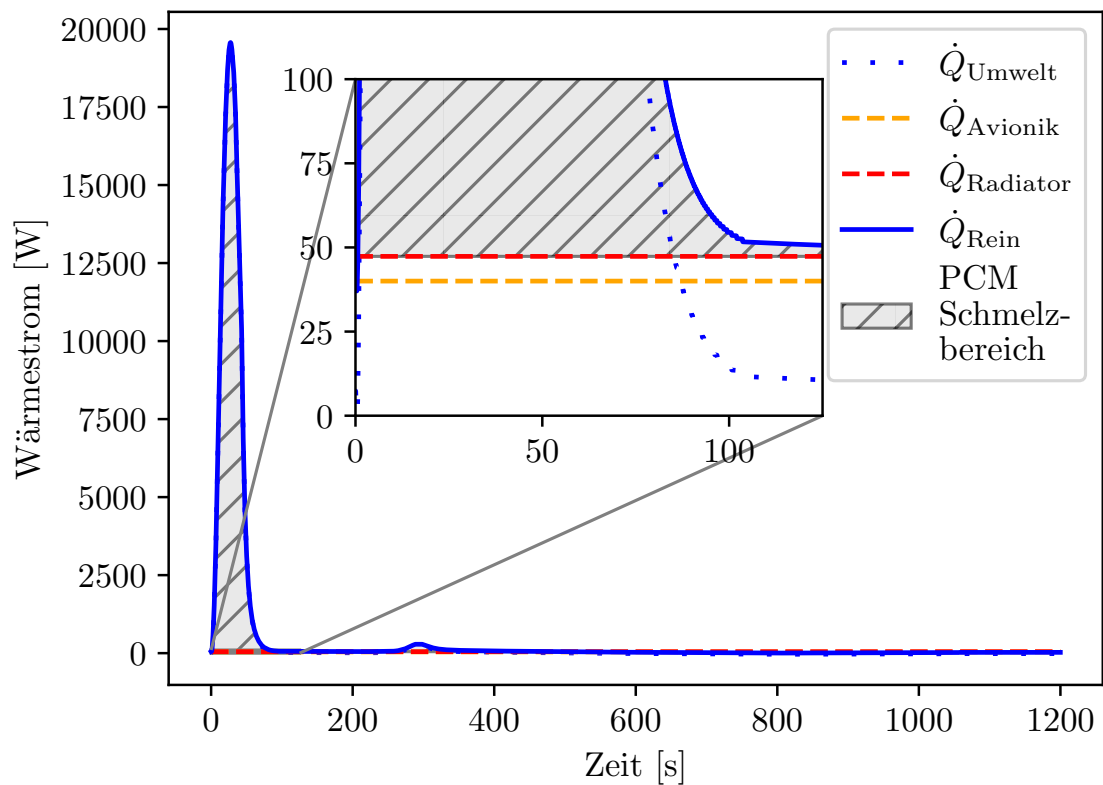


Abbildung 3.9: PCM Wärmestrom während Flug

3.5 Thermales Interface

Hier gehts jetzt um wie die Wärme verteilt und abtransportiert wird. Laut **Xingcun-2011** Seite 35 geht die meiste Wärme in die PCB.

3.5.1 Thermal Straps

Um das **pcb!** (**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 **pgs!** (**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.

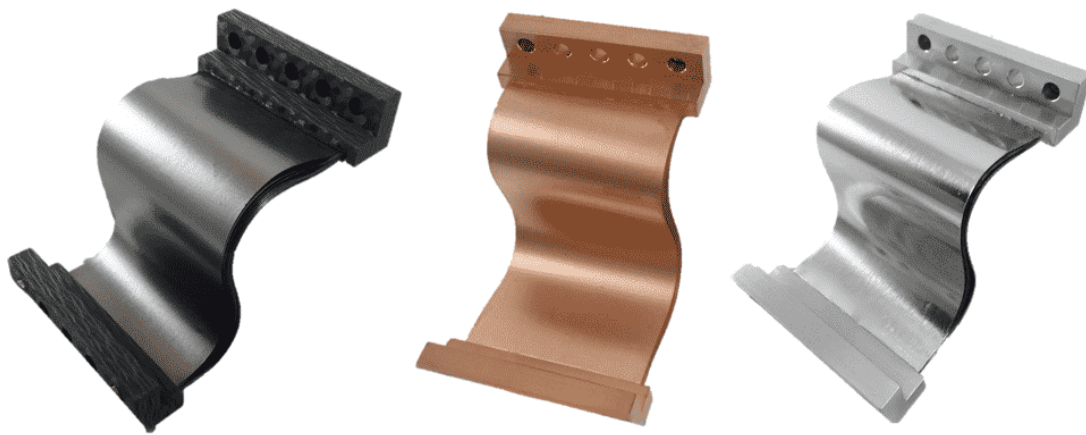


Abbildung 3.10: Kommerzeill erhältliche Thermal Straps aus Graphen, Kupfer und Aluminium **Thermal-Straps**

4 Simulation

4.1 CFD

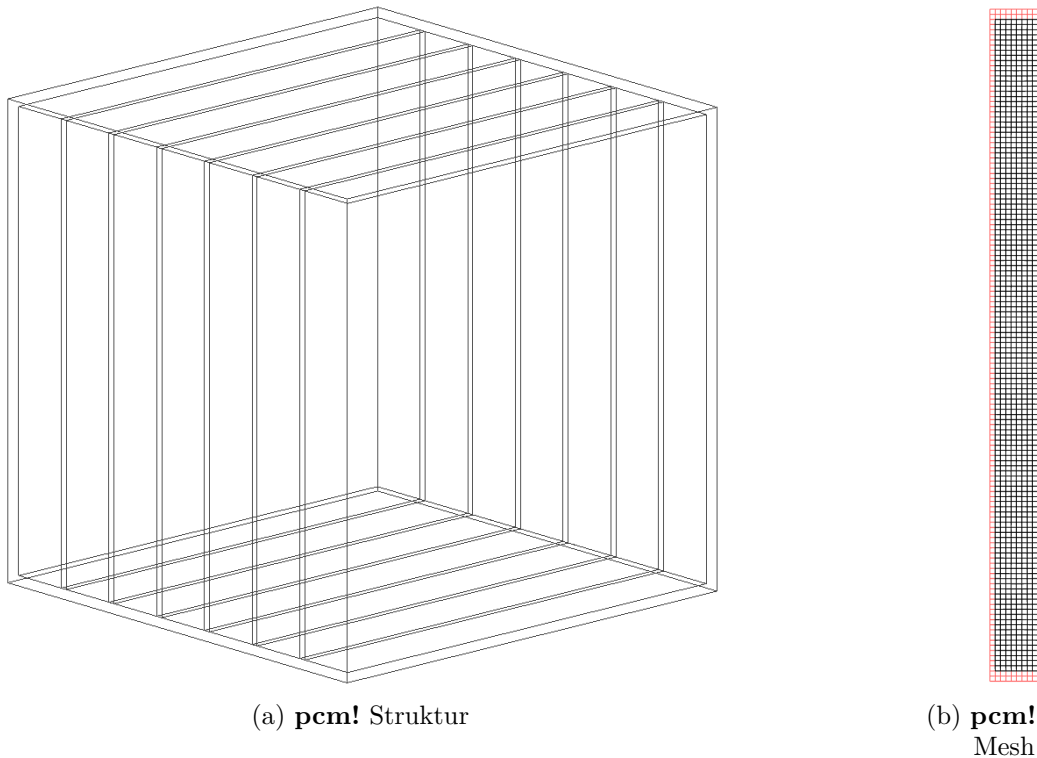


Abbildung 4.1: **pcm!** Struktur und vereinfachtes Mesh

Die Vorauslegung wurde mit folgenden Werten durchgeführt:

- Isotherm auf: 38 °C
- Avionik Abwärme: 40 W
- 1 m Kontourlänge
- 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 **maxq!** (**maxq!**) 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 **maxq!** - 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 **maxq!** + 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 **maxq!** + 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 ?? 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.

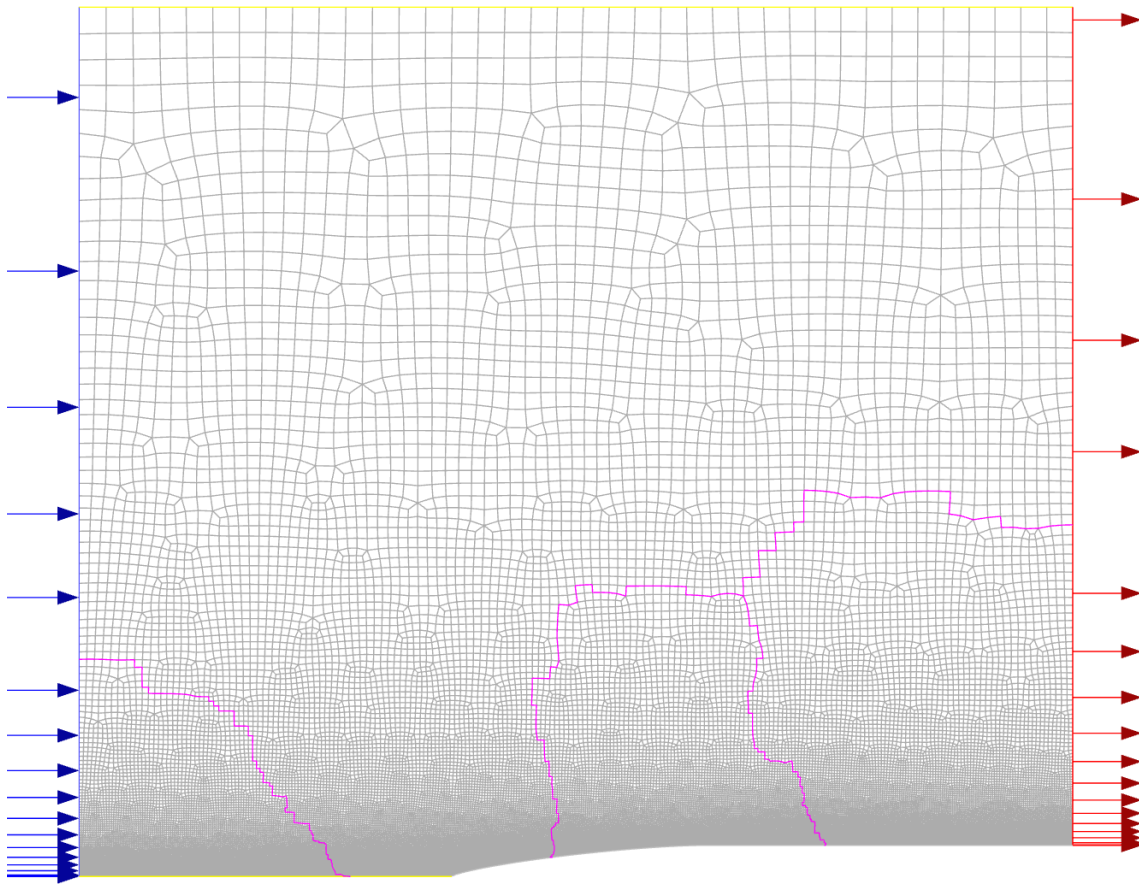


Abbildung 4.2: Darstellung der Außensströmungssimulation mit Meshstruktur in grau, velocity inlet in blau, pressure outlet in rot, Symmetrien in gelb und Partitionen der parallelisierung in lila

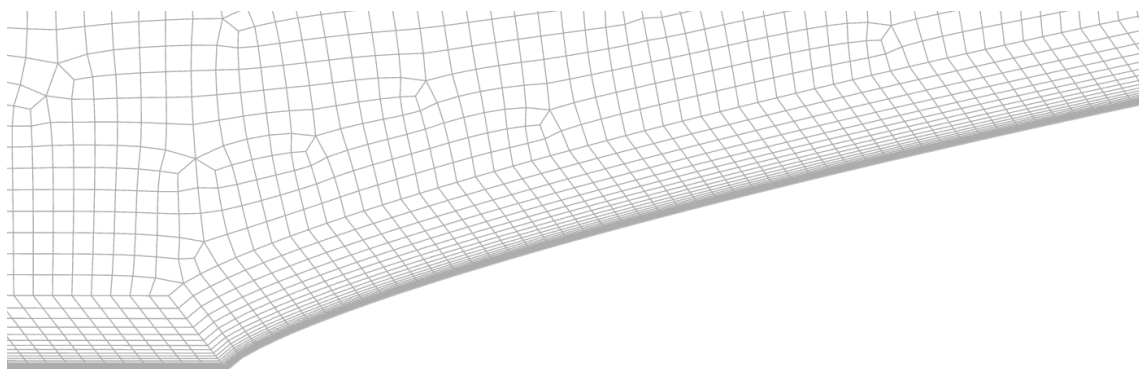


Abbildung 4.3: Schichtaufdickungen des Mesh an der Rakete

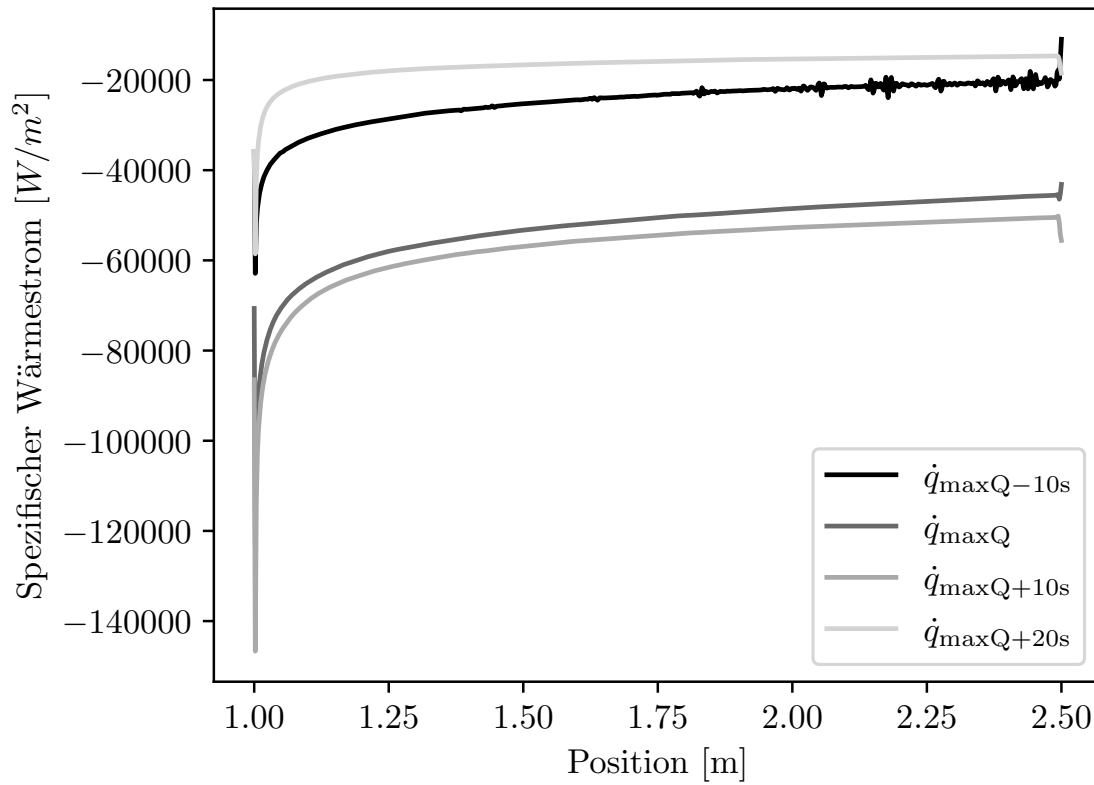


Abbildung 4.4: Spezifischer Wärmestrom an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach

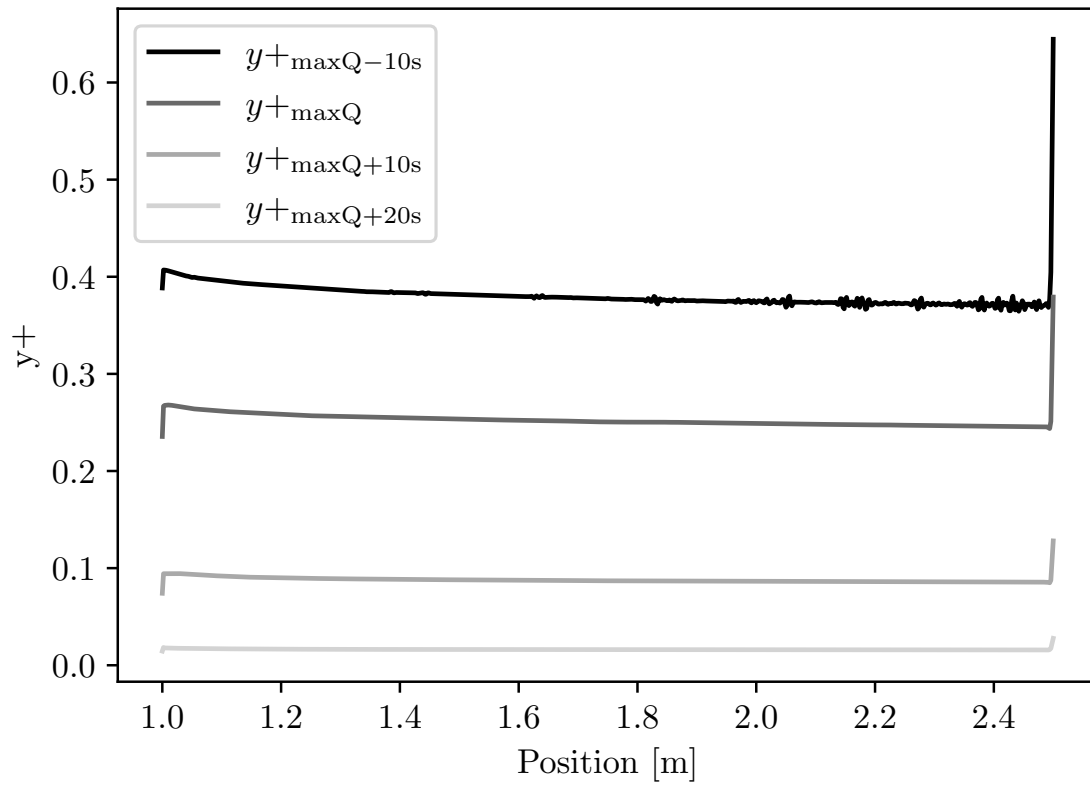


Abbildung 4.5: y^+ Wert an der Außenhaut bei maximalem dynamischen Druck, sowie 10 s davor, danach und 20 s danach

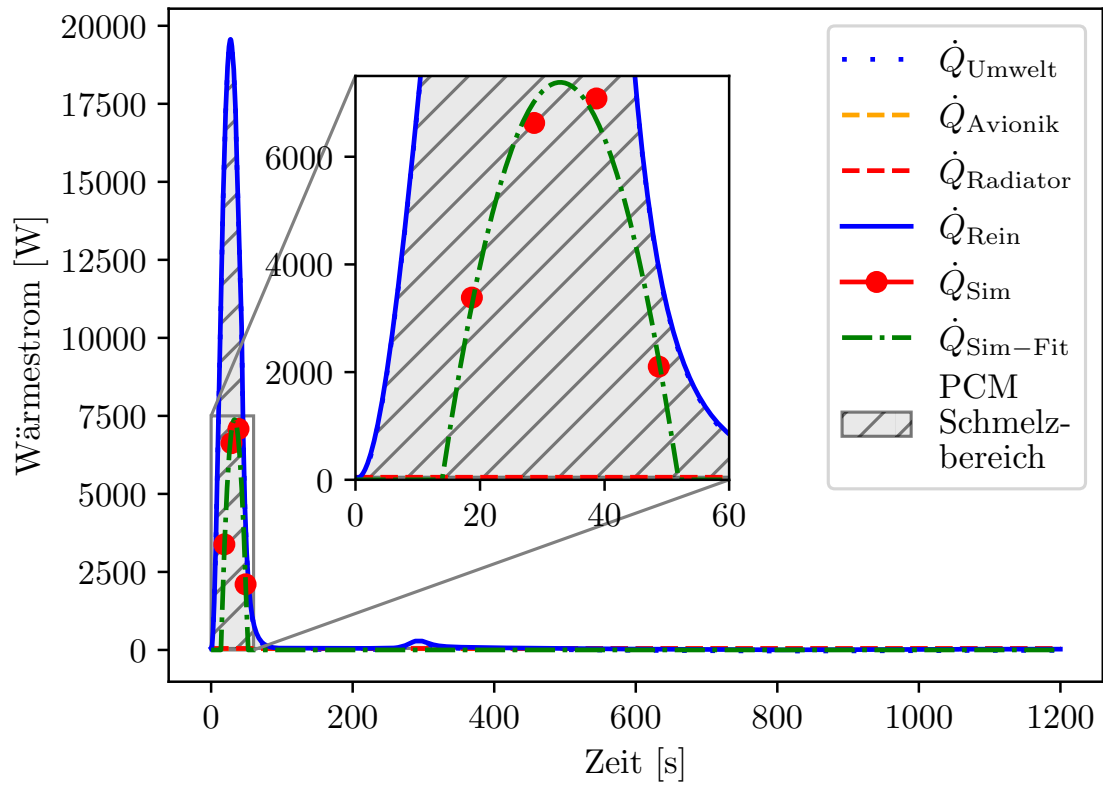


Abbildung 4.6: PCM Wärmestrom während Flug mit Simulationsergebnissen und Fit Kurve



(a) Statische Temperaturkontur der Luft



(b) Machzahlkontur der Luft

Abbildung 4.7: **maxq!** Konturen

4.4 pcm!

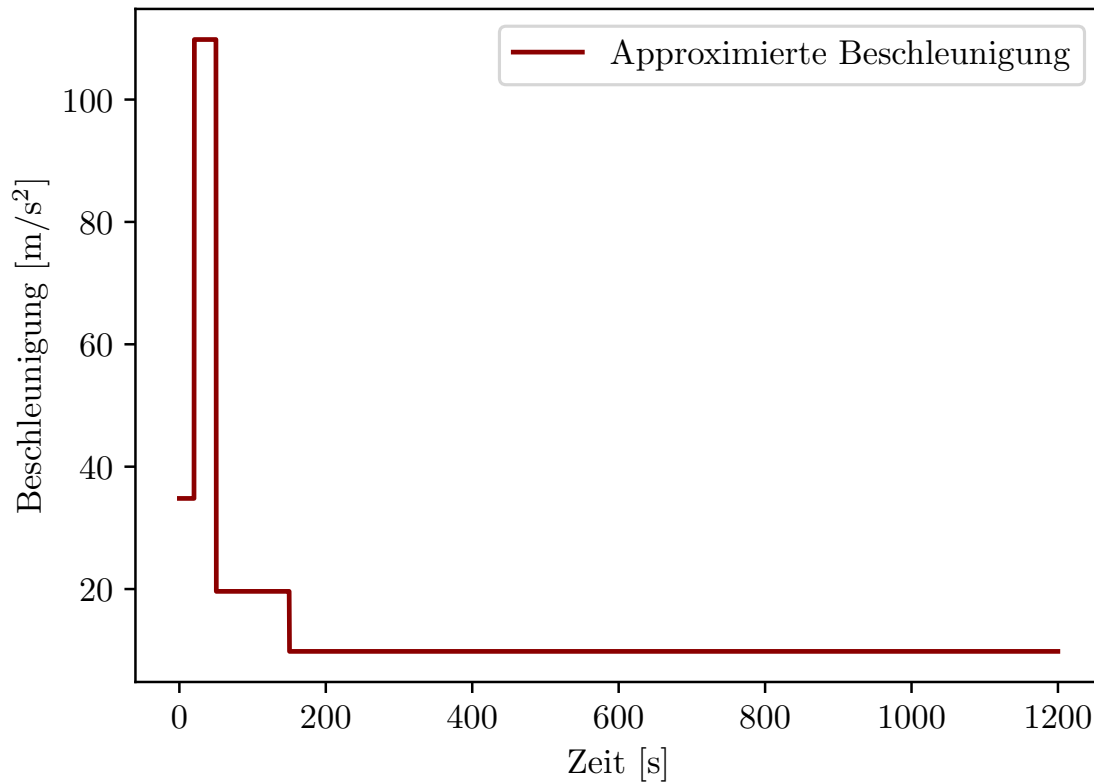


Abbildung 4.8: Approximiertes Beschleunigungsprofil

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

```

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=-Rol_pcm*acc*TEC*(Temp-Tr); //negative for -Y
19     down                                //
20     dS[eqn]=-Rol_pcm*acc*TEC;          //
21     negative for -Y down
22     return source;
23 }

```

Listing 4.1: Boussinesq-Approximation des Auftriebs im **pcm!** in der **udf!** (**udf!**) eicosane.c

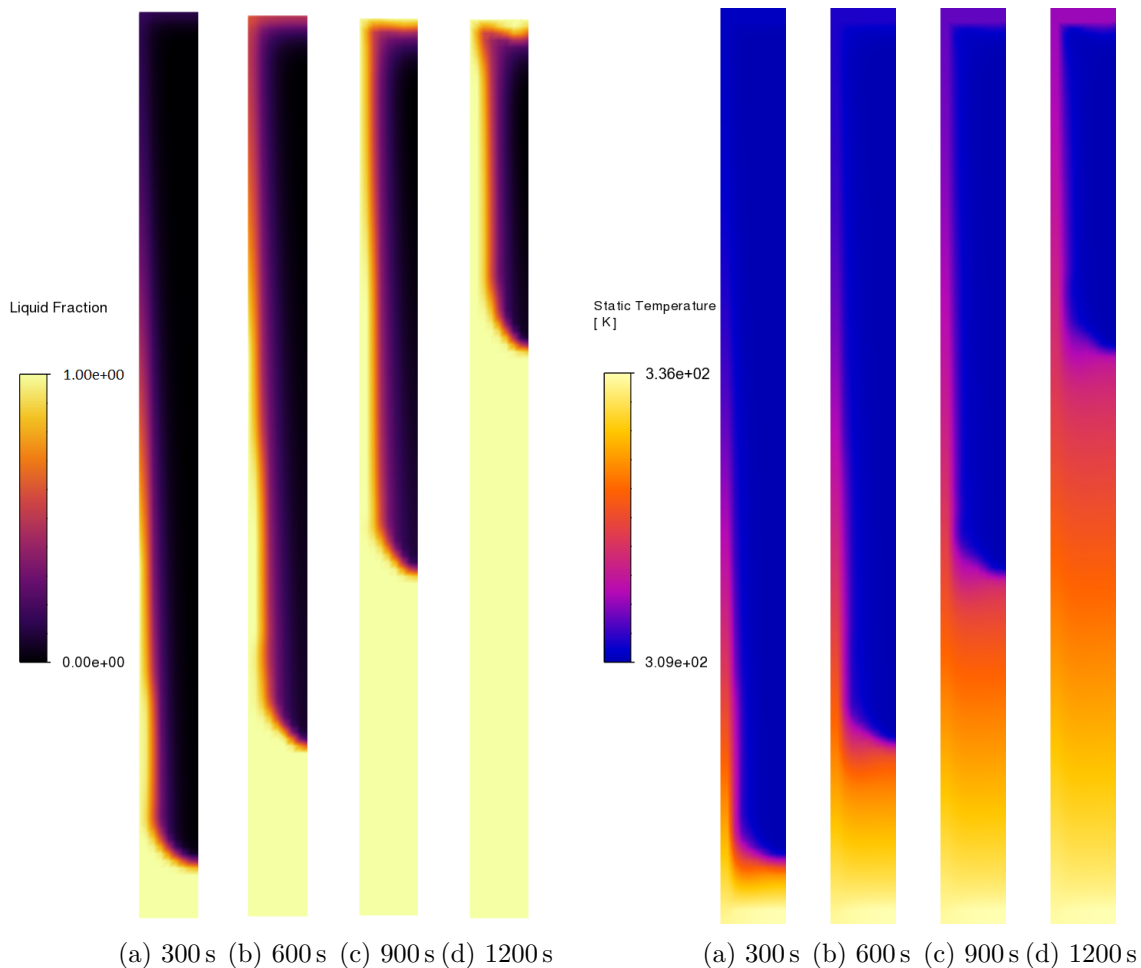


Abbildung 4.9: Flüssigkeitsanteil Konturen.²⁶Abbildung 4.10: Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf ??

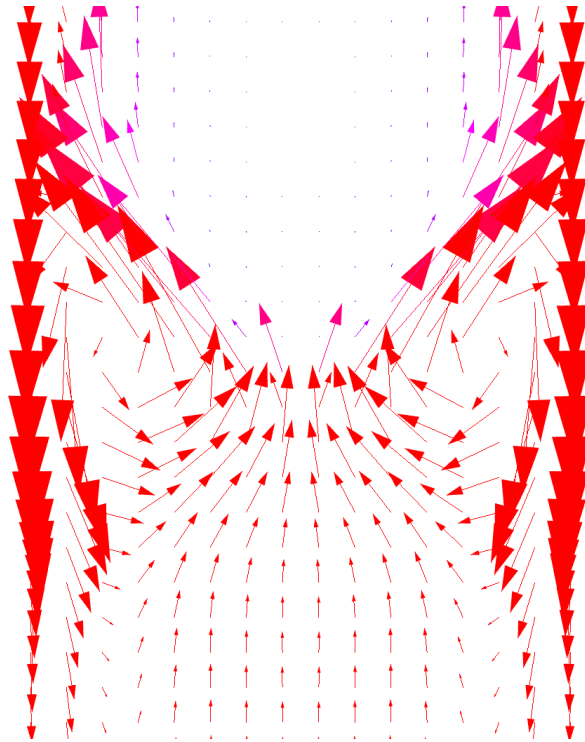


Abbildung 4.11: Geschwindigkeitsvektoren der Konvektionswirbel einer, durch Nachbearbeitung, vervollständigten Zelle bei 900 s. Darstellung der weiteren Zeitschritte ist in ?? zu finden.

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

Appendix

Appendix A: Programmcode

```
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 //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 //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
41             &&T<=Tl)
42         {
43             Gama=(T-Ts)/(Tl-Ts);
44             Cp_pcm=((1-Gama)*Ros_pcm*Cps_pcm+Gama
45                 *Rol_pcm*Cpl_pcm)/((1-Gama)*
46                 Ros_pcm+Gama*Rol_pcm);
47         }
48     else
49     {
50         Cp_pcm=Cpl_pcm;
51     }
52     *h=Cp_pcm*(T-Tref);
53     #endif
54     return Cp_pcm;
55 }
56
57 //thermal conductivity of eicosane
58 DEFINE_PROPERTY(K_var_PCM,cell,thread)
59 {
60     double Gama, K_pcm;
61     #if !RP_HOST
62         Gama=C_LIQF(cell,thread);
63         K_pcm=(1-Gama)*Ks_pcm+Gama*Kl_pcm;
64     #endif
65     return K_pcm;
66 }
67
68 //dynamic viscosity of PCM with fit
69 DEFINE_PROPERTY(Mu_var_PCM,cell,thread)
70 {
71     double Temp,Mu_pcm;
72     #if !RP_HOST
73         Temp=C_T(cell,thread);

```

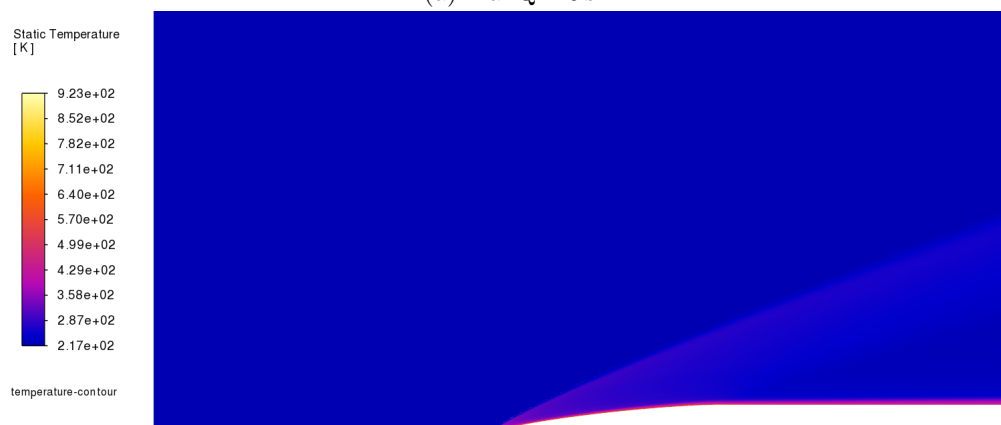
```
71             Mu_pcm=(9*pow(10.,-4)*pow(Temp,2)-0.6529*Temp
72                 +119.94)*pow(10.,-3);
73         #endif
74         return Mu_pcm;
75     }
76     /* ... */
```

Listing 6.1: **pcm! udf!** eicosane.c ohne Boussinesq-Approximation

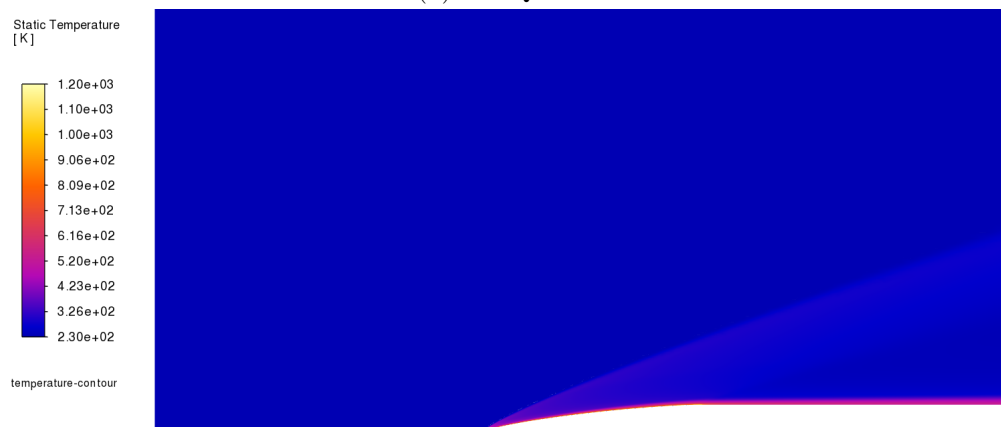
Appendix B: Simulationsergebnisse



(a) maxQ -10 s



(b) maxQ +10 s



(c) maxQ +20 s

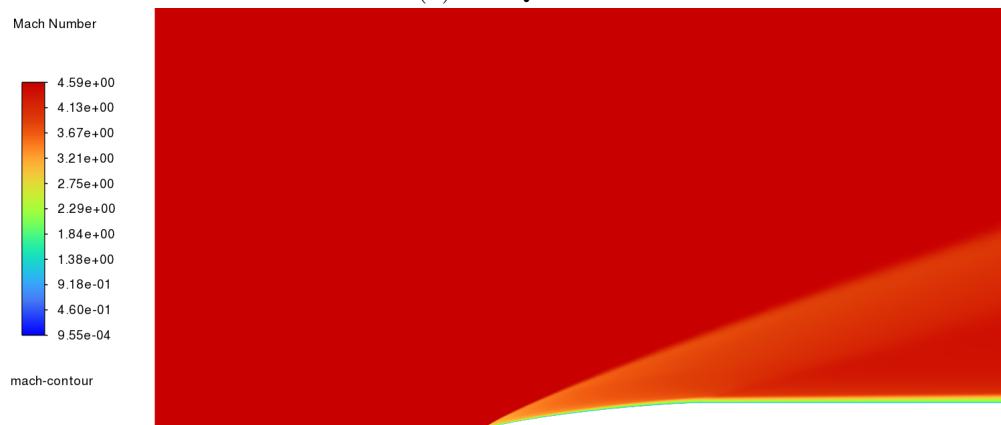
Abbildung 6.1: Statische Temperaturkontur der Luft



(a) maxQ -10 s



(b) maxQ +10 s



(c) maxQ +20 s

Abbildung 6.2: Machzahlkontur der Luft

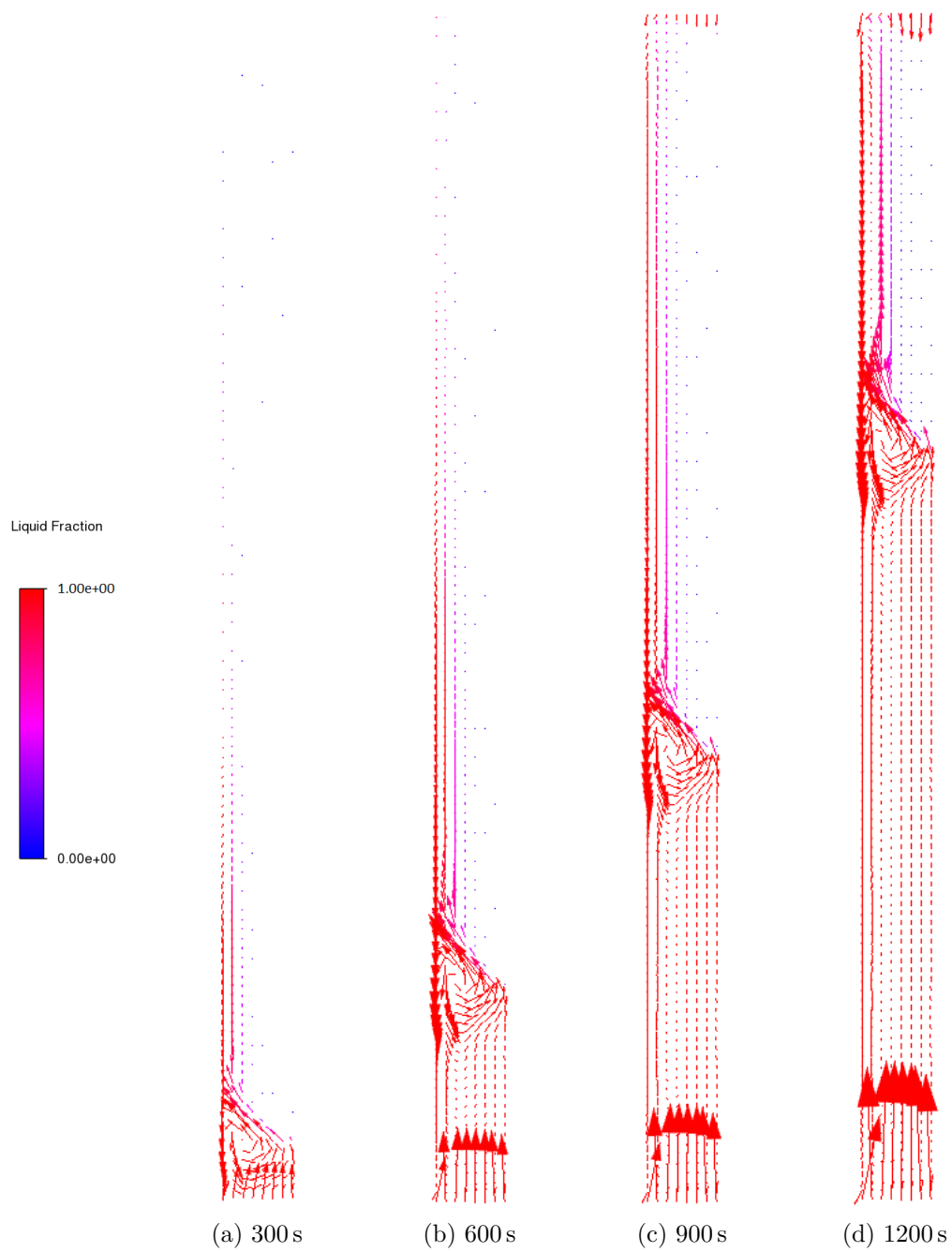


Abbildung 6.3: Konturen der statischen Temperatur. Die Legende bezieht sich auf ??