

Thermalkontrollsystem mit Latentwärmespeicher für Picosatelliten

vorgelegt von
M.Sc.
Ronny Wolf

von der Fakultät V – Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften
– Dr.-Ing. –

genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Klaus Briß
Prof. Dr.-Ing. Hakan Kayal

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 17. März 2021

Berlin 2021

Zusammenfassung

Die Einsatzmöglichkeiten von CubeSats haben in den letzten Jahren, aufgrund des technologischen Fortschritts, rasant zugenommen. Fortschreitende Entwicklungen im Bereich Erdbeobachtung und Echtzeit-Kommunikation, wie dem *Internet-der-Dinge*, erfordern zunehmend verteilte Satellitensysteme. Damit solche Konstellationen für Unternehmen der *NewSpace*-Branche finanzierbar sind, werden Anstrengungen unternommen, Satelliten zu verkleinern und somit kostengünstiger in den Weltraum zu befördern [1].

Der gestiegene Miniaturisierungsgrad einzelner Komponenten, verringert die notwendige Satellitengröße signifikant. Somit lassen sich multifunktionale und hochintegrierte Baugruppen auf stark verkleinerten CubeSat-Plattformen realisieren. Die im Rahmen des Satellitenprojekts *PiNaSys II* der Technischen Universität Berlin entwickelten Picosatelliten BEESAT-5..8 sollen mit ihrem 0.25U Format die Systemzuverlässigkeit eines stark miniaturisierten Satellitenbusses nachweisen [2].

Diese Picosatelliten werden im Orbit, aufgrund ihrer geringen thermischen Masse, sehr starken Temperaturschwankungen unterliegen, die zu Beschädigungen der Elektronikkomponenten und einem vorzeitigen Systemausfall führen können. Das Thermalkontrollsystem von BEESAT-5..8 soll diese Temperaturschwankungen beschränken und die Einhaltung von Grenzwerten sicherstellen. Die Herausforderung besteht dabei in der Entwicklung eines passiven Thermalkonzeptes, da elektrische Heizelemente den ohnehin begrenzten Energiehaushalt der Picosatelliten zusätzlich belasten würden. Dafür sollen mit Hilfe von Thermalsimulationen entwickelte, konstruktive Lösungen zum Einsatz kommen, sowie verschiedene Materialeigenschaften und neue Beschichtungsverfahren kombiniert und hinsichtlich ihrer Thermal- und Strahlungscharakteristika untersucht werden.

Latentwärmespeicher nehmen mittels thermodynamischer Zustandsänderungen des Speichermediums die ihnen zugeführte thermische Energie auf und speichern diese. Aufgrund dieser Eigenschaft besitzen sie eine sehr hohe Wärmekapazität bei geringer Eigenmasse. Diese auch als Phasen-Wechsel-Material bezeichneten Wärmespeicher sollen die Regulierung der Komponententemperatur durch die gezielte Aufnahme und Abgabe von Wärmeenergie unterstützen.

Das Thermalkontrollsystem mit Latentwärmespeicher für miniaturisierte Picosatelliten-Plattformen soll im Rahmen von BEESAT-5..8 entwickelt, qualifiziert und anschließend im Orbit verifiziert werden.

Abstract

The application possibilities of CubeSats have increased rapidly in recent years due to technological progress. Progressive developments in earth observation and real-time communication, such as the *Internet of Things*, increasingly require distributed satellite systems. In order to make such constellations financially viable for companies in the *NewSpace* industry, efforts are being made to reduce the size of satellites and thus to transport them into space more cost-effectively [1].

The increased degree of miniaturization of individual components significantly reduces the required satellite size. Thus, multifunctional and highly integrated components can be realized on highly miniaturized CubeSat platforms. The picosatellites BEESAT-5..8, developed within the satellite project *PiNaSys II* of the Technische Universität Berlin, should prove with their 0.25U format the system reliability of a highly miniaturized satellite bus [2].

Due to their low thermal mass, these picosatellites will be subject to very strong temperature fluctuations in orbit, which may lead to damage of electronic components and premature system failure. The thermal control system of BEESAT-5..8 is intended to limit the temperature fluctuations and ensure compliance with limit values. The challenge here is to develop a passive thermal concept, since electrical heating elements would place an additional burden on the already limited energy budget of the picosatellites. For this purpose, design solutions developed with the help of thermal simulations are to be used, and various material properties and new coating processes are to be combined and investigated with regard to their thermal and radiation characteristics.

Latent heat accumulators absorb and store the thermal energy supplied to them by means of thermodynamic changes of state of the storage medium. Due to this property, they have a very high heat capacity with a low dead weight. These heat accumulators, also known as phase change materials, are intended to support the regulation of the component temperature by the targeted absorption and release of heat energy.

The thermal control system with latent heat storage for miniaturised picosatellite platforms is to be developed, qualified and subsequently verified in orbit within the framework of BEESAT-5..8.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Wachsende Bedeutung von CubeSats und Picosatelliten	1
1.2	Motivation und Zielsetzung	4
2	Einführung und Grundlagen zu Thermalsystemen	7
2.1	Theoretische Grundlagen zur Wärmeübertragung im All	7
2.1.1	Wärmeleitung	8
2.1.2	Konvektiver Wärmeübergang	10
2.1.3	Wärmestrahlung	11
2.2	Umgebungsbedingungen im niederen Erdorbit	13
2.3	Notwendigkeit von Thermalkontrollsystemen in Raumfahrzeugen	17
2.3.1	Passive Thermalkontrollsysteme	19
2.3.2	Aktive Thermalkontrollsysteme	20
3	Beschreibung von Latentwärmespeichern	21
3.1	Arten von Latentwärmespeichern	22
3.2	Einsatzmöglichkeiten von PCM zur Temperaturregulierung	26
3.3	Bisheriger Einsatz von PCM in der Raumfahrt	27
4	Latentwärmespeicher zur Thermalkontrolle von Picosatelliten	29
4.1	Anforderungen an das Thermalkontrollsystem von Picosatelliten	30
4.2	Einsatz von Latentwärmespeichern bei Picosatelliten	30
4.3	Auswahl von Paraffin als Phasen-Wechsel-Material	32
4.4	Thermalberechnungen von Phasen-Wechsel-Materialien	35
4.5	Konstruktive Maßnahmen zur Thermalkontrolle	41
4.5.1	Einfluss von Material- und Oberflächeneigenschaften	41
4.5.2	Strukturelle Wärmeverteilung	42
4.5.3	Thermalsimulationen	44

5 Experimentelle Untersuchungen zur Thermalkontrolle mittels Latentwärmespeicher	53
5.1 Herstellung der PCM Vergussmasse	53
5.2 Untersuchung der Druckfestigkeit der Vergussmasse	54
5.3 Durchführung der Thermaltests	57
5.3.1 Ermittlung der Temperaturwerte	59
5.3.2 Testablauf	65
5.3.3 Auslesen der Temperaturwerte	67
5.4 Ergebnisse der Thermaluntersuchungen	68
6 Praktische Umsetzung des Thermalkontrollsystems im Projekt PiNaSys II	77
6.1 Projektbeschreibung PiNaSys II	78
6.2 Thermalkonzept der Picosatelliten	80
6.3 Praktische Umsetzung des Thermalkonzepts	80
6.3.1 Aufbau der Satelliten	80
6.3.2 Verwendete Strukturmaterialien	85
6.3.3 Thermalsimulationen	87
6.3.4 Einbringen des Lösungsansatz zum PCM-Einsatz	89
6.3.5 Thermaltests	90
6.4 Erste In-Orbit-Ergebnisse der Flugersatzmodelle	95
7 Ausblick über weitere Anwendungsmöglichkeiten der PCM Vergussmasse	101
8 Zusammenfassung	105
Anhang A Thermalsimulation über 10 Erdumrundungen	119
Anhang B Temperaturverläufe der Demonstrationsmodelle	121
Anhang C Abkühlverhalten der Proben A20 - A40 und B20 - B40	125

Abbildungsverzeichnis

1	Strahlungseinfluss im erdnahen Orbit [4]	8
2	Wärmeleitung durch ebene Wand [14]	9
3	Kontaktflächen ohne (a) und mit Füllmaterial (b) [14]	10
4	Spektrum der elektromagnetischen Wellen [16]	11
5	Vergleich von sensibler und latenter Wärmespeicherung [23]	21
6	Übersicht von Materialklassen latenter Wärmespeicher [26]	23
7	Verzögerter Temperaturabfall aufgrund Phasenwechsel	31
8	Wässrige Dispersion und pulverförmiges PCM [22]	35
9	Hystereseverhalten von PCM angelehnt an [37]	36
10	ARCTAN-Funktion [38]	36
11	Wärmekapazität und Enthalpie über Temperatur	38
12	Vergleich Wärmekapazität von Paraffin und Wasser [39]	39
13	Vergleich massespezifischer Wärmekapazitäten angelehnt an [36]	40
14	Oberflächenarten in der Raumfahrt [15]	42
15	Schematische Darstellung der 2-Wege Strategie	44
16	Thermischer Kontaktwiderstand der untersuchten Auslegungsfälle	45
17	Schnittansicht Auslegungsfall 1 nach 1800 Sekunden Heizphase	47
18	Simulierter Temperaturverlauf im Auslegungsfall 1	48
19	Schnittansicht Auslegungsfall 2 nach 1800 Sekunden Heizphase	49
20	Simulierter Temperaturverlauf im Auslegungsfall 2	50
21	Versuchsaufbau des Drucktests der Probe A0	54
22	Kurvenverläufe der Drucktests A0 - A40	56
23	Kurvenverläufe der Drucktests B0 - B40	57
24	Versuchsaufbau für die Thermaluntersuchungen	58
25	Temperaturabhängige Widerstandsänderung des NTC	60
26	Aufbau der Spannungsmessung	62
27	Temperaturabhängiger Spannungsverlauf über den NTC	63
28	Vergleich Spannungsverlauf und Temperaturfunktion	65
29	Testaufbau der Proben A10, B10 und Referenzproben (A0, B0)	66

30	Abkühlverhalten der Proben A0 - A40	69
31	Aufheizverhalten der Proben A0 - A40	69
32	Abkühlverhalten der Proben B0 - B40	70
33	Aufheizverhalten der Proben B0 - B40	71
34	Abkühlverhalten der Proben A10 und B10 bzgl. Referenzproben .	72
35	Aufheizverhalten der Proben A10 und B10 bzgl. Referenzproben .	73
36	Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A0 & B0	74
37	Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A40 & B40	75
38	Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A0 & B40	76
39	Künstlerische Darstellung BEESAT-5..8 [47]	77
40	Technische Ansicht	78
41	Außenliegende Strukturen	81
42	Koordinatenausrichtung und Abmessungen	82
43	Innenansicht des Flugmusters BEESAT-10 [52]	83
44	Darstellung der Primärstruktur	84
45	Polierte Akkumulatorenabdeckung	85
46	Ausschnitt - Temperaturverlauf der 6 Außenflächen und der Batterien	88
47	Temperaturverteilung nach 1800 Sekunden simulierter Abkühldauer	89
48	Vergossene Akkumulatoren	90
49	Entwicklungsmodelle der Thermaluntersuchungen	91
50	Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Abkühlphase	93
51	Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Aufheizphase	94
52	Vergleich simulierter Temperaturverlauf und Wärmebild DM-1 . .	95
53	Startvorbereitung der Satelliten BEESAT-10..13 in Wostotschny [60]	96
54	Strukturprofil mit Vertiefungen für PCM-Vergußmasse	102
55	Tomatenzucht unter kontrollierten Bedingungen	102
56	Test des Hitzeschilds des CubeSats <i>QARMAN</i> [63]	103
57	Thermalsimulation über 10 Orbits	120
58	Vollständige Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Abkühlphase	122
59	Vollständige Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Aufheizphase	123
60	Abkühlverhalten der Proben A20 und B20 bzgl. Referenzproben .	126

61	Abkühlverhalten der Proben A30 und B30 bzgl. Referenzproben	. 127
62	Abkühlverhalten der Proben A40 und B40 bzgl. Referenzproben	. 128

Tabellenverzeichnis

1	Klassifizierung von Kleinsatelliten [4]	3
2	Theoretische Grenzfälle	13
3	Übersicht ausgewählter Satellitenorbits	14
4	Kritische Einflussfaktoren für das Thermaldesign	18
5	Vor- und Nachteile von organischen Phasen-Wechsel-Materialien .	24
6	Vor- und Nachteile von anorganischen Phasen-Wechsel-Materialien	25
7	Gegenüberstellung von Paraffin und Salzhydraten als Latentwärmespeicher	33
8	Herstellungsverfahren und Materialeigenschaften	35
9	Eindringtiefen der Proben A0 - A40	55
10	Eindringtiefen der Proben B0 - B40	56
11	Aufstellung der Testdurchläufe	66
12	Zusammenfassung der Untersuchungsergebnisse	76
13	Thermophysikalische Eigenschaften raumfahrttypischer Metalle [53]	86
14	Vergussmassen der Entwicklungsmodelle	91
15	Verlauf der Kontaktaufnahme B-10..13	97
16	Anzahl der Satellitenkontakte (Stand 11.06.2020)	97

Glossar

Begriff	Erklärung
Albedo	Verhältnis zwischen Einstrahlung und Ausstrahlung der Erdoberfläche mit dem Wertebereich 0 bis 1
Deep Space	Beschreibt den Raum jenseits des Erde-Mond Systems
Eklipse	Verfinsterung eines Himmelskörper durch die Bedeckung eines anderen Objekts
Ice-Clouds	Wolken aus Eiskristallen, die in Wetter- und Klimamodellen von Bedeutung sind
In-Orbit- (Demonstration)	Demonstration der zuverlässigen Funktion von neuen Produkten und Technologien im Weltraum
L1-Band	Für Navigationszwecke meistgenutztes GPS-Frequenzband (1575.42 MHz)
NewSpace	Unternehmensszene in der Raumfahrt mit hohem privaten Kapitaleinsatz bei Nutzung neuer Technologien und Herangehensweisen

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
1U	1 Einheit (engl. 1 Unit)
AE	A stronomische E inheit
AIV	Aufbau, Integration und Verifikation (engl. A ssembly, I ntegration and V erification)
BEESAT	B erlin E xperimental and E ducational S atellite
BOLAS	Bi -sat O bservations of the L unar A tmosphere above S wirls
CDS	C ubeSat D esign S pecification
COTS	C ommercial off-the-shelf
CVD	C hemical V apour D eposition
DLR	D eutsches Zentrum für L uft- und R aumfahrt
DM	D evelopment M odel
GEO	Geostationärer Orbit (engl. G eostationary E arth O rbital)
GFK	G lasfaserverstärkter K unststoff
GPS	G lobal P ositioning S ystem
GTO	Geostationäre Transferbahn (engl. G eostationary T ransfer O rbital)
GUI	Grafische Benutzeroberfläche (engl. G raphical U ser I nterface)
HEO	Hochelliptische Umlaufbahn (engl. H ighly E lliptical O rbital)
ISS	Internationale Raumstation (engl. I nternational S pace S tation)
IT	I nformationstechnik
IWS	I nstitut für W erkstoff- und S trahltechnik
LEO	Niedere Erdumlaufbahn (engl. L ow E arth O rbital)
MEO	Mittlere Erdumlaufbahn (engl. M edium E arth O rbital)
MLI	M ulti L ayer I nsulation
NASA	N ational A eronautics and S pace A dmistration

NEESat	N ear E arth E xplorer S atellite
NTC	Heißeiter (engl. N egative T emperature C oefficient)
PCM	Phasenwechselmaterial (engl. P hase C hange M aterial)
PiNaSys	P ico- und N anosatellitensystem
PVD	P hysical V apour D eposition
SLR	S atellite L aser R anging
SLS	S pace L aunch S ystem
SSM	S econd S urface M irror
TCS	Thermalkontrollsystem (engl. T hermal C ontrol S ystem)
TRL	Technologiereifegrad (engl. T echnology R eadiness L evel)
UHF	U ltra H igh F requency

Symbolverzeichnis

Symbol	Einheit	Bedeutung
A	m^2	Fläche
A_p	m^2	Projizierte Fläche
α	-	Absorptionsgrad
α_λ	-	Absorptionsgrad bei konstanter Wellenlänge
B	K	Materialkonstante
c_m	$\text{J}/(\text{kg})$	Massespezifische Wärmekapazität
C_{MR}	-	Phasenübergangstemperaturkoeffizient
c_p	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	Spezifische Wärmekapazität
$c_{p,sens}$	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	Spezifische sensible Wärmekapazität
$\Delta\rho$	kg/m^3	Dichteänderung
Δs	m	Materialstärke
ΔT	K	Temperaturdifferenz
Δt	s	Zeitdifferenz
ΔV	m^3	Volumenänderung
ϵ	-	Emissionsgrad
ϵ_λ	-	Emissionsgrad bei konstanter Wellenlänge
h	J/kg	Spezifische Schmelzenthalpie
κ	$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	Wärmeleitfähigkeit
λ	m	Wellenlänge
P_ϵ	W	Emittierte Leistung
$\dot{Q}$	W	Wärmestrom (Wärmeleistung)
R	Ohm	Elektrischer Widerstand
R^2	%/100	Bestimmtheitsmaß
R_R	Ohm	Referenztemperaturabhängiger Widerstand
R_T	Ohm	Temperaturabhängiger Widerstand
ρ	-	Reflexionsgrad
S	W/m^2	Bestrahlungsstärke
σ	$\text{W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$	Stefan-Boltzmann-Konstante
T	$^\circ\text{C}$	Temperatur

T_0	°C	Referenztemperatur
T_A	°C	Arbeitstemperatur
T_S	°C	Schmelztemperatur
T_{trans}	°C	Phasenübergangstemperatur
τ	-	Transmissionsgrad

1 Einleitung

Der technologische Fortschritt der letzten Jahre erlaubt die Entwicklung einer neuen Klasse von stark miniaturisierten und dennoch leistungsfähigen Kleinsatelliten. Insbesondere bei dem Aufbau von Megakonstellationen mit mehreren tausend Satelliten, spielt die Miniaturisierung eine entscheidende Rolle. Um eine möglichst hohe Anzahl von Satelliten mit einer Trägerrakete in den Orbit zu befördern, ist ein kompaktes und massereduziertes Satellitendesign notwendig. Picosatelliten mit einer Masse von wenigen hundert Gramm und stark begrenzten Volumen stellen dabei neue Anforderungen an die Auslegung des Thermalkonzepts. In dieser Arbeit werden die Herausforderungen und Lösungsansätze bei der Thermalkontrolle in der Klasse der Picosatelliten beschrieben, sowie deren Umsetzung und erste In-Orbit-Ergebnisse gezeigt.

1.1 Wachsende Bedeutung von CubeSats und Picosatelliten

Mit dem Start des sowjetischen Satelliten *Sputnik 1* am 04. Oktober 1957 begann für die Menschheit ein neues Zeitalter der Entdeckungen [3].

Zunächst den wenigen Großmächten der Welt vorbehalten, entwickelte sich die Raumfahrttechnologie derart rasant, dass zunehmend mehr Staaten und heute multinationale Institutionen den Einstieg in die Raumfahrt wagten. Die ersten Raumfahrzeuge dienten anfangs noch der Erforschung des Weltraums und militärischen Aspekten. Rasch erkannte man jedoch, dass insbesondere auf dem Gebiet der Kommunikation, ein kommerzieller Nutzen des Weltraums vielversprechend ist. Weitere Bereiche der Raumfahrttechnik, wie die Erdbeobachtung, Meteorologie und Navigation folgten dem kommerziellen Gedanken. Mit zunehmender Leistungssteigerung der Trägersysteme eröffnete sich die Möglichkeit mehrere Satelliten bei einem Start in den Weltraum zu befördern und damit die sehr hohen Kosten des Raketenstarts auf verschiedene Partner zu verteilen. Damit einher ging auch die Idee des Piggy-Back-Verfahrens, also dem Transport von einem oder mehreren Kleinsatelliten zusammen mit einer Hauptnutzlast [4] sowie die

Dedicated-Rideshare Missionen, bei denen sich zahlreiche kleinere Raumfahrzeuge eine Trägerrakete teilen [5].

Die fortschreitende Entwicklung erlaubte eine stetige Miniaturisierung und Kostenreduzierung der Raumfahrttechnologie. Dies führte schließlich zu dem 1999 entwickelten CubeSat-Formfaktor für Kleinsatelliten, welcher anschließend in der *CubeSat-Design-Specification (CDS)* [6], in der die Anforderungen an ein solches Raumfahrzeug definiert sind, mündete. Dieser CubeSat-Formfaktor findet, über universitäre Ausbildungs- und Forschungsmissionen hinausgehend, zunehmend Zuspruch in kommerziellen und staatlich geförderten Raumfahrtprojekten. Aufgrund der definierten Anforderungen an die Satellitenmassen und -abmessungen, hat sich in den letzten Jahren ein Markt von Startanbietern entwickelt, die mit eigens auf das CubeSat-Format zugeschnittenen Separationssystemen (engl. CubeSat Deployer) kostengünstige Mitfluggelegenheiten auf verschiedenen Trägersystemen anbieten. Der Einsatz dieser geschlossenen, einheitlichen Deployer reduziert das Risiko des Startanbieters, hinsichtlich einer Beschädigung der Hauptnutzlast bei einem strukturellem Versagen der CubeSats und gewährleistet zudem einen unkomplizierten Austausch von CubeSats gleichen Formats, etwa bei einem kurzfristigen Ausfall eines Kleinsatelliten. Somit können die Nutzlastkapazitäten der Trägerraketen effektiver und ökonomisch sinnvoll genutzt werden.

Das CubeSat-Format basiert nach [6] auf einer Basisgröße, dem 1 Unit. Dieses Basisformat besitzt eine Kantenlänge von $11,35 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ und eine Masse von maximal 1,33 kg. Davon abgeleitet, existieren erweiterte Formate, beispielsweise 2U, 3U, 6U und mehr, als auch kleinere Versionen wie 0.5U und 0.25U. Diese stellen das Mehrfache oder Teilgrößen der 1U Basisgröße dar. Somit besitzt beispielsweise ein 2U CubeSat die Abmessungen $22,7 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ bei einer Masse von 2,66 kg, während ein 0.25U die Maße $2,83 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ bei 0,33 kg besitzt.

Aufgrund der großen Vielzahl von Satellitentypen werden diese anhand ihrer Massen in verschiedene Klassen gruppiert. Konventionelle Satelliten mit einer Masse über 500 kg und darunterliegende als Kleinsatelliten bezeichnete Raumfahrzeuge. Dabei fallen CubeSats in die Kategorie der Kleinsatelliten, die noch weiter unterteilt werden kann, wie in Tabelle 1 dargestellt [4].

Durch den Einsatz von handelsüblichen sogenannten *Commercial-off-the-shelf (COTS)* Bauteilen, können CubeSats heutzutage kostengünstig und im Vergleich zu konventionellen Raumfahrzeugen, in relativ kurzer Zeit entwickelt werden.

Tabelle 1: Klassifizierung von Kleinsatelliten [4]

Kategorie	Masse
Minisatellit	100 - 500 kg
Mikrosatellit	10 - 100 kg
Nanosatellit	1 - 10 kg
Picosatellit	0,1 - 1 kg

Die fortschreitende Technologieminialisierung erlaubt zudem das Zusammenfassen ganzer Satellitenbaugruppen. So ist es mittlerweile möglich, bei einem Picosatelliten im CubeSat-Format, Komponenten der Energieversorgung, Datenverarbeitung, Kommunikation, Positionsbestimmung und -änderung auf einer Platine kleiner als $10 \times 10 \text{ cm}^2$ unterzubringen [7]. Die durch diese Entwicklung gewonnenen Erfahrungen, ermöglichen den Einsatz solcher miniaturisierten Komponenten auch auf größeren Satellitenformaten und tragen damit zur Erhöhung wertvoller Nutzlastkapazitäten bei.

Neben dem Zweck der Technologiedemonstration in Forschungsprojekten erlaubt das definierte CubeSat-Design den kommerziellen Einsatz dieser Technologie. So sind in den letzten Jahren zahlreiche Start-Ups und Unternehmen auf dem Markt erschienen, die fertige Satellitenbusse im CubeSat-Format oder komplette Dienstleistungen mit eigenen Kleinsatelliten, wie Erdbeobachtung oder Kommunikation, anbieten. Darüber hinaus streben bereits heute Konzerne wie *SpaceX* mit dem Projekt *Starlink* [8], *Amazon* mit Projekt *Kuiper* [9] und *OneWeb* [10] Mega-Konstellationen von mehreren hundert bis zu tausenden Kleinsatelliten mit einer Masse von wenigen 100 kg, für den Aufbau von Kommunikationsnetzwerken im All an. Angesichts des rasanten Fortschritts in der Technologieentwicklung der CubeSats ist anzunehmen, dass zukünftig auch CubeSat-Plattformen für derartige kommerzielle Satellitenschwärme zum Einsatz kommen werden.

Nicht nur im erdnahen Weltraum ist der Einsatz von Kleinsatelliten möglich, sondern ebenfalls für die Erforschung des Sonnensystems. Die NASA demonstrierte am 5. Mai 2018 mit dem Start der beiden 6U CubeSats *Mars Cube One (MarCO)-A* und *MarCO-B*, dass eine interplanetare Mission mit Hilfe von CubeSats möglich ist [11]. Erdnahe Objekte wie Asteroiden und der Mond rücken auch zunehmend in den Fokus der CubeSat Projekte. Das neue US-amerikanische Trägersystem *Space Launch System (SLS)* soll 2021 zusammen mit dem Raumtransporter *ORION* zahlreiche CubeSats auf den Weg Richtung Mond bringen [12].

Zusammenfassend zeigt sich, dass der Einsatz von Kleinsatelliten und insbesondere von CubeSats, zahlreiche Einsatzmöglichkeiten bietet und enorm an Bedeutung gewinnt. Daher kann davon ausgegangen werden, dass die Prognosen eines rasanten Anstiegs der Kleinsatellitenanzahl im erdnahen Weltraum und darüber hinaus höchst zutreffend sind.

1.2 Motivation und Zielsetzung

Die Thermalkontrolle spielt bei der Auslegung eines Raumfahrzeugs eine entscheidende Rolle. Seit dem Start der ersten Raumfahrzeuge vor über 60 Jahren, werden Anstrengungen unternommen, die Komponenten- und Subsystemtemperaturen auf ihre jeweiligen operationellen Temperaturbereiche zu regeln. Die Folgen eines Versagens dieser Temperaturkontrolle wurden bereits sehr früh nach dem Start des zweiten Raumfahrzeugs der Menschheit, schmerzhaft verdeutlicht. So starb das erste Lebewesen, welches jemals die Erde umrundete, die Hündin *Laika*, bereits nach wenigen Stunden im Orbit an Überhitzung [13].

Die Technologien für die Thermalkontrolle von Raumfahrzeugen haben sich in den letzten Jahrzehnten kontinuierlich weiterentwickelt. Es existieren heute zahlreiche zuverlässige Lösungen zur Temperaturregelung, wie beispielsweise Heizelemente, Radiatoren, spezielle Beschichtungen und vieles mehr. Während diese Maßnahmen bei konventionellen Satelliten regelmäßig zum Einsatz kommen, zeigen sich bei Kleinsatelliten und speziell bei den Picosatelliten erhebliche Schwierigkeiten der Integration solcher Techniken. So lassen sich Komponenten für den Temperaturausgleich, wie Radiatoren und Heizelemente, aufgrund der kleinen Außenflächen und der begrenzten Stromversorgung, nur mit erheblichem Aufwand integrieren. Daher spielt die rein passive Thermalkontrolle in der Klasse der Picosatelliten eine entscheidende Rolle.

Während bei den Kleinsatelliten mit einer Masse von mehr als 1 kg die Schwierigkeiten der Thermalkontrolle beherrschbar sind, stellt die geringe thermische Masse bei den leichteren Picosatelliten eine enorme zusätzliche Herausforderung dar. Wegen ihrer geringen Masse unterliegen diese Satelliten auf einem erdnahen Orbit starken Temperaturschwankungen, die mit den verschiedenen schnell wechselnden Beleuchtungsverhältnissen einhergehen. Zusätzlich zu den hohen Temperaturgradienten der einzelnen Außenseiten zueinander, stellt sich eine große Schwankungsbreite der Oberflächentemperaturen ein. Der damit auftretende

thermale Stress kann die mechanischen und auch elektrischen Komponenten des Satelliten zerstören und einen vorzeitigen Systemausfall verursachen. Insbesondere die Akkumulatoren sind, aufgrund ihres begrenzten operationellen Temperaturbereichs, empfindlich gegenüber starken Temperaturschwankungen.

Für ein passives Thermalkontrollsystem kommen die thermischen Oberflächen- und Materialeigenschaften zum Tragen. Da die thermische Masse des Satelliten aufgrund der Designanforderungen nicht einfach erhöht werden kann, lässt sich durch geschicktes Beeinflussen dieser Eigenschaften, die hohe Schwankungsbreite der Komponententemperaturen gezielt steuern.

Diese Dissertation zeigt Lösungen und Maßnahmen zur passiven Temperaturregelung von Picosatelliten auf. Neben der gezielten Beeinflussung der Material- und Oberflächeneigenschaften kommt zusätzlich ein Latentwärmespeicher zum Einsatz. Die Einflussnahme dieses auch als Phasen-Wechsel-Material (engl. Phase Change Material, kurz PCM) bezeichneten Speichermediums wird experimentell untersucht und auf die Anwendbarkeit zur Thermalkontrolle in Raumfahrtprojekten geprüft. Zudem wird die praktische Umsetzung dieses Konzepts anhand der Picosatellitenmission BEESAT-5..8 gezeigt und die bisher gewonnenen In-Orbit Erkenntnisse präsentiert.

Im nachfolgenden Kapitel 2 werden neben den vorherrschenden Umgebungsbedingungen im erdnahen Weltraum, die theoretische Grundlagen des Wärmetransports im All näher erläutert. Des Weiteren wird ein Überblick über bisherige Thermalkontrollsysteme in Kleinsatelliten gewährt.

In Kapitel 3 wird auf die Eigenschaften und Einsatzmöglichkeiten von Latentwärmespeichern eingegangen und welche Rolle diese Materialien in der bisherigen Raumfahrt spielen. Ergänzend dazu zeigt Kapitel 4 die Besonderheiten bei der Thermalkontrolle von Picosatelliten auf und liefert Antworten auf die Fragen:

- Welche Herausforderungen birgt die Entwicklung von Picosatelliten aus thermaler Sicht?
- Wie kann ein Latentwärmespeicher den Temperaturverlauf von Satellitenkomponenten beeinflussen?
- Welche Maßnahmen tragen zur Effizienzsteigerung des Latentwärmespeichers bei?

Kapitel 5 widmet sich anschließend der experimentellen Untersuchung zu dem Einfluss eines Latentwärmespeichers auf eine Vergussmasse und welche Materialien dabei zum Einsatz kommen. Der Aufbau der Testobjekte wird ebenso beschrieben, wie die Auswertung der durchgeführten Thermaluntersuchungen.

Abschließend zeigt Kapitel 6 die praktische Umsetzung des in Kapitel 5 beschriebenen Lösungsansatzes am Beispiel der Picosatellitenmission BEESAT-5..8 der Technischen Universität Berlin. Dabei werden der Aufbau dieser Satelliten und die Ergebnisse der Thermaltests dargestellt.

Die Betrachtung der nach dem Start der baugleichen Flugersatzmuster im 3. Quartal 2019 gewonnenen In-Orbit Erkenntnisse und der Ausblick über weitere Einsatzmöglichkeiten des dargestellten Konzepts schließen diese Dissertation ab. Zusammenfassend lassen sich folgende Ziele dieser Arbeit benennen:

1. die Demonstration des erfolgreichen Einsatzes von Picosatelliten mit einem rein passiven Thermalkontrollsystem,
2. die Realisierung gemäßigter Temperaturumgebungen für empfindliche Satellitenkomponenten mit Hilfe eines Latentwärmespeichers,
3. die Effizienzsteigerung eines auf Latentwärmespeicher basierenden Thermalkontrollsystems durch konstruktive Optimierungsmaßnahmen.

2 Einführung und Grundlagen zu Thermalsystemen

Im alltäglichen Leben begegnet den Menschen auf der Erde die Regulierung von thermischen Umgebungsbedingungen nahezu permanent. Sei es in Fahrzeugen bei der Einstellung der Innenraumtemperatur, Funktionskleidung die ein Frieren oder Schwitzen reduziert oder in Gebäuden bei Heiz- oder Kühlsystemen. Bei all diesen Anwendungsfällen geht es zumeist darum, die Umgebungstemperaturen in einem für Lebewesen definierten Temperaturbereich zu halten. Darüber hinaus gibt es insbesondere auf dem Gebiet der Elektrotechnik, Einsatzfelder in denen Komponententemperaturen oder ganze Baugruppen in engen Betriebsgrenzen gehalten werden müssen, beispielsweise von Energiespeichern. In Umgebungen mit extremen, stark wechselnden Thermaleinflüssen wie dem Weltraum, sind für die Einhaltung dieser Betriebsgrenzen große Anstrengungen erforderlich. Während im Inneren von Raumfahrzeugen noch gemäßigte Komponententemperaturen auftreten können, unterliegen die Oberflächentemperaturen außenliegender Bauteile sehr großen Temperaturschwankungen. So ist es nicht ungewöhnlich, dass externe Komponenten, wie beispielsweise Solarzellen, Temperaturen von $-160\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+120\text{ }^{\circ}\text{C}$ ausgesetzt sind [4].

Allgemein bezeichnet man nach [4] die Thermalkontrolle in Raumfahrzeugen, als das Bestreben nach dem Einhalten der thermisch zulässigen Temperaturgrenzen von mechanischen, elektrischen und elektronischen Komponenten.

2.1 Theoretische Grundlagen zur Wärmeübertragung im All

Je nach Missionskonzept unterscheidet sich für Raumfahrzeuge die Weltraumumgebung hinsichtlich ihrer thermalen Umgebungsbedingungen. So gelten auf Deep-Space Missionen andere Einflussfaktoren, als beispielsweise im erdnahen Raum. In der Nähe von Himmelskörpern, wie der Erde, beeinflussen, je nach Entfernung zum Zentralgestirn verschieden gewichtet, drei wesentliche äußere Faktoren den Thermalhaushalt von Raumfahrzeugen, wie in Abbildung 1 dargestellt. Diese Einflüsse stellen sich wie folgt dar [14]:

1. die direkte Einstrahlung des Sterns auf das Raumfahrzeug
2. die Reflexion von der Oberfläche des Himmelskörpers (Albedo)
3. die Eigenstrahlung des Himmelskörpers

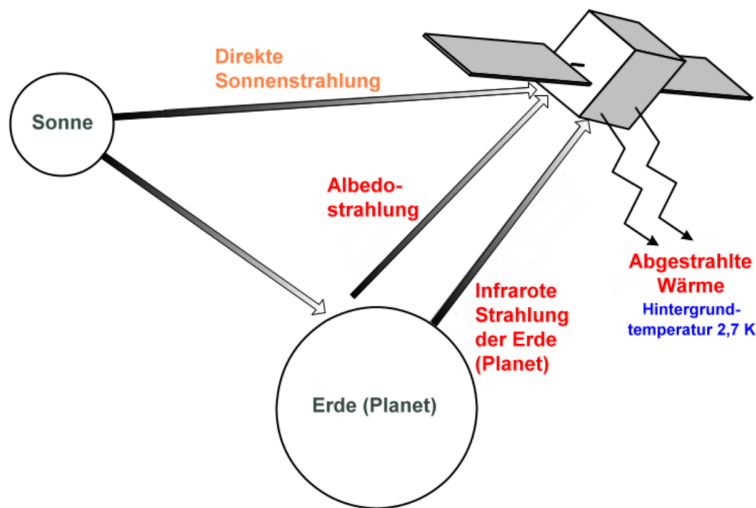


Abbildung 1: Strahlungseinfluss im erdnahen Orbit [4]

Bei der Wärmeübertragung spricht man im Allgemeinen von dem Energietransport zwischen festen Stoffen, Flüssigkeiten oder Gasen. Der Energiefluss erfolgt dabei von Bereichen hoher Energie und damit hoher Temperatur, hin zu Bereichen niedriger Energie und Temperatur [14]. Die Übertragung der Wärmeenergie findet je nach Umgebungsbedingungen meistens in Kombination von Wärmeleitung, Konvektion und Wärmestrahlung statt.

2.1.1 Wärmeleitung

Als Wärmeleitung bezeichnet man den molekularen Transport von kinetischer Energie innerhalb fester, flüssiger oder gasförmiger Stoffe aufgrund von Temperaturgradienten [4]. Im Vakuum ist diese Form der Wärmeübertragung demnach nur innerhalb eines Raumfahrzeuges möglich.

Die Wärmeleitung und das Maß des Wärmestroms zwischen sich berührenden Feststoffen, ist von der Art und Flächengröße der Kontaktierung, der Kontaktdauer, den Materialeigenschaften und der Temperaturdifferenz der austauschenden Körper abhängig. Daher gilt für die stationäre Wärmeleitung durch eine ebene Wand (Abbildung 2 mit $T_1 > T_2$) nach dem Fourierschen Gesetz für den Wärmestrom $\dot{Q}$ [4] [14]:

$$\dot{Q} = \kappa \cdot A \cdot \frac{\Delta T}{\Delta s} \quad (1)$$

Mit

- κ Wärmeleitfähigkeit des Materials [W/(m·K)]
- A Querschnittsfläche [m²]
- ΔT Temperaturdifferenz [K]
- Δs Materialstärke [m]

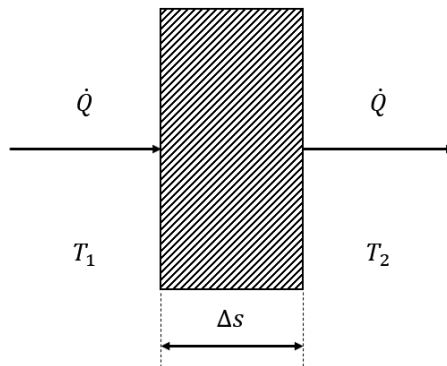


Abbildung 2: Wärmeleitung durch ebene Wand [14]

In der Realität beeinflusst jedoch der sogenannte thermische Kontaktwiderstand den perfekten Wärmeübergang zwischen sich berührenden Körpern. Deren Oberflächen besitzen eine Rauigkeit, die je nach Bearbeitung unterschiedlich stark ausgeprägt ist. Aufgrund dieser Rauigkeit liegt wie in Abbildung 3 dargestellt

kein vollflächiger Kontakt vor. Die Kontaktfläche lässt sich jedoch durch verschiedene Maßnahmen maximieren. Neben der Glättung der Oberflächen, spielt der Anpressdruck eine große Rolle. Bei steigendem Druck wird das Material an der Kontaktstelle lokal verformt und die Unebenheiten ausgeglichen. Zusätzlich kann Füllmaterial zum Einsatz kommen, das die Hohlräume zwischen den Kontaktflächen schließt. Darüber hinaus beeinflussen jedoch noch weitere Faktoren, wie die Umgebungstemperatur, den Energieaustausch und erhöhen damit die Komplexität dieser Art des Wärmeübergangs [4], [14].

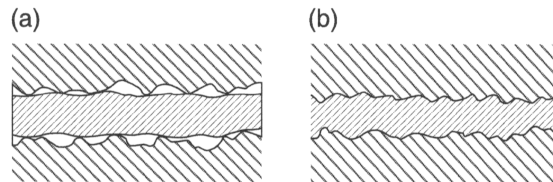


Abbildung 3: Kontaktflächen ohne (a) und mit Füllmaterial (b) [14]

2.1.2 Konvektiver Wärmeübergang

Eine Wärmeübertragung mittels Konvektion benötigt ein flüssiges oder gasförmiges Medium. Auf der Erde sind, bis zu einer Höhe von etwa 150 bis 200 Kilometer, die aerodynamischen Einflüsse der Atmosphäre ein wichtiger Faktor für die Thermalauslegung [15]. Darüber hinaus ist die Restatmosphäre aufgrund ihrer stark abfallenden Dichte als Übertragungsmedium nahezu irrelevant. Die Wechselwirkung mit den noch vorhandenen Atomen und Molekülen ist minimal und kann für das Thermaldesign vernachlässigt werden.

Allerdings kann innerhalb eines Raumfahrzeuges durchaus konvektive Wärmeübertragung stattfinden. In der bemannten Raumfahrt und bei Druck beaufschlagten Transportkapseln, findet ein Wärmeaustausch über die eingeschlossene Luft statt. Bei Satelliten kann ein Thermalkontrollsystem erforderlich sein, das mit sogenannter erzwungener Konvektion arbeitet. In Radiatoren wird das wärmeübertragende Medium mittels zugeführter Energie in Bewegung versetzt, um den Wärmeaustausch zu gewährleisten [4].

2.1.3 Wärmestrahlung

Diese Art der Wärmeübertragung geschieht mittels elektromagnetischer Wellen und unterscheidet sich damit maßgeblich von der Wärmeleitung und Konvektion. Das Spektrum der elektromagnetischen Wellen, zu dem neben der Wärmestrahlung auch das sichtbare Licht gehört, erstreckt sich, wie auszugsweise in Abbildung 4 dargestellt, über einen großen Bereich. Der Bereich der Wärmestrahlung bezieht sich in etwa auf eine Wellenlänge $\lambda = 0,1 - 1000 \mu\text{m}$ und schließt das sichtbare Spektrum mit ein. Die auf ein Raumfahrzeug einwirkende Solarstrahlung, sowie die reflektierte Albedostrahlung liegen dabei im sichtbaren Bereich, während die Eigenstrahlung des Planeten im Infrarotbereich liegt.

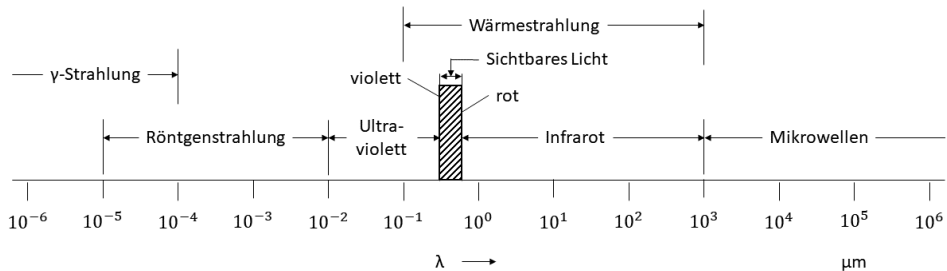


Abbildung 4: Spektrum der elektromagnetischen Wellen [16]

Der Wärmeaustausch zwischen Satellit und Weltraumumgebung erfolgt im Vakuum nur über Wärmestrahlung. Dabei wird ein Teil der einwirkenden Strahlung von dem Körper absorbiert, gleichzeitig gibt er aber auch Wärmestrahlung ab. Dieser Zusammenhang zwischen dem Absorptionsvermögen α und dem Emissionsvermögen ϵ wird durch das Kirchhoffsche Strahlungsgesetz allgemein beschrieben als [16]:

$$\epsilon_{\lambda} = \alpha_{\lambda} \quad (2)$$

Demzufolge entspricht bei gegebener Wellenlänge und vorherrschendem thermischen Gleichgewicht von Körper und Strahler bzw. Umgebung, der Grad der Emission dem der Absorption, ein guter Emittor absorbiert also auch entsprechend gut.

Die emittierte Leistung P_ϵ eines Körpers berechnet sich mit Hilfe des Stefan-Boltzmann-Gesetz [4] wie folgt:

$$P_\epsilon = \sigma \cdot \epsilon \cdot A \cdot T^4 \quad (3)$$

Mit

- $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$ Stefan-Boltzmann-Konstante
- ϵ Emissionsgrad
- A Fläche $[\text{m}^2]$
- T Temperatur $[\text{°C}]$

Für die absorbierte Leistung P_α gilt nach [4]:

$$P_\alpha = \alpha \cdot S \cdot A_p \quad (4)$$

Mit

- α Absorptionsgrad
- S Bestrahlungsstärke $[\text{W}/\text{m}^2]$
- A_p projizierte Fläche $[\text{m}^2]$

Die Werte für Absorption und Emission sind entscheidend von den Oberflächeneigenschaften abhängig. Darüber hinaus sind einige Materialien durchlässig für Wärmestrahlung. Grundsätzlich gilt für alle Strahlen, die auf einen Körper treffen, dass diese entweder absorbiert, reflektiert oder durchgelassen werden. Aus dem Energieerhaltungssatz gilt daher [15]:

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (5)$$

Mit

- α solarer Absorptionsgrad
- ρ Reflexionsgrad
- τ Transmissionsgrad

Dabei gilt für die folgenden idealisierten Fälle nach [17]:

Tabelle 2: Theoretische Grenzfälle

	Absorptions- grad α	Reflexions- grad ρ	Transmissions- grad τ
Schwarzer Körper	1	0	0
Idealer Spiegel	0	1	0
Diathermaner Körper	0	0	1

Die Transmission spielt bei der Thermalauslegung von Raumfahrzeugen eine untergeordnete Rolle, da die meisten eingesetzten thermisch relevanten Materialien im Spektrum der Wärmestrahlung undurchlässig sind [14].

2.2 Umgebungsbedingungen im niederen Erdorbit

Bei einer zirkularen Umlaufbahn eines Raumfahrzeuges um die Erde, spricht man in einem Höhenbereich bis etwa 1000 Kilometer von einem niederen Erdorbit (engl. Low Earth Orbit, kurz LEO) [18]. Da auf diesem Orbit Bildaufnahmen mit hoher Auflösung möglich sind, ist er für Raumfahrzeuge zur Erdbeobachtung sehr interessant. So befindet sich beispielsweise auch die Internationale Raumstation (ISS) auf einem niederen Erdorbit in etwa 400 Kilometern Höhe. Darüber hinaus gibt es zahlreiche weitere Orbits, von denen die bekanntesten wie folgt definiert sind [4], [18]:

Tabelle 3: Übersicht ausgewählter Satellitenorbits

Bahnbezeichnung	Einsatzzweck	Orbithöhe	Beispielmission
LEO (Low Earth Orbit)	Erdbeobachtung	160 bis 1000 km	SAR-Lupe
MEO (Medium Earth Orbit)	Navigation	1000 bis 35786 km	Galileo
HEO (Highly Elliptical Orbit)	Kommunikation	hunderte bis > 100000 km	Molnija
GTO (Geostationary Transfer Orbit)	Einschussorbit von Satelliten	wenige 100 bis 35786 km	ASTRA
GEO (Geostationary Orbit)	Kommunikation	35786 km	ASTRA

Aufgrund der relativ einfachen Erreichbarkeit des LEOs, ist dieser für Kleinsatelliten höchst interessant. Satelliten benötigen dort höhenabhängig zwischen 90 und 105 Minuten für eine Umrundung der Erde und bewegen sich dabei mit einer Geschwindigkeit von ungefähr 7,8 km/s fort [15], [18]. Dadurch erleben sie permanent einen Wechsel zwischen Sonnenphase und Schattenphase, die auch Eklipse genannt wird. Diese Phasen sind allerdings nicht gleichmäßig verteilt, so dauert die Sonnenphase auf einem typischen niederen Erdorbit ungefähr 60 Minuten, während die Eklipse etwa 30 Minuten andauert [15]. Die dabei auftretenden unterschiedlichen Beleuchtungs- und Strahlungsverhältnisse tragen einen Großteil zur Thermalbilanz eines Raumfahrzeugs bei.

Neben den thermischen Einflüssen, charakterisiert sich die Weltraumumgebung im LEO nach [4], [19] zusätzlich durch:

- *Elektromagnetische Strahlung:*

Bei erdnahen Raumfahrzeugen kommen als Quelle von elektromagnetischer Strahlung hauptsächlich Sonne und Erde infrage. Die Wärmestrahlung unterteilt sich in drei Faktoren:

- *Direkte Sonnenstrahlung*

Die Intensität liegt bei einem Abstand von einer Astronomischen Einheit (AE) gemittelt bei 1367 W/m^2 und wird als Solarkonstan-

te bezeichnet. Der genaue Wert schwankt mit der jahreszeitlichen Entfernungsänderung von Erde und Sonne zwischen 1322 W/m^2 und 1414 W/m^2 . Neben den thermischen Aspekten wird mit Hilfe von Solarzellen elektrische Energie aus der Solarstrahlung gewonnen, die somit für einen Großteil aller Raumfahrzeuge die Grundlage der Energieversorgung darstellt.

- *Erdalbedo*

Das Maß der reflektierten solaren Strahlung ist stark von der beschienenen Oberfläche abhängig und schwankt zwischen 0,05 und 0,6. Als gemittelter Wert wird zumeist ein Reflexionsgrad von 0,3 verwendet.

- *Eigenstrahlung der Erde*

Vom Planeten selbst emittierte Infrarotstrahlung, für deren Intensität ein Mittelwert von 230 W/m^2 angenommen wird.

- *Teilchenstrahlung:*

Im Weltraum ist jeder Körper einer stetigen Teilchenstrahlung ausgesetzt. Diese führt zu elektrischen Aufladungen und Degradation von Materialoberflächen. In der bemannten Raumfahrt kann diese Strahlung zu strahlungsbedingten Gesundheitsschäden führen. Als Quellen dieser energiereichen Teilchenstrahlung kommen infrage [4]:

- *Strahlengürtel*

Der Van-Allen-Gürtel besteht aus einer inneren und äußeren Strahlungszone. Der innerste Strahlungsbereich kommt der Erde im Gebiet der südatlantischen Anomalie bis auf etwa 500 Kilometer nahe.

- *Solare Ereignisse*

Sonneneruptionen und koronale Massenauswürfe verursachen kurzzeitige extreme Strahlungsspitzen, die Systemausfälle hervorrufen können.

- *kosmische Teilchenstrahlung*

Galaktische Teilchenstrahlung ist sehr energiereich, besitzt dafür aber nur eine relativ geringe Intensität.

- *Sekundäre Teilchenstrahlung*

Hervorgerufene Strahlung aufgrund der Wechselwirkungen beim Auftreffen der galaktischen Teilchenstrahlung auf die Atmosphäre.

- *Vakuum:*

Aufgrund des sehr niedrigen Umgebungsdrucks im LEO treten eine Reihe von physikalischen Effekten auf. Dazu gehören:

- *Keine Konvektion zwischen Raumfahrzeug und Weltraumumgebung*

Der Wärmeaustausch des Raumfahrzeugs mit seiner Umgebung erfolgt nahezu vollständig mittels Wärmestrahlung.

- *Ausgasung und Sublimation*

Von Materialoberflächen absorbierte Gase und Teilchen verflüchtigen sich bei niedrigen Drücken. Diese Bestandteile können sich auf empfindlichen Oberflächen absetzen und damit deren Funktionalität beeinträchtigen.

- *Kaltverschweißen*

Durch Verflüchtigung schützender Gasschichten verstärkt sich die Neigung zur Kaltverschweißung an metallischen Kontaktstellen.

- *Änderung von Materialeigenschaften*

Einige Materialeigenschaften verbessern sich unter Hochvakuum. Dieses Verhalten ist Gegenstand aktueller Forschungen.

- *Kosmische Hintergrundstrahlung:*

Für das Thermalsystem stellt die Weltraumumgebung, aufgrund der sehr niedrigen Temperatur $T = 2,7$ Kelvin [4], zumeist eine Wärmesenke dar. Für empfindliche Weltraumteleskope die nahe des absoluten Nullpunkts arbeiten, wie beispielsweise *Herschel* und *Planck*, stellt die Temperatur der kosmischen Hintergrundstrahlung jedoch auch eine Störquelle dar [4], [20].

- *Gravitation und Magnetfelder:*

Aufgrund der annähernden Schwerelosigkeit im LEO, auch als Mikrogravitation bezeichnet, können Strukturen in extremer Leichtbauweise ausgelegt sein. Die Anforderungen an Steifigkeit und Festigkeit basieren in erster Linie auf den Startbelastungen. Für Flüssigkeiten, wie beispielsweise Treibstoffe, müssen allerdings spezielle Maßnahmen ergriffen werden, um die Schwerelosigkeit auszugleichen.

Das Erdmagnetfeld übt ebenfalls Einfluss auf Raumfahrzeuge aus. Zum einen wird aufgrund der Bewegung des Raumfahrzeugs im Magnetfeld eine Spannung induziert, die zu ungewollten Stromflüssen führen kann. Zum anderen richten sich magnetische Komponenten am Erdmagnetfeld aus und beeinflussen somit das Lageregelungssystem.

- *Restatmosphäre:*

Im erdnahen Weltraum übt die Restatmosphäre einen aerodynamischen Widerstand auf Raumfahrzeuge aus und bremst sie ab. So muss beispielsweise die Internationale Raumstation regelmäßig auf ihrer Bahn angehoben werden. Des Weiteren verursacht der atomare Sauerstoff in der Restatmosphäre eine Degradation von Materialoberflächen [21].

- *Weltraummüll:*

Mittlerweile stellt die Menge an künstlich in den Weltraum beförderter Objekte und Kleinstteile, die sich um die Erde bewegen, eine Bedrohung für die Raumfahrt dar. Aufgrund ihrer sehr hohen Geschwindigkeiten verursachen bereits Kollisionen mit kleinsten Teilen, große Schäden. Daher sind mittlerweile bei kritischen Raumfahrtmissionen, wie der bemannten Raumfahrt, zusätzliche Schutzmaßnahmen wie Abschirmungen notwendig.

2.3 Notwendigkeit von Thermalkontrollsystemen in Raumfahrzeugen

Raumfahrzeuge die sich auf einem erdnahen Orbit bewegen, unterliegen einem permanenten Wechsel von Sonnen- und Schattenphasen. Damit gehen zumeist erheblichen Schwankungen der Oberflächentemperaturen einher. Dieser thermale

Stress kann zu Beschädigungen und Ausfällen von strukturellen und elektrischen Komponenten führen. Aufgrund ihrer relativ geringen thermischen Masse sind insbesondere Kleinsatelliten von großen Temperaturschwankungen betroffen. Daher müssen Maßnahmen zur Begrenzung von zu hohen, als auch zu tiefen Temperaturspitzen in gefährdeten Baugruppen ergriffen werden. Bei planetaren Missionen kommen der Einfluss von Raumkörpern, mit ihren eigenen Umgebungsbedingungen und die Strahlungsbedingungen des Fluges im freien Raum hinzu. Zusammengefasst lassen sich die kritischen Einflussfaktoren nach [15] wie folgt definieren:

Tabelle 4: Kritische Einflussfaktoren für das Thermaldesign

Missionstyp	Kritische Einflussgrößen
erdnaher Orbit	- Orbit (z.B. Orbithöhe, Exzentrizität, Inklination, Perigäumsabstand, maximale Eklipsendauer) - Art der Lage und Bahnkontrolle, Orientierung des Raumfahrzeuges (3-Achsen stabilisiert, drallstabilisiert, sonnenorientiert, erdorientiert) - Relativbewegung von Flugkörperteilen (z.B. Solargenerator, Antennen, Module) im Bezug auf das Gesamtsystem zur Berücksichtigung von Abschattungseffekten - Orbitmanöver (Rendezvous und Docking)
planetare Missionen	- Transferbahn (thermische Einstrahlbedingungen, Ausrichtung, kalte Umgebung, Strahlung) - Art der Lage und Bahnkontrolle (3-Achsen stabilisiert, drallstabilisiert) - Bahnmanöver (Swing-by, atmosphärischer Eintritt)

Bei den Thermalkontrollsystemen (engl. Thermal Control System, kurz TCS) unterscheidet man zwischen aktiven und passiven Systemen. Bei den passiven Thermalsystemen kommen hauptsächlich die Effekte der Wärmeleitung und Wärmestrahlung zum Tragen. Aktive Thermalkontrollsysteme kommen dann zum Einsatz, wenn große Mengen an Wärmeenergie abgeführt oder verteilt werden müssen oder passive Systeme unzureichend sind. Abhängig des zur Verfügung

stehenden Bauraums und elektrischer Energie, kommt zumeist eine Kombination passiver und aktiver Thermalkontrollsysteme zum Einsatz.

2.3.1 Passive Thermalkontrollsysteme

Passive Thermalkontrollsysteme werden aufgrund ihrer geringen Komplexität und niedrigen Kosten häufig in Kleinsatelliten, wie CubeSats eingesetzt. Dabei werden Oberflächeneigenschaften hinsichtlich ihrer Strahlungseigenschaften optimiert und Wärmeleitpfade zur gewünschten Wärmeverteilung definiert. Zu den gängigsten Maßnahmen zur passiven Thermalkontrolle gehören [15]:

- Selektive Oberflächen, beispielsweise bei Solarabsorbern erforderlich, besitzen hohe Absorptionseigenschaften bei niedrigen Emissionswerten
- Second Surface Mirror (SSM), werden auf Radiatoren eingesetzt und zeichnen sich durch eine niedrige Absorption bei hohen Emissionswerten aus
- Superisolationen, wie Multi-Layer-Insulation (MLI), werden zur Reduzierung des Wärmeflusses eingesetzt, um hohe Temperaturschwankungen zu begrenzen
- Thermische Füllstoffe (engl. Thermal Filler), dienen zur Verbesserung der Wärmeleitung an Kontaktstellen und werden bei hoch dissipierenden Komponenten zur effizienten Wärmeabfuhr eingesetzt
- Latente Wärmespeicher, nehmen bei einem Phasenübergang von fest zu flüssig Wärmeenergie auf, respektive geben sie ab, dies bei einer festen Phasenwechseltemperatur und konstant bleibender Eigentemperatur
- Radiatorflächen, verfügen über hohe Emissionswerte und strahlen zugeführte Wärmeenergie effizient in den freien Raum ab
- 2-Phasen Heat Pipes, übertragen die Wärmeenergie durch einen Phasenwechsel der Trägerflüssigkeit mittels Verdampfung und Kondensation

2.3.2 Aktive Thermalkontrollsysteme

Aktive Thermalkontrollsysteme sind zum einen sehr effizient, zum anderen können solche Systeme zielgerichtet und nach Bedarf aktiviert werden. Sie kommen insbesondere bei konventionellen Satelliten und großen Raumfahrzeugen, wie beispielsweise der ISS zum Einsatz. Typische Maßnahmen zur aktiven Thermalkontrolle sind [15]:

- Blendensysteme (engl. Louvers), gewähren in geöffnetem Zustand das Abstrahlen der darunterliegenden Radiatoren, im geschlossenen Zustand wird die Wärmeenergie von den Lamellen zurückreflektiert
- Kühlplatten, flüssigkeitsdurchströmte Wärmetauscher, die eine direkte Montagefläche für Bauteile bieten und durch Wärmeleitung Energie an die Kühlflüssigkeit abgeben
- Gepumpte Heat Pipes, ermöglichen den Wärmetransport in einem flüssigen Speichermedium mittels erzwungener Konvektion, zumeist in Verbindung mit Kühlplatten eingesetzt
- Elektrische Heizer, sind erforderlich wenn kritische Tieftemperaturen vermieden werden müssen und passive Thermalkontrollmaßnahmen oder Dissipationswärme nicht ausreichen

3 Beschreibung von Latentwärmespeichern

Latentwärmespeicher stellen eine besondere Form von Wärmespeichern dar, die sich durch hohe Speicherdichten bei geringen Temperaturänderungen auszeichnen. Während sensible Wärmespeicher bei der Aufnahme und Abgabe ihrer Wärmeenergie eine mess- und fühlbare Temperaturänderung aufweisen, besitzen Latentwärmespeicher, wie in Abbildung 5 dargestellt, einen definierten Temperaturbereich, in dem ihre Temperatur über eine gewisse Zeitspanne, trotz zugeführter oder abgegebener Wärmeenergie, nahezu konstant bleibt. Daher spricht man von einem latenten Wärmespeicher. Die Energiespeicherung geschieht aufgrund der Phasenumwandlung des Speichermediums, weswegen diese Materialien auch als Phasen-Wechsel-Material bezeichnet werden. Die Änderung des Aggregatzustands eines Mediums benötigt sehr viel Wärmeenergie oder setzt Energie frei. So ist beispielsweise für das Schmelzen von 1 kg Wassereis bei 0°C zu 1 kg Wasser bei 0°C die gleiche Wärmeenergie notwendig, wie für das Erwärmen von 1 kg Wasser von 1°C auf ungefähr 80°C [22].

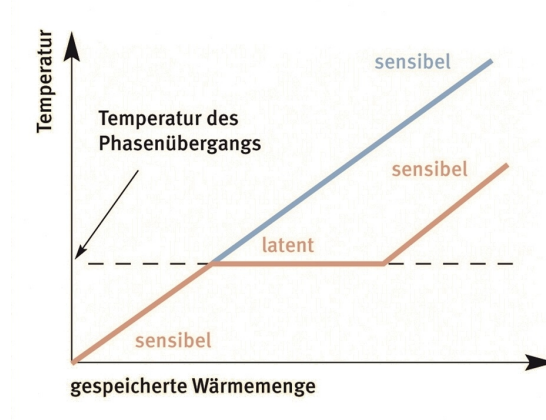


Abbildung 5: Vergleich von sensibler und latenter Wärmespeicherung [23]

Die Latentwärme eines Stoffes, also die gespeicherte Wärmeenergie, wird auch innere Energie genannt und beschreibt die Bindungsenergie der Stoffmoleküle. Um diese Bindungen aufzulösen, muss Energie zugeführt werden. Dabei ändert sich der Aggregatzustand des Stoffes bei nahezu konstanter Temperatur.

3.1 Arten von Latentwärmespeichern

Bei einem Latentwärmespeicher wird zumeist der Phasenwechsel von fest zu flüssig genutzt, da dies technisch besser beherrschbar ist, als der Phasenwechsel flüssig zu gasförmig, aufgrund der dabei auftretenden sehr hohen Volumenänderungen. Das Speichermedium für einen Latentwärmespeicher soll nach [24], [25] und [26] folgende wesentliche Eigenschaften aufweisen:

- hohe spezifische Schmelzenthalpie h
- Übereinstimmung der Arbeits- und Schmelztemperatur T_A und T_S
- hohe spezifische Wärmekapazität c_p in fester und flüssiger Phase
- hohe Wärmeleitfähigkeit κ
- gutes Kristallisationsverhalten
- hohe Zyklenstabilität
- geringe relative Dichteänderung $\Delta\rho$ und Volumenänderung ΔV
- geringer Dampfdruck
- toxikologische Unbedenklichkeit
- gute Verarbeitungsmöglichkeiten
- kostengünstig

Diese Kriterien werden beispielsweise von Wasser sehr gut erfüllt. Daher kommt es seit langer Zeit als Latentwärmespeicher zum Einsatz. Bereits seit Jahrhunderten wird gefrorenes Wasser in Form von Eisblöcken zur Kühlung von Lagerräumen genutzt.

Materialien, die darüber hinaus als Latentwärmespeicher infrage kommen, sind zahlreich und vielfältig. In Abbildung 6 sind typische Materialklassen zur latenten Wärmespeicherung mit ihrer Schmelztemperatur und Schmelzenergie dargestellt.

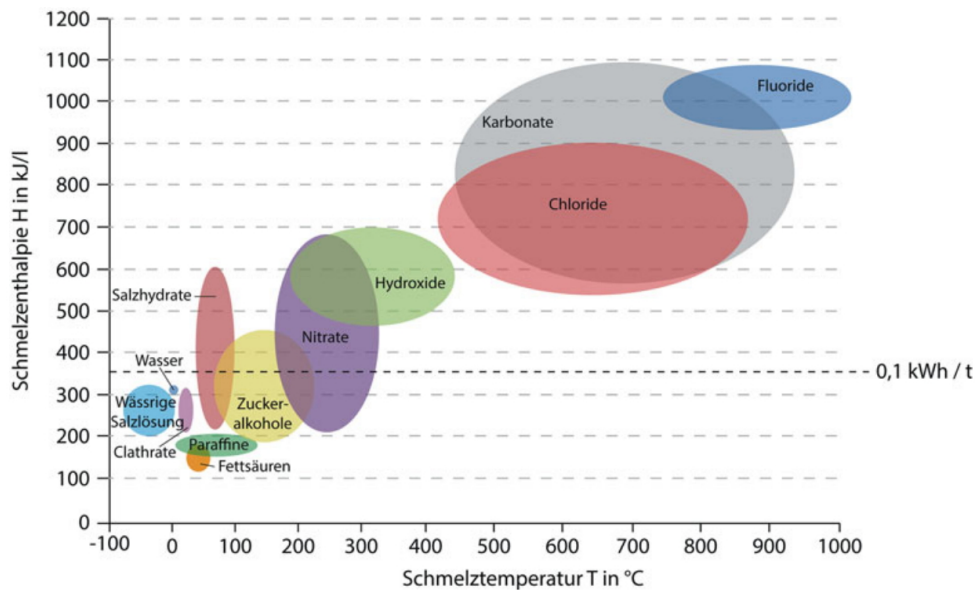


Abbildung 6: Übersicht von Materialklassen latenter Wärmespeicher [26]

Gängige und weit verbreitete Materialien für Latentwärmespeicher sind Salzwasserlösungen, Paraffine und Salzhydrate. Diese Phasen-Wechsel-Materialien werden anhand ihrer Schmelztemperaturen wie folgt klassifiziert [25]:

- Eutektische Salz-Wasser-Lösungen für $T < 0^\circ\text{C}$
- Paraffine für $0^\circ\text{C} < T < 150^\circ\text{C}$
- Salzhydrate für $0^\circ\text{C} < T < 130^\circ\text{C}$

Die Klasse der eutektischen Salz-Wasser-Lösungen ist zur Kältespeicherung, beispielsweise in Form von sogenannten *Kühl-Akkus*, weit verbreitet [27]. Paraffine und Salzhydrate unterscheiden sich anhand ihrer organischen, beziehungsweise anorganischen Verbindungen und werden noch weiter in Nichtparaffine sowie Metalle unterteilt. Nachfolgende Tabellen 5 und 6 beschreiben die wesentlichen Merkmale dieser Phasen-Wechsel-Materialien [28]:

Tabelle 5: Vor- und Nachteile von organischen Phasen-Wechsel-Materialien

organische	Paraffine	Vorteile
		-in weitem Temperaturbereich verfügbar -chemisch stabil und inert -hohe Schmelzwärme -keine oder geringfügige Unterkühlung -nicht korrosiv
		Nachteile
		-geringe Wärmeleitfähigkeit -leicht entflammbar -hohe Kosten für reine Paraffine -unverträglich mit Kunststoffbehältern
	Nichtparaffine	Vorteile
		-hohe Schmelzwärme -keine oder geringfügige Unterkühlung
		Nachteile
		-geringe Wärmeleitfähigkeit -entflammbar -Instabilität bei hohen Temperaturen

Tabelle 6: Vor- und Nachteile von anorganischen Phasen-Wechsel-Materialien

anorganische	Salzhydrate	Vorteile
		-scharfer Schmelzpunkt -hohe Wärmeleitfähigkeit -hohe Schmelzwärme pro Volumeneinheit -geringe Volumenveränderung -geringe Kosten
		Nachteile
		-Phasentrennung -geringe Zyklenstabilität -Unterkühlung -Korrosivität
	Metalle	Vorteile
		-scharfer Schmelzpunkt -hohe Wärmeleitfähigkeit -geringe Volumenveränderung
		Nachteile
		-korrosiv -mögliche Umwelttoxizität

3.2 Einsatzmöglichkeiten von PCM zur Temperaturregulierung

Latentwärmespeicher besitzen die Fähigkeit eine sehr große Menge an Wärmeenergie in einem begrenzten Temperaturbereich zu speichern. Dadurch reduzieren sich die Energieverluste im Vergleich zu sensiblen Wärmespeichern. Aufgrund der nahezu konstanten Temperatur während der Energieaufnahme oder -abgabe, bildet sich keine Temperaturdifferenz und damit einhergehend kein Wärmeeintrag in die Umgebung. Allerdings ist die technische Umsetzung latenter Speicherkonzepte aufwendiger und kostspieliger als die sensibler Speicher.

Latentwärmespeicher auf Paraffinbasis kommen vermehrt zur Thermalkontrolle von Büro- und Wohngebäuden zum Einsatz. Aufbereitet in Pulverform, lässt sich dieser Wärmespeicher leicht in verschiedene, im Baugewerbe zum Einsatz kommende, Baustoffe integrieren. Somit besitzen diese Gebäudestrukturen aufgrund der Wärmeaufnahme des sich verflüssigenden Paraffins tagsüber die Eigenschaft, ihre Wandtemperaturen, trotz Sonneneinstrahlung, weitestgehend konstant zu halten. In den kalten Nachtphasen verfestigt sich das Paraffin wieder und gibt dabei die gespeicherte Wärmeenergie ab. Ohne zusätzlichen Energieeintrag erfolgt auf diese Weise eine ressourcenschonende Gebäudeklimatisierung [22], [29].

Neben dem verbreiteten Einsatz im Baugewerbe gibt es zahlreiche weitere Anwendungsfälle für latente Wärmespeicher [28], [29], [30]:

- Taschenwärmer für Bergrettungsteams
- Schussichere Westen mit Körpertemperaturregelung
- Produkte für Wärmetherapien
- Einbringen in Bekleidung, beispielsweise Handschuhe, Jacken, Schlafsäcke, Unterwäsche
- Transportbehälter von temperaturempfindlichen Medikamenten und Nahrungsmitteln
- Kühlakkus
- Warmhalteelemente für die Gastronomie
- Temperaturstabilisierung von IT-Geräten

3.3 Bisheriger Einsatz von PCM in der Raumfahrt

In den vergangenen Jahren wurden auf dem Gebiet der latenten Wärmespeicher große Fortschritte gemacht. Insbesondere die Technologieentwicklung der Mikroverkapselung von Phasen-Wechsel-Materialien, hat das Einsatzspektrum dieser Wärmespeicher enorm erweitert. Auch in der Raumfahrt und zunehmend bei den CubeSats, kommen seit einigen Jahren Latentwärmespeicher in verschiedenen Formen für die Thermalkontrolle zum Einsatz.

Nachfolgend sind einige Umsetzungsmöglichkeiten für Raumfahrtmissionen erläutert, bei denen latente Wärmespeicher vorgesehen wurden.

1. Am 18. April 2017 wurde der von der NASA entwickelte 3U CubeSat *IceCube* zur Internationalen Raumstation befördert und einige Tage später ausgesetzt. Die primäre Missionsaufgabe bestand darin, sogenannte *Ice-Clouds* zu detektieren. Um die Temperaturschwankungen des Instruments einzugrenzen, sind drei massive PCM Platten zur Thermalkontrolle integriert worden. Das dabei eingesetzte Paraffin hatte eine Schmelztemperatur von $+18^{\circ}\text{C}$ und konnte insgesamt 9562 kJ an latenter Wärmeenergie speichern [31].
2. Im Rahmen des CubeSat-Projekts *NEESat* der Florida International University wurde ein PCM basiertes Thermalsystem entwickelt, das mit Hilfe von Heat Pipes den Wärmefluss verschiedener Komponenten reguliert. Ein zentrales Reservoir wird dazu mit einem latenten Wärmespeichermedium gefüllt und mittels aus Kupfer gefertigter Wärmeleiter mit elektronischen Bauteilen verbunden. Durch die Wärmeabgabe und -aufnahme des PCMs wird dabei über die Heat Pipes die Komponententemperatur reguliert [32].
3. Die Firma *Roccor* entwickelte in einer von der NASA geförderten Untersuchung 3D-gedruckte Seitenpaneele aus Aluminium für einen 1U CubeSat, die zur Thermalkontrolle mit PCM gefüllt wurden. Dafür wurde ein 100 mm x 100 mm abmessendes Paneel, mit einer Dicke von 10 mm und einer Wandstärke von 1 mm, dessen Hohlräume mit einem PCM aufgefüllt sind, hergestellt und untersucht [33].

4. Im planetaren CubeSat-Missionskonzept *BOLAS* der NASA zur Erforschung des Erdmondes, ist ähnlich dem Konzept des Satelliten *IceCube*, plattenförmiges PCM zur Thermalkontrolle vorgesehen. Dabei sollen zwei unterschiedliche sogenannte PCM-Packs mit Schmelzpunkten von $+47\text{ }^{\circ}\text{C}$ (Enthalpie 170 kJ/kg) und $+59\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($172,6\text{ kJ/kg}$) zum Einsatz kommen und demonstrieren, dass auf Latentwärmespeicher basierende Thermalkontrollsysteme für erdferne Raumfahrtmissionen geeignet sind [34].

Der bisherige Einsatz von Latentwärmespeichern in der Raumfahrt beschränkt sich somit auf die Verwendung von speziell angefertigten Thermalkomponenten, die zusätzlichen Masse- und Bauraumbedarf in das Gesamtsystem einbringen. Die Möglichkeit der universellen Integration eines mikroverkapselten Phasen-Wechsel-Materials in bereits vorhandene Strukturen oder Komponentenverkleidungen, erlaubt hingegen die zielgerichtete Verwendung in temperatursensiblen Bereichen, ohne weiteren Bauraum zu beanspruchen und macht damit den Einsatz in kleinformatischen Raumfahrtssystemen, wie den Picosatelliten, möglich.

4 Latentwärmespeicher zur Thermalkontrolle von Picosatelliten

Die Thermalkontrolle konventioneller Satelliten basiert zumeist auf einer Kombination von aktiven und passiven Thermalsystemen. Dies ist durch den zur Verfügung stehenden Platz, als auch in der Leistungsfähigkeit des Energieversorgungssystems begründet. Bei den CubeSats in der Picosatellitenklasse sind diese Ressourcen allerdings stark begrenzt. Die Möglichkeit aussenliegende Flächen zur Thermalkontrolle zu nutzen, ist durch den übergeordneten Bedarf an Solarzellenfläche zur Energiegewinnung eingeschränkt. Ebenso ist das elektrische System eines Picosatelliten, durch die limitierten Integrationsmöglichkeiten für Akkumulatoren, sehr schnell durch ein elektrisches Thermalkontrollsystem überfordert.

Erschwerend kommt bei der Auslegung des Thermalkonzepts die geringe thermische Gesamtmasse von weniger als 1 kg hinzu, aufgrund derer große Temperaturschwankungen und -differenzen zwischen bestrahlter und in den freien Raum zeigender Außenseiten auftreten können. Dies stellt einerseits einen erheblichen thermischen Stress der Baugruppen dar, der bei der Auslegung berücksichtigt werden muss. Andererseits kommt mit einer geringen thermischen Masse, auch in Abhängigkeit der verwendeten Materialien, eine verringerte Wärmekapazität des Gesamtsystems einher. Insbesondere in den Schattenphasen im LEO hat dies zur Folge, dass empfindliche Komponenten, wie beispielsweise die Akkumulatoren, schnell kritische Temperaturwerte erreichen, die zu einem Systemausfall führen können. Aus diesem Grund bedarf das Thermaldesign bei Picosatelliten einer starken Berücksichtigung in der Projektplanung, da die Einhaltung der operationellen Komponententemperaturen eine besondere Herausforderung darstellt. So sollte, aufgrund der hohen Temperaturschwankungen der Außenseiten, die Positionierung und konstruktive Anbindung temperatursensibler Bauteile im Inneren des Satelliten stattfinden und verstärkt unter Thermalaspekten betrachtet werden.

4.1 Anforderungen an das Thermalkontrollsystem von Picosatelliten

Aufgrund der Besonderheiten und Bedingungen bei der Auslegung von Picosatelliten, müssen auch die Anforderungen des Thermalkontrollsystems speziell definiert werden.

So sollte das TCS möglichst keine zusätzliche Masse oder Bauraumvolumen beanspruchen. Zusätzliche Komponenten des Thermalsystems, wie Radiatoren oder Heizelemente, reduzieren die ohnehin begrenzte Nutzlastkapazität eines Picosatelliten und verringern damit seinen wissenschaftlichen oder kommerziellen Nutzen.

Aus diesem Grund sollte sich das Thermalkontrollsystem nach Möglichkeit komplett in vorhandene Systeme, wie beispielsweise Strukturen oder Komponentenhalterungen, integrieren lassen. Weiterhin sollte das TCS rein passiv arbeiten, um sich von zusätzlicher Regelungs- und Steuerungselektronik unabhängig zu machen. Einerseits reduziert sich damit das Ausfallrisiko und andererseits wird darüber hinaus keine elektrische Energie beansprucht.

4.2 Einsatz von Latentwärmespeichern bei Picosatelliten

Die Eigenschaft latenter Wärmespeicher, nahezu verlustfrei große Mengen thermischer Energie in einem kleinen Temperaturbereich zu speichern, macht sie für Anwendungsfälle auf Kleinsatelliten äußerst interessant. Mikroverkapseltes PCM beansprucht wenig Integrationsplatz und kann mit Hilfe thermischer Umgebungseinflüsse, wie der Sonneneinstrahlung, als Speichermedium wirken, ohne zusätzliche elektrische Energie zu benötigen. Diese zwei Merkmale stellen die wichtigsten Anforderungen an ein Thermalkontrollsystem für Picosatelliten dar und machen somit den Einsatz von PCM auf diesen Raumfahrzeugen naheliegend.

Mit Hilfe von Phasen-Wechsel-Materialien lässt sich die Wärmekapazität von Baugruppen mit geringer thermischer Masse deutlich erhöhen und damit die Schwankungsbreite von Komponententemperaturen reduzieren. In der Klasse der Picosatelliten besteht die generelle Gefahr einer kritischen Auskühlung der Akkumulatoren. Durch das Einbetten dieser Komponenten in eine Vergussmasse mit hohem PCM-Anteil verringert sich das Risiko eines Systemausfalls. Mit Hilfe der

thermischen Einstrahlung auf das Raumfahrzeug während der Sonnenphase, kann das PCM in der Vergussmasse ohne zusätzliche elektrische Energie verflüssigt werden und speichert somit Wärmeenergie, die während der Abkühlung in der Eklipse wieder abgegeben wird. Aufgrund dieser Plateaubildung in der Abkühlphase, wie in Abbildung 7 dargestellt, wird die Verweildauer von empfindlichen Komponenten in Tieftemperaturbereichen deutlich reduziert.

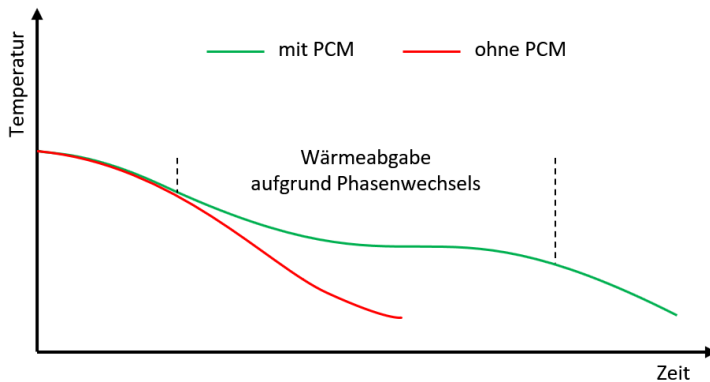


Abbildung 7: Verzögerter Temperaturabfall aufgrund Phasenwechsel

Das Einbringen eines mikroverkapselten Latentwärmespeichermediums in eine selbstständig aushärtende und gießfähige Masse, stellt somit einen innovativen wie auch effektiven Lösungsansatz dar, die Leistungsfähigkeit eines Thermalkontrollsystems signifikant zu steigern und temperatursensible Bauteile von Raumfahrzeugen vor kritischen Temperaturschwankungen zu schützen.

Einen ersten Überblick der zu erwartenden Oberflächentemperaturen von Kleinsatelliten im niederen Erdorbit, gewähren die bisherigen CubeSat Missionen des Instituts für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin. Die Auswertungen der *BEESAT-2* [35] Mission hat gezeigt, dass sich bei einem 1U CubeSat mit einer Masse von annähernd 1 kg, Oberflächentemperaturen von etwa -8°C bis ungefähr $+33^{\circ}\text{C}$ einstellen. Da jedoch die Masse der Picosatelliten unter 1 kg liegt, ist mit einer höheren Schwankungsbreite der Oberflächentemperaturen zu rechnen.

Bei einem Einsatz von latenten Wärmespeichern muss sichergestellt werden, dass der Temperaturbereich der Phasenumwandlung des PCMs komplett durchschritten wird. Anhand der ermittelten Temperaturwerte eines Orbits von *BEESAT-2*

kann davon ausgegangen werden, dass bei einer Schmelztemperatur des PCMs von etwa $+10^{\circ}\text{C}$ eine vollständige Phasenumwandlung gewährleistet ist. Daher wird diese Temperatur als Referenz zur Auswahl eines geeigneten Latentwärmespeichermediums gewählt.

Zusätzlich können durch eine Optimierung der Wärmeübertragungsprozesse im Inneren des Satelliten, gezielt Bereiche thermisch definiert werden. Mit Hilfe von thermischer Isolation empfindlicher Komponenten gegenüber den restlichen Baugruppen, reduzieren sich deren Temperaturschwankungen. Dies geschieht allerdings auf Kosten von höheren Temperaturschwankungen der übrigen Bauteile, da aufgrund der Isolation künstlich thermische Masse zur Wärmespeicherung entzogen wird.

4.3 Auswahl von Paraffin als Phasen-Wechsel-Material

Anhand der für die Klasse der Picosatelliten ermittelten geeigneten Temperatur zur Phasenumwandlung des Latentwärmespeichers von $+10^{\circ}\text{C}$, kommen wie in Kapitel 3.1 erläutert, Paraffine und Salzhydrate als Speichermedien infrage. Zum Vergleich der Vor- und Nachteile dieser beiden Materialklassen, stellen sich die Eigenschaften zur Eignung als Latentwärmespeicher wie folgt dar:

Tabelle 7: Gegenüberstellung von Paraffin und Salzhydraten als Latentwärmespeicher

Paraffine	Vorteile
	-kongruentes Schmelzverhalten
	-geringe Unterkühlung
	-zuverlässig einstellbare Phasenwechseltemperatur
Salzhydrate	-nicht korrosiv
	Nachteile
	-niedrigere Speicherdichten
	-teuer
Salzhydrate	Vorteile
	-hohe Speicherdichten
	-kostengünstig
	Nachteile
	-hohe Unterkühlung
	-inkongruentes Schmelzverhalten
	-korrosiv

Für die in dieser Arbeit durchgeführte Untersuchung wurde Paraffin als Phasen-Wechsel-Material ausgewählt. Dies ist, trotz der höheren Anschaffungskosten und den vergleichsweise etwas niedrigeren Speicherdichten, durch die technisch leichtere Handhabbarkeit begründet. Ebenso spielt die geringere Neigung zur Unterkühlung, sowie die problemlose Möglichkeit zur Mikroverkapselung bei der Auswahl von Paraffin als Speichermedium eine entscheidende Rolle.

Darüber hinaus besitzt Paraffin folgende Eigenschaften:

- wachsartige Konsistenz
- geruchs- und geschmackslos
- entflammbar
- ungiftig
- elektrisch isolierend
- wasserabstoßend

Die Verkapselung von PCM stellt eine permanente, hermetische Ummantelung dar und unterbindet die Wechselwirkung mit der direkten Umgebung, wie beispielsweise eine Vermischung im geschmolzenen Zustand mit einem flüssigen Medium. Man unterscheidet bei der Verkapselung in Makro- und Mikroverkapselung. Während bei der Makroverkapselung Umhüllungen in Größenordnungen von mehreren Zentimetern üblich sind, wird das Speichermedium bei der Mikroverkapselung in eine mikroskopisch kleine Ummantelung von nur wenigen Mikrometern Durchmesser eingebettet. In dieser Form kann es anschließend problemlos in verschiedene Trägermaterialien, wie Farben, Baumaterialien oder Klebmassen eingebracht werden. Des Weiteren erhöht sich durch die Verteilung des PCMs auf eine große Anzahl von Teilchen, die zur Verfügung stehende Wärmeaustauschfläche.

Die Herstellungsverfahren für eine Mikroverkapselung sind vielfältig und in erster Linie von der gewünschten Teilchengröße und dem Anwendungszweck abhängig. Tabelle 8 gibt eine Übersicht gängiger Verfahren und deren Kapseleigenschaften wieder.

Tabelle 8: Herstellungsverfahren und Materialeigenschaften [36]

Verfahren	Kernmaterial	Partikelgröße [μm]
Phasentrennung	fest oder flüssig	2...1200
IFP (Interfacial Polymerization)	fest oder flüssig	2...2000
Sprühtrocknung	fest oder flüssig	6...600
Zentrifugungsverfahren	fest oder flüssig	1...5000
Wirbelbettbeschichtung	fest	35...5000

Das Endprodukt bei der Mikroverkapselung von Phasen-Wechsel-Materialien stellt dabei ein trockenes Pulver oder eine wässrige Kapseldispersion, wie in Abbildung 8 gezeigt, dar und ermöglicht im Zusammenspiel mit einem Trägermedium eine sehr flexible und zielgerichtete Verwendung.

**Abbildung 8:** Wässrige Dispersion und pulverförmiges PCM [22]

4.4 Thermalberechnungen von Phasen-Wechsel-Materialien

Für die Berechnung des Thermalverhaltens während des Phasenwechsels eines Latentwärmespeichers auf Paraffin-Basis muss beachtet werden, dass die Schmelz- und Erstarrungstemperaturen in der Regel nicht exakt übereinstimmen. Wie in Abbildung 9 dargestellt, liegen die Werte für den Phasenwechsel in einem

materialabhängigen Temperaturbereich und es zeigt sich ein Hystereseverhalten mit dem dargestellten Kurvenverlauf.

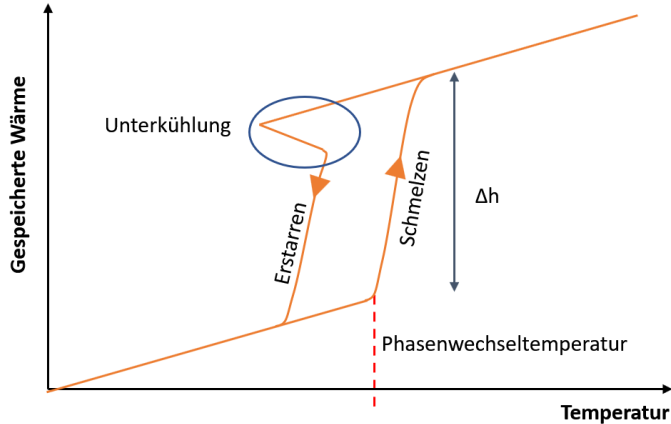


Abbildung 9: Hystereseverhalten von PCM angelehnt an [37]

Während bei einem sensiblen Wärmespeicher von einer gleichbleibenden Wärmekapazität des Speichermediums während der Energiezufuhr ausgegangen werden kann, steigt bei einem Phasenwechsel die Wärmekapazität temporär um ein Vielfaches an. Die damit einhergehende Enthalpieänderung des Paraffins kann näherungsweise mit Hilfe der *ARCTAN*-Funktion beschrieben werden.

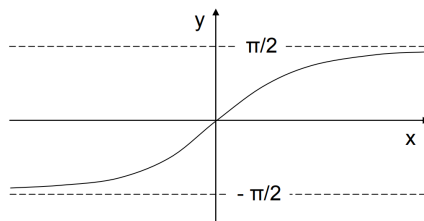


Abbildung 10: *ARCTAN*-Funktion [38]

Die *ARCTAN*-Methode erlaubt zudem die funktionsbasierte Kurvendarstellung der spezifischen Wärmekapazität und die Enthalpieänderung für verschiedene Latentwärmespeichermaterialien in Abhängigkeit der Temperatur.

Für die Thermalberechnungen eines Latentwärmespeichers mit Paraffin als Speichermedium wird zur Vereinfachung ein gemittelter Wert für die spezifische sensible Wärmekapazität $c_{p,sens}$ der flüssigen und festen Phase angenommen. Darüber hinaus werden folgende Eigenschaften definiert:

- Phasenübergangstemperatur $T_{trans} = 10^\circ\text{C}$
- spezifische Schmelzenthalpie $h = 180 \text{ kJ/kg}$
- spezifische sensible Wärmekapazität $c_{p,sens} = 2 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$
- Koeffizient für den Temperaturbereich des Phasenübergangs $C_{MR} = 2$
- Referenztemperatur $T_0 = 0^\circ\text{C}$

Der Enthalpieverlauf h_{par} von Paraffin während des Phasenwechsels lässt sich nach [39] mit Hilfe der *ARCTAN*-Funktion wie folgt beschreiben:

$$h_{par} = h \cdot \left(\frac{\arctan((T - T_{trans}) \cdot C_{MR})}{\pi} + 0,5 \right) + c_{p,sens} \cdot (T - T_0) \quad (6)$$

Die spezifische Wärmekapazität c_p für den Phasenübergang berechnet sich aus:

$$c_p = \frac{h}{\pi \cdot (((T - T_0) \cdot C_{MR})^2 + 1)} + c_{p,sens} \quad (7)$$

Somit zeigt sich, wie in Abbildung 11 dargestellt, ein kurzzeitiger sehr deutlicher Anstieg der Wärmekapazität über den Temperaturverlauf und der Änderung der Enthalpie für den Bereich des Aggregatzustandswechsels.

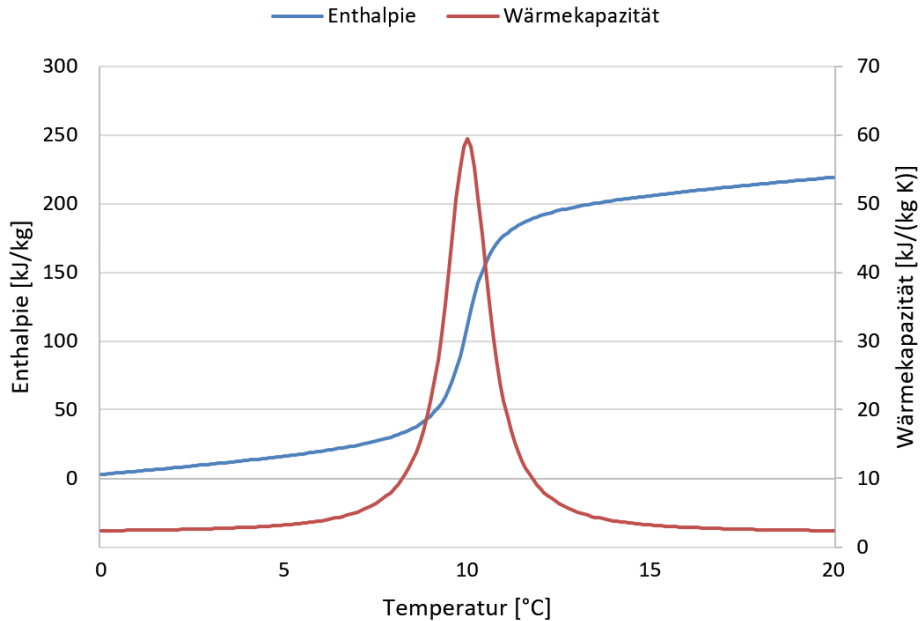


Abbildung 11: Wärmekapazität und Enthalpie über Temperatur

Im direkten Vergleich der gespeicherten thermischen Energie eines sensiblen und latenten Wärmespeichers, zeigt sich der deutliche Unterschied der während des Phasenwechsels ansteigenden Wärmekapazität. Für die gespeicherte Wärme c_m eines Stoffes gilt im Allgemeinen [26]:

$$c_m = c_p \cdot \Delta T \quad (8)$$

Für einen latenten Wärmespeicher wird die Gleichung 8 um die Enthalpie des Phasenübergangs erweitert:

$$c_m = c_p \cdot \Delta T + h \quad (9)$$

Als Funktion über die Temperatur, wie in Abbildung 12 dargestellt, ist im Bereich des Phasenübergangs der Gewinn an Wärmekapazität eines Latentwärmespeichers gegenüber eines sensiblen Wärmespeichers wie Wasser sehr deutlich.

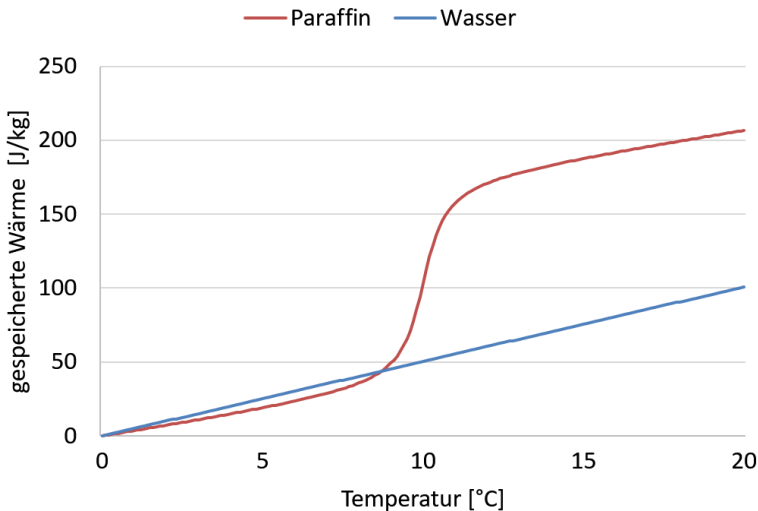


Abbildung 12: Vergleich Wärmekapazität von Paraffin und Wasser [39]

Betrachtet man jedoch ein typisches sensibles Speichermedium wie Wasser mit $c_{p,Wasser} = 4,2 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ über den gesamten Temperaturbereich ohne Phasenwechsel (Wasser $0^\circ\text{C} < T < 100^\circ\text{C}$) zeigt sich, wie in Abbildung 13 veranschaulicht, anhand Gleichung 10, dass der Vorteil eines Latentwärmespeichers nur auf einen beschränkten Temperaturbereich um den Phasenwechsel herum besteht. Bei einer großen Temperaturdifferenz überwiegt die höhere Wärmekapazität von Wasser der des Paraffins mit $c_{p,PCM} = 2 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ [26].

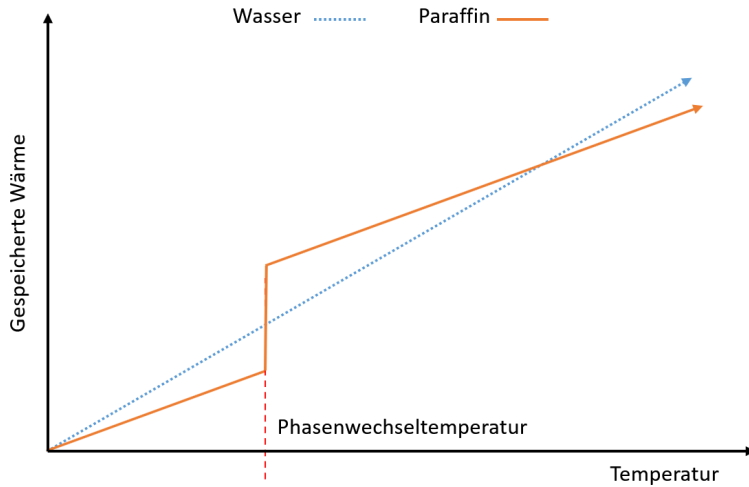


Abbildung 13: Vergleich massespezifischer Wärmekapazitäten angelehnt an [36]

$$\frac{c_{m,PCM}}{c_{m,Wasser}} = \frac{c_{p,PCM}}{c_{p,Wasser}} + \frac{h}{c_{p,Wasser} \cdot \Delta T} \quad (10)$$

Mit

- gemittelte spezifische Wärmekapazität Paraffin $c_{p,PCM} = 2 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
- spezifische Wärmekapazität Wasser $c_{p,Wasser} = 4,2 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
- spezifische Schmelzenthalpie $h = 180 \text{ kJ/kg}$
- Temperaturdifferenz ΔT

Diese Beispielrechnung zeigt, dass bei den gewählten Parametern erst ab einer Temperaturdifferenz von etwa 82,4 Kelvin die Wärmekapazität des sensiblen Wärmespeichers auf Wasserbasis die des latenten Paraffinspeichers überwiegt. In Umgebungen mit geringeren Temperaturschwankungen, besitzen Latentwärmespeicher demnach im Bereich ihrer Phasenwechseltemperatur, ein vielfach höheres thermisches Speichervermögen.

4.5 Konstruktive Maßnahmen zur Thermalkontrolle

Durch eine Optimierung der Wärmeübertragungsprozesse im Inneren des Satelliten, können gezielt einzelne Bereiche und Baugruppen thermisch definiert werden. Dies geschieht zum einen durch das Aufbringen von Oberflächenbeschichtungen, die gewünschte Emissions- und Absorptionseigenschaften besitzen. Zum anderen durch das Definieren von Wärmeleitpfaden, mittels thermischer Isolation und den verwendeten Materialien.

4.5.1 Einfluss von Material- und Oberflächeneigenschaften

Das Thermalkonzept von Kleinsatelliten basiert häufig auf dem passiven Wärmeaustausch aufgrund von Wärmestrahlung und Wärmeleitung. Insbesondere für das Thermaldesign von Nano- und Picosatelliten stellen diese Maßnahmen eine zuverlässige und kostengünstige Lösung dar und sind, aufgrund des begrenzten Energiehaushalts, oftmals der einzige Weg zur Thermalkontrolle. Die Methoden zur Beeinflussung der thermalen Oberflächeneigenschaften von Materialien sind dabei vielfältig. Einfache Maßnahmen, wie das Aufbringen von weißer oder schwarzer Farbschichten, erlauben eine grobe Einstufung in Kühl- oder Heizflächen, während komplexe Oberflächenbeschichtungen, beispielsweise mit Hilfe der PVD und CVD (Physical Vapour Deposition & Chemical Vapour Deposition) -Verfahren, robuste, dünnschichtige und hinsichtlich ihrer thermischen Eigenschaften gut einstellbare Ergebnisse liefern [40].

Der Wärmeaustausch durch Strahlung wird maßgeblich durch die Absorptions-, Emissions-, Reflexions- und Transmissionseigenschaften der Materialien und ihrer Oberflächen definiert. Für die Wärmeleitung spielen wiederum die Kennwerte zur thermischen Leitfähigkeit und die Temperaturdifferenz eine entscheidende Rolle. Abbildung 14 gibt eine Übersicht der gängigsten Oberflächenarten in der Raumfahrt mit ihren thermalen Eigenschaften.

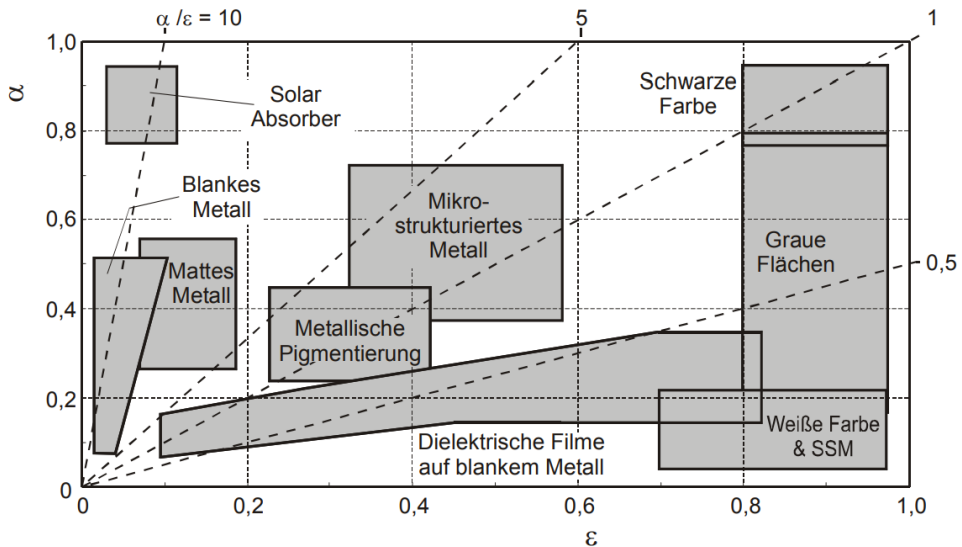


Abbildung 14: Oberflächenarten in der Raumfahrt [15]

4.5.2 Strukturelle Wärmeverteilung

Die Wärmeverteilung zwischen einzelnen Bauteilen kann zusätzlich zur Wärmestrahlung auch über Kontaktpunkte, wie beispielsweise Verschraubungen und thermische Verklebungen, als auch über Strahlungsflächen gesteuert werden. Grundsätzlich sollten bei der Auslegung des Thermalkonzepts eines Picosatelliten zwei konstruktive Strategien, wie in Abbildung 15 schematisch dargestellt, verfolgt und untersucht werden:

Auslegungsfall 1:

Sehr gute thermische Anbindung aller Bereiche und Baugruppen zueinander und damit einhergehend eine gute Wärmeverteilung im Satelliten. Dadurch entstehen geringe Temperaturdifferenzen und im gesamten Satelliten herrscht eine annähernd gleiche Temperatur, sowohl im heißen als auch im kalten Fall.

Vorteile:

- Gleichmäßige Temperaturverteilung über den gesamten Satelliten
- Schnelles Aufheizen aller Bauteile nach Austritt aus der Schattenphase

- Ausgleich von Wärmesenken auf den Außenseiten, verursacht durch Drehung in den freien Raum
- Geringerer thermaler Stress aufgrund kleiner Temperaturdifferenzen der Baugruppen
- Hohe Ausgangstemperaturen aller Bauteile beim Eintritt in die Schattenphase

Nachteile:

- Auskühlung des gesamten Satelliten in der Schattenphase
- Schnelles Auskühlen der inneren Baugruppen
- Temperatur empfindlicher Bauteile sinkt unter Umständen in kritische Tieftemperaturbereiche ab

Auslegungsfall 2:

Thermische Abkoppelung einzelner Baugruppen von den umgebenden Bereichen im Inneren des Raumfahrzeugs. Durch die thermische Isolation von Komponenten gegenüber den restlichen Baugruppen, reduzieren sich deren Temperaturschwankungen. Dies geschieht allerdings auf Kosten von höheren Temperaturschwankungen der übrigen Bauteile, da aufgrund der thermischen Isolation, kurzfristig betrachtet, thermische Masse zur Wärmespeicherung entzogen wird.

Vorteile:

- Geringe Temperaturschwankungen der isolierten Bereiche
- Schutz gefährdeter Komponenten vor kritischen Temperaturspitzen
- Langsames Aufheizen oder Auskühlen der inneren Baugruppen

Nachteile:

- Hohe Temperaturdifferenzen zwischen einzelnen Bereichen
- Hohe Temperaturspitzen außenliegender Oberflächen aufgrund des reduzierten Wärmeflusses, analog zu Tieftemperaturen
- Hoher thermaler Stress außenliegender Bereiche

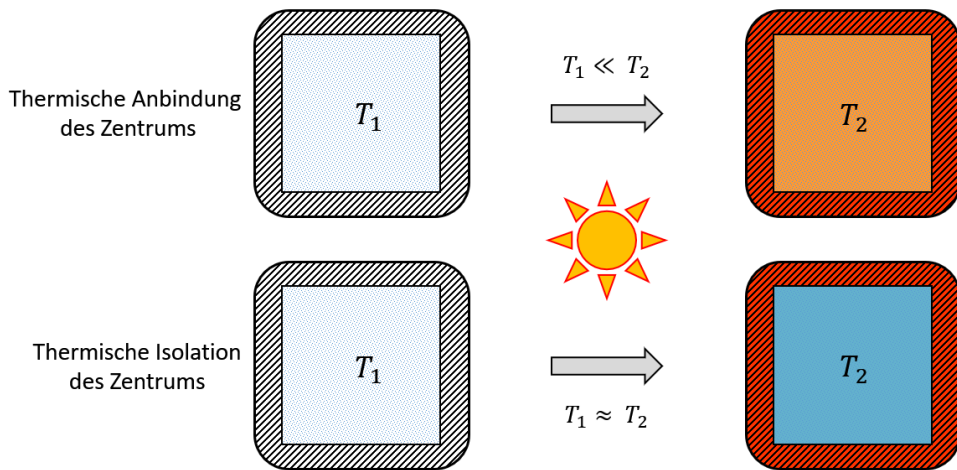


Abbildung 15: Schematische Darstellung der 2-Wege Strategie

4.5.3 Thermalsimulationen

Die grundsätzliche Aufgabe eines Thermalkontrollsystems für Picosatelliten im LEO, ist der Schutz empfindlicher Bauteile vor schädigenden Temperatureinflüssen und eine minimale Verweildauer in gefährlichen Temperaturbereichen zu gewährleisten. In einem Kleinsatelliten gelten üblicherweise die Akkumulatoren als temperatursensible Komponenten. Insbesondere tiefe Temperaturen unterhalb von -20°C können bleibende Schädigungen hervorrufen. Der operationelle Temperaturbereich bereits im Weltall zum Einsatz gekommener Lithium-Ionen Batterien liegt für das Aufladen bei 0°C bis $+45^\circ\text{C}$ und für das Entladen bei -20°C bis $+60^\circ\text{C}$ [41].

Um den Einfluss einer guten thermischen Anbindung, im Vergleich zu einer thermischen Isolation gefährdeter Bauteile, zu untersuchen, werden Thermalsimulationen durchgeführt. Dabei wird untersucht, welche Herangehensweise bei der konstruktiven Auslegung einen besseren thermischen Schutz der innenliegenden Bereiche des Satelliten bietet.

Für die Thermalsimulationen wird ein vereinfachter Körper im CubeSat-Format entworfen, der aus einer Hülle besteht die einen innenliegenden Kern umschließt und eine für die Klasse der Picosatelliten gemittelte Masse von 0,5 kg besitzt. Wie

in Abbildung 16 dargestellt, verfügt der Körper, für die Simulation einer idealen Temperaturverteilung, über einen sehr geringen thermischen Kontaktwiderstand zum Kernbereich (*Auslegungsfall 1*), währenddessen der Körper für die Untersuchung der thermischen Isolierung, einen sehr hohen Kontaktwiderstand zwischen der äußeren Hülle und dem Kern aufweist (*Auslegungsfall 2*). Für einen direkten Vergleich der Thermalsimulationen, sind die Parameter der äußeren Strahlungsflächen und der Masse, damit einhergehend auch die Wärmekapazität, konstant. Für den Emissions- und Absorptionsgrad der Oberflächen werden gemittelte Werte typischer CubeSat-Außenflächen berücksichtigt, die zumeist aus Kombinationen von PCB-Elementen, Solarzellen sowie Metall- und Kunststoffstrukturen aufgebaut sind.

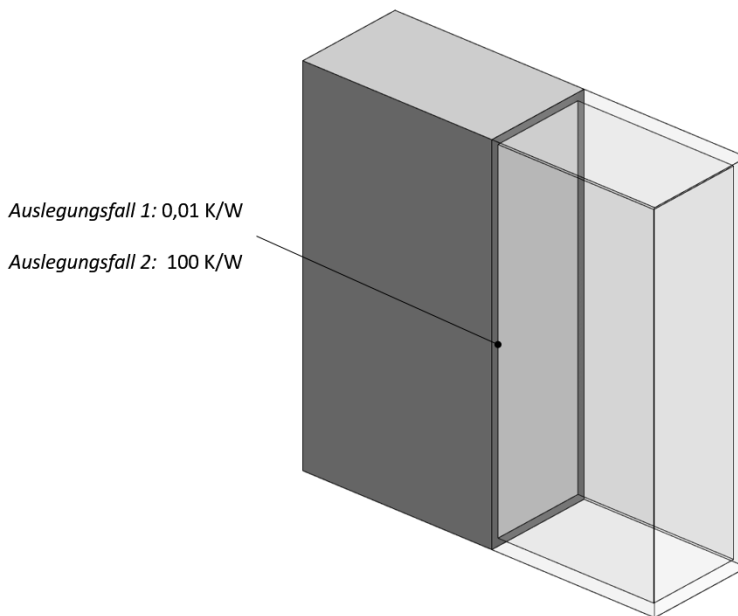


Abbildung 16: Thermischer Kontaktwiderstand der untersuchten Auslegungsfälle

Für die Thermalsimulationen gelten folgende thermische Randbedingungen:

- Direkte Sonnenstrahlung 1367 W/m^2
- Mittelwert Erdalbedo 410 W/m^2
- emittierte Infrarotstrahlung 230 W/m^2

- gemittelter Emissionsgrad der äußeren Strahlungsflächen $\epsilon = 0,8$
- gemittelter Absorptionsgrad der äußeren Strahlungsflächen $\alpha = 0,9$
- Typische Phasendauer im LEO
 - 60 Minuten Sonnenphase
 - 30 Minuten Schattenphase
- Simulation über drei Erdumrundungen mit einer Initialtemperatur von $+20^{\circ}\text{C}$
- Abstrahlung in den Weltraum (Temperatur $T = 3\text{ K}$)

Die Simulationen wurden mit den Programmen *SOLIDWORKS® Professional (2019)* und *SOLIDWORKS® Simulation (2019)* vorbereitet und durchgeführt, die neben den Temperaturwerten einzelner Knoten, auch eine direkte grafische Darstellung der Temperaturverteilung in den Körpern liefern. Neben dem Einfluss der Materialeigenschaften, werden in den Simulationen vorhandene Wärmeleitpfade, Sichtfaktoren und das Strahlungsverhalten der Materialoberflächen berücksichtigt.

Auswertung Auslegungsfall 1:

Wie erwartet, zeigt die sehr gute Wärmeleitung eine zügige und gleichmäßige Aufwärmung des gesamten Körpers während der 60-minütigen Heizphase. Innenliegende Bereiche folgen, wie in Abbildung 17 dargestellt, mit ihren Temperaturwerten ohne nennenswerte Verzögerung den außenliegenden Bereichen nach.

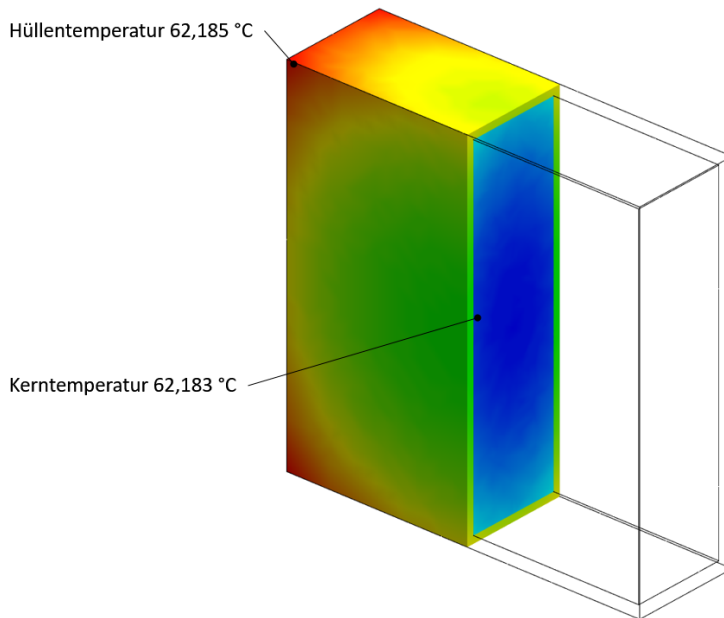


Abbildung 17: Schnittansicht Auslegungsfall 1 nach 1800 Sekunden Heizphase

Neben der Absorption der Wärmeenergie, strahlt ein Körper zeitgleich in den Raum ab. Dadurch stellt sich in Abhängigkeit der Absorptions- und Emissionswerte der Materialien, eine Gleichgewichtstemperatur bei ausreichend langer Strahlungsdauer ein. Bei den für die Thermalsimulation verwendeten Randbedingungen liegt diese Gleichgewichtstemperatur für die Heizphase bei etwa $+63\text{ °C}$. Aufgrund der sehr guten thermischen Anbindung des innenliegenden Bereichs an die äußere Hülle, ist die Differenz zwischen Außenflächentemperatur und Kerntemperatur des Körpers, direkt nach Start der Thermalsimulation, auf unter 1 Kelvin gesunken. Die Temperaturen bleiben anschließend, wie in Abbildung 18 dargestellt, ab etwa der Hälfte der 60-minütigen Heizphase bei ungefähr $+63\text{ °C}$ nahezu konstant.

Während der anschließenden Abkühlphase, sinkt die Temperatur des gesamten Körpers rapide ab. Bereits nach 1000 Sekunden ist die kritische Kerntemperatur von -20 °C erreicht. Am Ende der 30-minütigen Abkühlphase liegt die Temperatur im Inneren des Körpers bei ungefähr -38 °C , was bei empfindlichen Bauteilen wie den Akkumulatoren einen vorzeitigen Ausfall bedeuten kann.

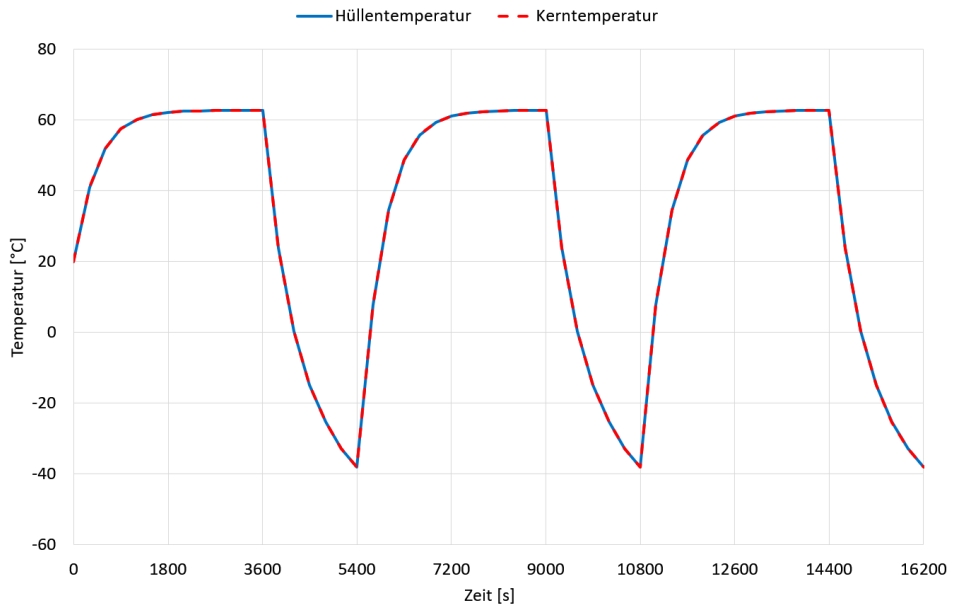


Abbildung 18: Simulierter Temperaturverlauf im Auslegungsfall 1

Auswertung Auslegungsfall 2:

Die sehr schlechte thermische Anbindung der inneren Bereiche an die äußere Hülle verursacht eine deutliche Differenz in den Temperaturverläufen. Abbildung 19 zeigt die versetzten Temperaturen zwischen der äußeren Hülle und dem thermisch abgekoppelten inneren Bereich.

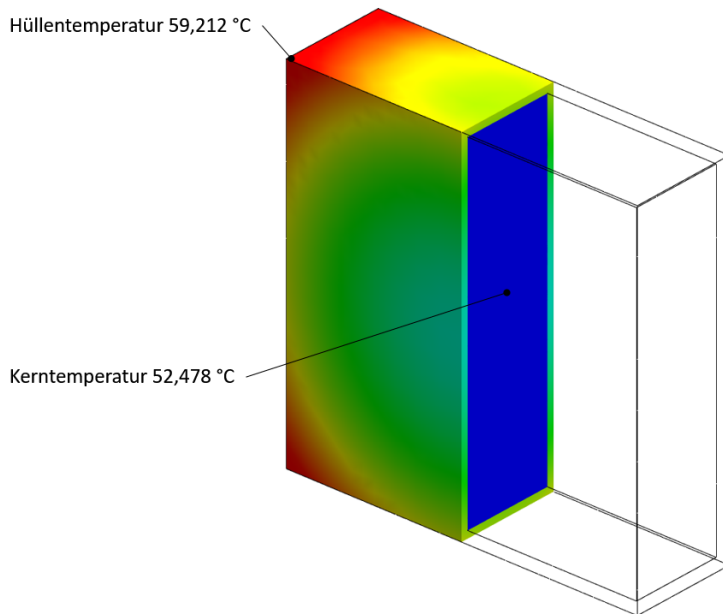


Abbildung 19: Schnittansicht Auslegungsfall 2 nach 1800 Sekunden Heizphase

Wegen der geringen Wärmekapazität der äußeren Hülle, steigt deren Temperatur sehr schnell bis zu der Gleichgewichtstemperatur, aufgrund absorbierte und emittierter Wärmeenergie, an. Diese Temperatur liegt ebenfalls bei ungefähr $+63^{\circ}\text{C}$, da die Randbedingungen bezüglich der Oberflächeneigenschaften der Außenseiten für die Thermalsimulationen identisch sind. Der innenliegende Kern des Körpers zeigt dabei ein sehr träges Temperaturverhalten und erwärmt sich nur langsam während der Heizphase, wie in Abbildung 20 dargestellt.

In der Abkühlphase verlaufen die Temperaturen analog zur Heizphase. Die Außenseiten kühlen sehr schnell ab, während die Temperatur des inneren Bereichs zeitversetzt nachfolgt. Die kritische Temperatur von -20°C wird erst nach etwa 1600 Sekunden erreicht. Bis zum Ende der Abkühlphase sinkt zwar auch die Temperatur des inneren Kerns auf -24°C ab, allerdings bezweckt die thermische Isolation eine deutlich kürzere Verweildauer unterhalb der kritischen Temperatur. Nachteilig ist der hohe thermische Stress der außenliegenden Bereiche, aufgrund der sehr schnellen und hohen Temperaturschwankungen von $+63^{\circ}\text{C}$ bis zu -35°C .

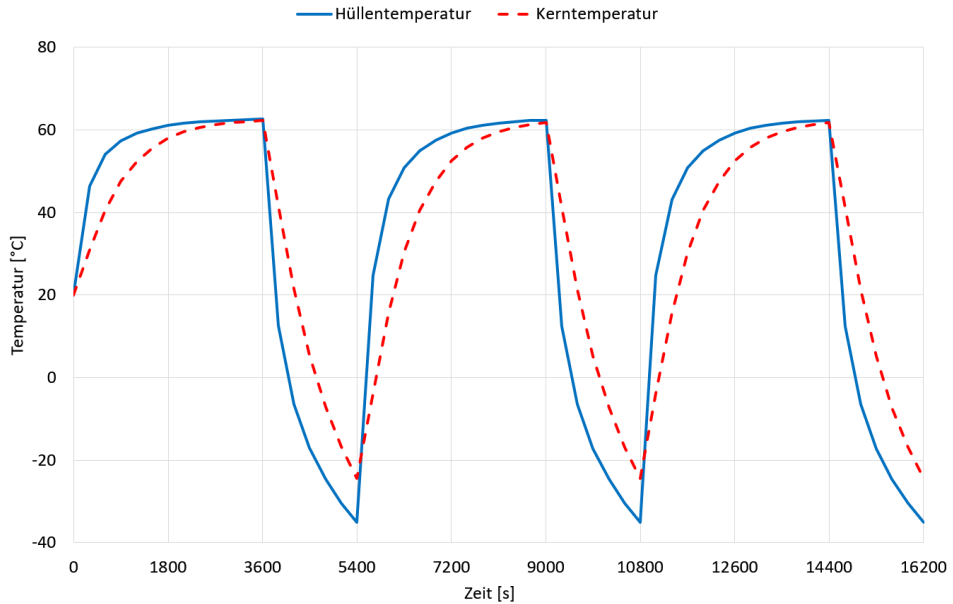


Abbildung 20: Simulierter Temperaturverlauf im Auslegungsfall 2

Zusammengefasst zeigen die Thermalsimulationen den Unterschied der zwei verfolgten Designstrategien deutlich. Bei der thermischen Isolation der inneren Baugruppen, wie im Fall 2 untersucht, kann die Schwankungsbreite der Temperaturen gefährdeter Bauteile im Kern des Satelliten begrenzt werden. Dabei muss allerdings die hohe thermische Belastung der äußeren Baugruppen berücksichtigt werden.

Die Ausgangstemperatur der innenliegenden Bereiche ist im Fall 1 bei dem Beginn der Abkühlphase, aufgrund der guten thermischen Anbindung, erhöht. Dadurch lässt sich mutmaßen, dass aufgrund der hohen Ausgangstemperatur ein Erreichen kritischer Temperaturen später eintritt. Die Wärmeenergie wird während der Abkühlung jedoch rasch wieder abgegeben und der kritische Temperaturbereich ab -20°C ist schnell erreicht. Im Fall 2 wird diese Temperatur etwas später durchschritten, dennoch besteht wegen der tiefen Temperaturen das Risiko eines Ausfalls kritischer Bauteile.

Aufgrund der Design- und Massenvorgaben bei CubeSats der Picosatellitenklasse, sind die konstruktiven Maßnahmen zur Erhöhung der Wärmekapazitäten oder der

thermischen Isolation einzelner Baugruppe begrenzt. Auch der Einsatz elektrischer Heizer während der Schattenphase zum Schutz vor Tieftemperaturen, ist wegen der geringen Batteriekapazitäten nur bedingt möglich.

An diesem Punkt setzt das Konzept des Einbringens eines Latentwärmespeichers zum Schutz gefährdeter Bauteile an. Die Kerntemperatur des im Auslegungsfall 2 dargestellten Konzepts steigt, während der Aufheizphase, auf eine Temperatur von etwa $+61\text{ }^{\circ}\text{C}$ an. Da die Phasenumwandlungstemperatur des Latentwärmespeichers für eine hohe Effizienz vollständig durchlaufen werden muss, ist demnach eine Reaktionstemperatur möglichst weit unterhalb der $+61\text{ }^{\circ}\text{C}$ notwendig. Die untere Grenze stellt dann jene Temperatur dar, die für den operationellen Betrieb nicht unterschritten werden soll. In diesem Fall ist ein Temperaturbereich von $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ für den Phasenwechsel ideal.

Mit Hilfe des Latentwärmespeichers kann nun in der Abkühlphase der Eintritt in den kritischen Temperaturbereich, durch die Wärmeabgabe während des Erstarrens des Speichermediums, verzögert werden. Zugleich reduziert sich in der Sonnenphase, durch die Energieaufnahme aufgrund des Schmelzvorgangs, die Gefahr zu hoher Temperaturen. Zusammen mit den konstruktiven Maßnahmen der thermischen Isolierung wird somit die Verweildauer gefährdeter Komponenten in kritischen Temperaturbereichen, und damit das Risiko eines Systemausfalls, erheblich reduziert.

5 Experimentelle Untersuchungen zur Thermalkontrolle mittels Latentwärmespeicher

Für die experimentelle Untersuchung und den praktischen Nachweis einer optimierten Thermalkontrolle von Raumfahrtkomponenten unter Einsatz von Latentwärmespeichern, werden verschieden aufgebaute Proben einer PCM Vergussmasse hergestellt.

Die Menge des in die Testobjekte eingebrachten Phasen-Wechsel-Materials, wird mit jeder Probe schrittweise erhöht. Somit lässt sich ein Grenzwert der Beimischung bestimmen, bei dem die Vergussmasse gerade noch die Anforderungen an Festigkeit und Handhabbarkeit erfüllt. Um einen maximalen Effekt der Wärmespeicherung zu erzielen, ist ein möglichst hoher PCM-Anteil erstrebenswert.

Mit Hilfe der experimentellen Untersuchungen werden zudem die Verfahren und Abläufe zur Beimischung des Phasen-Wechsel-Materials zur Vergussmasse erprobt und getestet. Die Auswirkungen verschiedener Anteilsmengen von PCM sollen anschließend durch Thermaltests ermittelt und somit eine optimale Aufteilung der Komponenten gefunden werden.

5.1 Herstellung der PCM Vergussmasse

Die Erläuterungen zur Auswahl der Komponenten für die PCM Vergussmasse und deren Eigenschaften sind aus dieser Dissertation ausgegliedert und in dem Technischen Bericht *TB-TCS_LWS_Pico* [42] detailliert beschrieben. Des Weiteren werden in dem Bericht das Verfahren zum Herstellen einer PCM Vergussmasse und der Aufbau von Materialproben näher dargestellt.

5.2 Untersuchung der Druckfestigkeit der Vergussmasse

Die Thermalproben der PCM Vergussmasse werden nach dem Aushärten einer Festigkeitsuntersuchung unterzogen. Aufgrund der Beimischung des Phasen-Wechsel-Materials in das Epoxid-Gießharz ist anzunehmen, dass die Druckfestigkeit des Harzes mit steigendem PCM-Anteil abnimmt. Um diese Materialbeeinflussung messtechnisch zu ermitteln, wird auf einem Zug- und Druckteststand des Instituts für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin die Eindringkraft und die dazugehörige Eindringtiefe eines Prüfkörpers in das Probenmaterial gemessen. Wie in Abbildung 21 gezeigt, werden dafür die Becherproben mit einem abgerundeten Stift von 5 mm Durchmesser belastet.

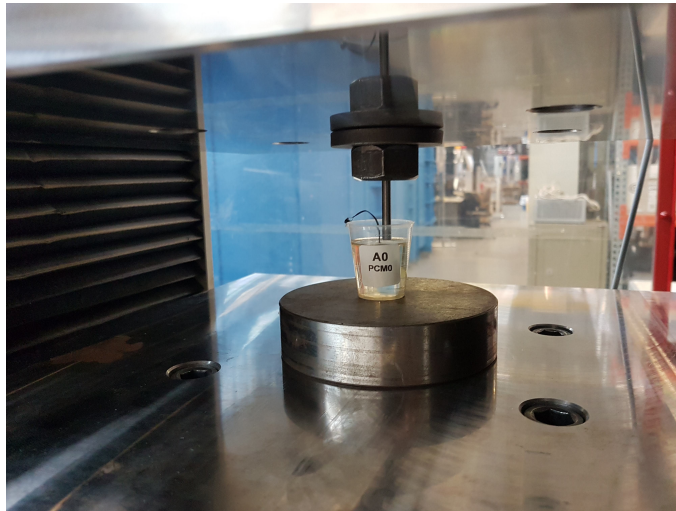


Abbildung 21: Versuchsaufbau des Drucktests der Probe A0

Bei der Versuchsdurchführung dringt die Spitze des Prüfkörpers mit einer konstanten Geschwindigkeit in das Probenmaterial ein. Dabei wird kontinuierlich die aufgebrachte Druckkraft, als auch der Verfahrweg gemessen. Um eine Zerstörung der Probenkörper zu vermeiden, ist die Testanlage auf folgende Grenzwerte eingestellt:

- Druckkraft: maximal 1500 N
- Eindringtiefe: maximal 2 mm
- Eindringgeschwindigkeit: 1 mm/min

Die gemessenen Eindringkräfte und -tiefen werden anschließend miteinander verglichen. Aufgrund der Beimischung des pulverförmigen Phasen-Wechsel-Materials wird die Vergussmasse elastischer und die Druckfestigkeit nimmt mit steigendem PCM-Anteil ab. Diese Materialänderung lässt sich anhand der ermittelten Eindringtiefen des Prüfkörpers bestimmen. Die Messauflösung des Verfahrwegs beträgt dabei 1 μm , während die Messwerte mit 1 kHz ausgelesen werden. Die gemessenen Werte für die Proben A0 - A40 setzen sich wie folgt zusammen:

Tabelle 9: Eindringtiefen der Proben A0 - A40

	A0	A10	A20	A30	A40
Eindringtiefe bei 500 N [mm]	0,120	0,254	0,388	0,557	0,656
Eindringtiefe bei 1000 N [mm]	0,186	0,354	0,507	0,757	0,864
Eindringtiefe bei 1500 N [mm]	0,252	0,529	0,630	0,981	1,014

Die dazugehörigen Kurvenverläufe sehen wie folgt aus:

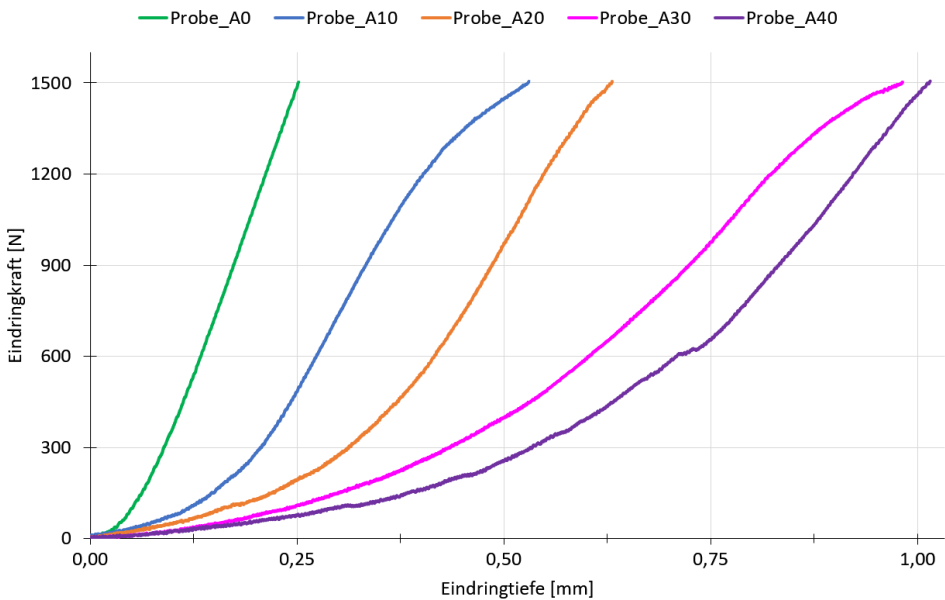


Abbildung 22: Kurvenverläufe der Drucktests A0 - A40

Da die Festigkeit der Vergussmassen in erster Linie von dem verwendeten Epoxid-Gießharz abhängt, findet eine weitere Festigkeitsuntersuchung der Proben B0 - B40, die mit dem Epoxidharz *ER2218* vergossen wurden, statt. Während der Versuchsdurchführung mit der Probe B0 zeigte sich allerdings, dass das Epoxidharz *ER2218* elastischer als das der Probe A0 ist. Daher beträgt die Druckkraft für die Probenserie B0 bis B40 maximal 480 N. Bei dieser Krafteinwirkung wurde eine tolerierte Eindringtiefe von 2,8 mm erreicht und der Versuch beendet. Die Resultate der Drucktests sind in nachfolgender Tabelle 10 und Abbildung 23 dargestellt.

Tabelle 10: Eindringtiefen der Proben B0 - B40

	B0	B10	B20	B30	B40
Eindringtiefe bei 150 N [mm]	0,394	0,448	0,449	0,451	0,493
Eindringtiefe bei 300 N [mm]	1,074	1,165	1,222	1,225	1,246
Eindringtiefe bei 450 N [mm]	1,862	2,071	2,175	2,272	2,408

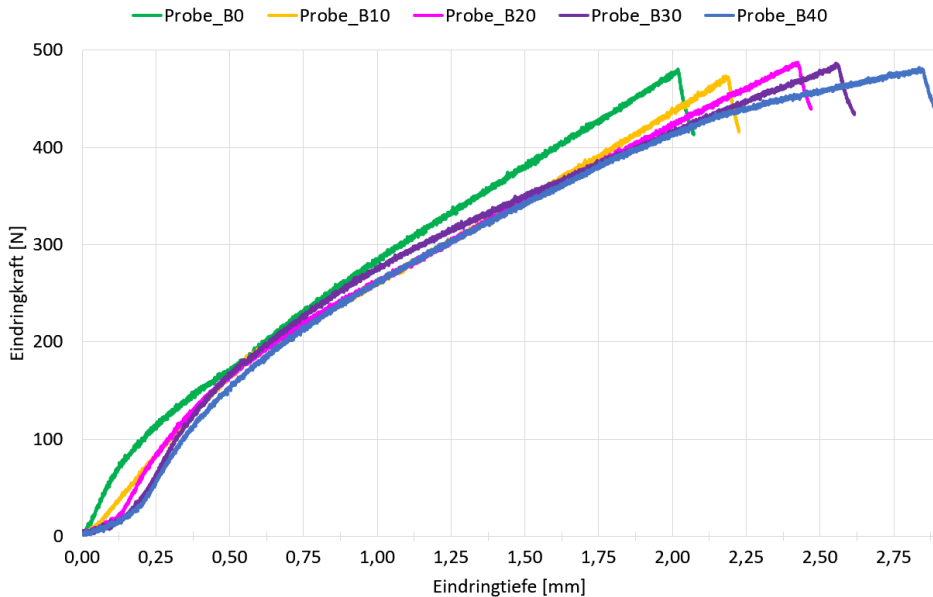


Abbildung 23: Kurvenverläufe der Drucktests B0 - B40

Wie erwartet, verringert sich die Druckfestigkeit der Vergussmasse bei steigendem PCM-Anteil. Ebenso variiert die Grundfestigkeit der Masse sehr stark mit der verwendeten Sorte des Epoxid-Gießharzes, was an den stark unterschiedlichen Kurvenverläufen deutlich erkennbar ist. Bei einem Einsatz der Vergussmasse innerhalb einer selbsttragenden Hülle, stellen diese Materialvariationen nicht immer ein Problem dar. Wenn die Masse aber eine tragende Funktion übernehmen soll, dann müssen die Variation in der Festigkeit und die Änderung der Materialeigenschaften berücksichtigt werden.

5.3 Durchführung der Thermaltests

Nach den Untersuchungen zur Druckfestigkeit der Vergussmasse, erfolgen die weiteren Vorbereitungen für die Thermaltests. Diese Tests finden in einer Thermal-kammer des Typs VT 4002 von *Vötsch Industrietechnik* statt, in der ein Wechsel von heißer zu kalter Umgebung simuliert wird (siehe Abbildung 24). Da die Kam-mer mit dem Umluftverfahren arbeitet, müssen die zu untersuchenden Proben

in einem separaten Behälter innerhalb der Thermalkammer vor Luftströmungen geschützt werden. Voruntersuchungen haben gezeigt, dass ungeschützte Objekte aufgrund der kalten, turbulenten Luftströmungen innerhalb der Kammer schneller und unregelmäßiger auskühlen, als es in einer strömungsfreien Umgebung der Fall ist. Für die Nachbildung einer realer Weltraumumgebung, in der zudem keine Konvektion auftritt, ist der Einsatz einer Thermal-Vakuummkammer mit integrierter Strahlungsquelle, um die unterschiedlichen Beleuchtungsverhältnisse nachzustellen, erforderlich. Die akkreditierte Sonnensimulationsanlage des DLR Bremen - Institut für Raumfahrtssysteme, bildet die Umgebungsbedingungen im All, wie das Hochvakuum, die Temperaturbedingungen und die Sonneneinstrahlung, nach [43]. Da solche Testkampagnen jedoch mit einem nicht unerheblichen finanziellen und logistischen Aufwand verbunden sind, genügt für die grundlegende Untersuchung des Einflusses von Latentwärmespeichern auf ein Thermalkontrollsystem, der Einsatz einer vereinfachten Versuchsumgebung.



Abbildung 24: Versuchsaufbau für die Thermaluntersuchungen

Die Thermalkammer erlaubt ein Abkühlen der Testobjekte bis zu $-42\text{ }^{\circ}\text{C}$ und ein Aufheizen bis zu $+130\text{ }^{\circ}\text{C}$. Die zu untersuchenden Proben werden allerdings nur einem begrenzten Temperaturbereich von $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ausgesetzt. Damit wird zum einem sichergestellt, dass die untere Leistungsgrenze der Thermalkammer nicht komplett ausgereizt wird und zum anderen der Temperaturbereich auf die

zu erwartenden Werte eingeschränkt wird. Die obere Temperaturgrenze verhindert zudem mögliche Beschädigungen an der Messelektronik, aufgrund überhöhter Temperaturen.

Für die Dauer der verschiedenen Temperaturphasen wird sich an einem, für CubeSats typischen niederen Erdorbit orientiert. Daher wird, für eine die Schattenphase simulierende Abkühlung, eine Dauer von 1800 Sekunden vorgesehen, für die anschließende Heizphase, welche die Sonnenphase simuliert, eine Dauer von 3600 Sekunden.

5.3.1 Ermittlung der Temperaturwerte

Die in Abbildung 25 dargestellte Kennlinie zeigt, die temperaturabhängige ohmsche Widerstandsänderung der in die Thermalproben vergossenen Thermistoren und macht deren starke Nichtlinearität deutlich. Die Veränderung des Widerstands verläuft demnach nur in einem sehr engen Bereich linear zur Temperaturänderung. So erfolgt in niedrigen Temperaturbereichen eine große Widerstandsveränderung bei geringer Temperaturänderung, während bei hohen Temperaturen eine geringe Widerstandsänderung bei großer Temperaturveränderung zu verzeichnen ist. Daher ist eine hohe Auflösung und damit einhergehend eine hohe Anzahl an Messwerten, bei einem direkten Auswerten der Widerstandswerte notwendig.

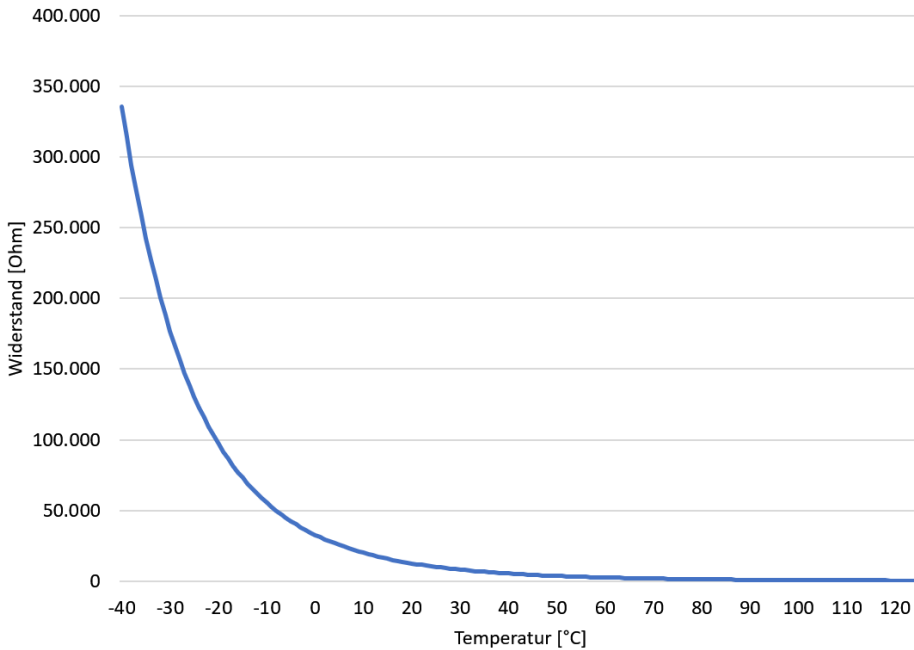


Abbildung 25: Temperaturabhängige Widerstandsänderung des NTC

Der dargestellte exponentielle Kurvenverlauf basiert auf den Herstellerangaben [44] und lässt sich mit Gleichung 11 nach [45] näherungsweise beschreiben.

$$R_T = R_R \cdot e^{B \cdot \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right)} \quad (11)$$

Mit

- R_T Widerstandswert [Ohm] bei Temperatur T [K]
- R_R Widerstandswert [Ohm] bei Referenztemperatur T_0 [K]
- B Materialkonstante des Thermistors [K]

Da den CubeSats, und insbesondere den Picosatelliten, aufgrund der Platz- und Energiebeschränkungen, nur eine begrenzte Datenverarbeitung zur Verfügung steht, ist die Menge an auszulesenden Temperaturmesswerten limitiert. So wird, beispielsweise in den Satelliten BEESAT-5.8 der TU Berlin [7] ein 12-Bit Analog-Digital-Umsetzer (engl. Analog-to-Digital-Converter, kurz ADC) genutzt, der demzufolge maximal 4096 Quantisierungsstufen ausgeben kann. Bei einer direkten Auswertung der Widerstandswerte, besteht daher die Gefahr, dass bei der begrenzten Anzahl an auslesbaren Temperaturwerten, aufgrund der Nichtlinearität des Widerstandsverlauf, Informationen in den Grenzbereichen nur mit sehr großen Schrittweiten ausgelesen werden können und damit zahlreiche Werte nicht erfasst werden.

Deshalb ist eine Linearisierung der NTC-Kennlinie erforderlich. Dies geschieht durch den Aufbau eines Spannungsteilers, mit einem Widerstand parallel und einem weiteren Widerstand in Reihe zum Thermistor. Mit Hilfe dieser Messschaltung kann die temperaturabhängige Änderung des Sensorwiderstands, bezüglich einer konstanten Referenzspannung, ausgelesen und damit auf die Temperatur geschlossen werden. Eine zusätzliche Beschränkung des Messbereichs auf die zu erwartenden Temperaturen, grenzt die verlustbehafteten hohen Temperaturbereiche aus. Aufgrund der gewählten Temperaturbegrenzung der Thermalkammer, wird demzufolge ein Messbereich von -40°C und $+60^{\circ}\text{C}$ gewählt.

Für die Thermaluntersuchungen wird diese Schaltung vervierfacht. Somit können mit dem Messaufbau bis zu vier Temperatursensoren gleichzeitig ausgelesen werden. Die Schaltung für die Spannungsmessung ist demnach wie folgt aufgebaut:

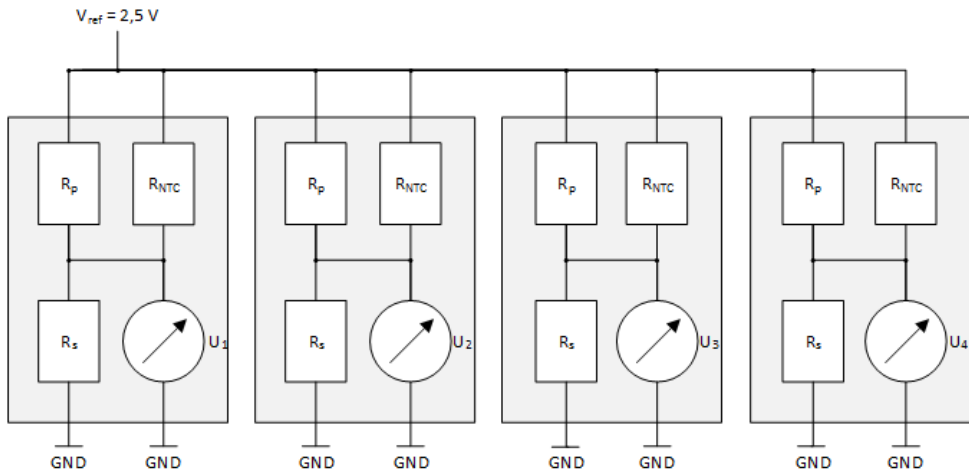


Abbildung 26: Aufbau der Spannungsmessung

Die Berechnung der benötigten Widerstandsgrößen $R_{parallel}$ und $R_{seriell}$ für diese Schaltung erfolgt mit Hilfe des *Two-Resistor Thermistor Linearizer Tool* von Mark Biegert [46]. Dafür werden folgende Werte des ausgewählten Thermistors herangezogen:

- Beta-Wert: 3976 K
- Referenztemperatur: $+25\text{ }^{\circ}\text{C}$
- Referenzwiderstand: 10000 Ohm
- Temperaturwert des Kurvenwendepunkts: $+10\text{ }^{\circ}\text{C}$
- Verhältnis V_{in} zu V_{out} am Kurvenwendepunkt: 50 %

Als Ergebnis werden für $R_{parallel}=122034\text{ Ohm}$ und für $R_{seriell}=17381\text{ Ohm}$ ausgegeben. Gerundet auf genormte Größen ergeben sich somit für die Messschaltung die eingesetzten Widerstandsgrößen $R_s=121\text{ kOhm}$ und $R_p=17,4\text{ kOhm}$. Für weitergehende Informationen zur Linearisierung von NTC-Widerstandswerten wird an dieser Stelle auf die Lektüre von [45] verwiesen.

Die mit Hilfe des Messaufbaus linearisierte, temperaturabhängige Spannungskurve über den Thermistor, stellt sich in dem gewählten Temperaturbereich von $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ und $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ nun wie folgt dar:

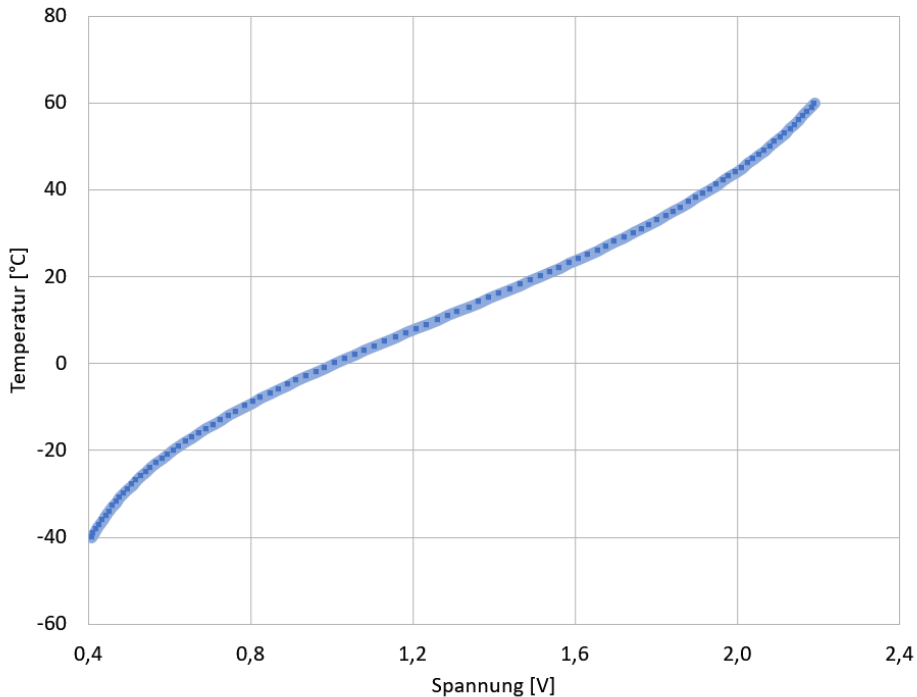


Abbildung 27: Temperaturabhängiger Spannungsverlauf über den NTC

Die Umrechnung der gemessenen Spannungswerte in Temperaturwerte, erfolgt über eine mathematische Beschreibung der Spannungskurve. Für die temperatur- und spannungsabhängige Widerstandsbeschreibung gilt zunächst im Allgemeinen folgende Funktion:

$$R = f(x) \quad (12)$$

Wobei (R) den temperaturabhängigen ohmschen Widerstand, (f) die gesuchte Temperatur und (x) die gemessene Spannung beschreibt.

Daraus ergibt sich allgemein, abhängig von der erforderlichen Genauigkeit, ein Polynom n -ten Grades:

$$f(x) = \sum_{i=0}^n a_i x^i = a_n x^n + a_{n-1} x^{n-1} + \dots + a_2 x^2 + a_1 x + a_0, n \geq 0 \quad (13)$$

Für die Berechnung der Temperatur wird der Spannungsverlauf schließlich über ein Polynom 5. Grades angenähert. Die entsprechende Funktion $f(x)$ gibt den Spannungsverlauf sehr gut wieder und lautet:

$$f(x) = 21,8617460431x^5 - 148,1713653208x^4 + 403,4566679187x^3 - 547,7972822369x^2 + 408,5504984789x - 138,3365713767 \quad (14)$$

Mit

- x = Spannung in V (bei Referenz 2,5 V)
- $f(x)$ = Temperatur in °C
- Messbereich -40 ... +60 °C
- Bestimmtheitsmaß $R^2 = 0,9999553619$

Abbildung 28 zeigt den nahezu identisch angenäherten Funktionsverlauf $f(x)$ über der linearisierten Spannungscurve:

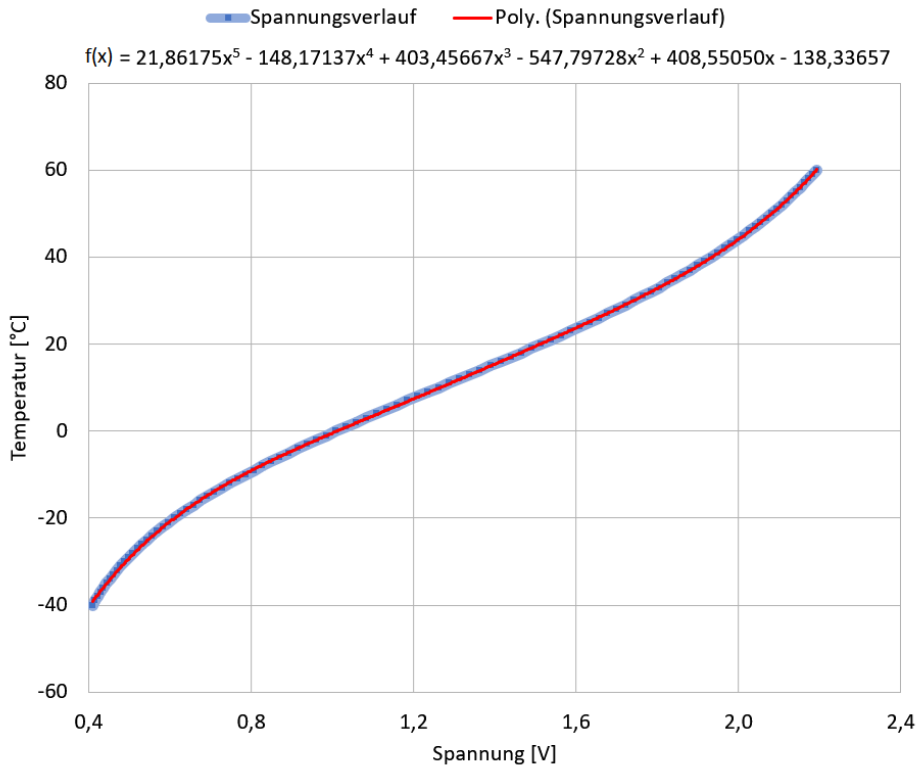


Abbildung 28: Vergleich Spannungsverlauf und Temperaturfunktion

5.3.2 Testablauf

Aufgrund der Limitierung der gleichzeitig auszulesenden Thermalproben, werden für eine optimale Vergleichbarkeit, zunächst nur die Proben mit dem identischen PCM-Anteil, wie in Abbildung 29 dargestellt, je Testdurchlauf untersucht. Zusätzlich wird der Temperaturverlauf der jeweiligen Referenzproben ohne PCM Beimischung mitgeloggt. Somit ergeben sich die in Tabelle 11 aufgezeigten Testdurchläufe.



Abbildung 29: Testaufbau der Proben A10, B10 und Referenzproben (A0, B0)

Tabelle 11: Aufstellung der Testdurchläufe

	A0	A10	A20	A30	A40	B0	B10	B20	B30	B40
Durchlauf 1 (abkühlen)	X	X				X	X			
Durchlauf 1 (aufheizen)	X	X				X	X			
Durchlauf 2 (abkühlen)	X		X			X		X		
Durchlauf 2 (aufheizen)	X		X			X		X		
Durchlauf 3 (abkühlen)	X			X		X			X	
Durchlauf 3 (aufheizen)	X			X		X			X	
Durchlauf 4 (abkühlen)	X				X	X				X
Durchlauf 4 (aufheizen)	X				X	X				X

In weiteren Testläufen werden die Proben nach verwendetem Epoxidharz sortiert, untersucht, sowie mehrere Referenzmessungen zur Erkennung von Messfehlern durchgeführt.

Zu Beginn der Testkampagne werden die Testobjekte zunächst auf die einheitliche Ausgangstemperatur der Laborumgebung von +22 °C gebracht. Nachdem die Temperatursensoren der Proben identische Werte anzeigen, beginnt die Abkühlphase auf -40 °C. Dazu wird die Thermalkammer vorab auf die Zieltemperatur

heruntergefahren. Somit wird einer Verfälschung der Ergebnisse durch die eigene Abkühlphase der Thermalkammer vorgebeugt. Um die Wärmeleitung von den Oberflächen der Thermalkammer in die Proben zu reduzieren, sind diese auf einem isolierenden Material abgelegt. Ausreichend Abstand zwischen den einzelnen Probenkörpern vermindert zudem die Wärmeübertragung untereinander. Zusätzlich schützt eine Abdeckung vor Luftströmungen und damit einer unregelmäßigen Temperaturverteilung. Anschließend werden die Proben in die herunter gekühlte Kammer eingebracht und die Messung des Temperaturverlaufs der einzelnen Proben während des Abkühlens beginnt.

Nachdem die Proben eine einheitliche Temperatur von annähernd $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ angenommen haben, wird die Thermalkammer direkt auf die Aufheiztemperatur von $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ umgeschaltet. Aufgrund des sehr schnellen Aufwärmens im Inneren der Kammer kann auf ein separates Vorwärmen verzichtet werden. Da die Proben von den Oberflächen der Thermalkammer gut entkoppelt sind, hat deren träges Thermalverhalten nur wenig Einfluss auf das Messergebnis. Nach Erreichen einer einheitlichen Temperatur von ungefähr $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ist ein kompletter Temperaturzyklus abgeschlossen und der Durchlauf beendet. Bei den nachfolgenden Testdurchläufen ist die Einhaltung der vorangegangenen Arbeitsabläufe sehr wichtig. Durch die dadurch identischen Durchläufe ist gewährleistet, dass die einzelnen Temperaturkurven der Thermalproben unabhängig voneinander untersucht werden können.

5.3.3 Auslesen der Temperaturwerte

Die Widerstandsänderung der Temperatursensoren in den Thermalproben wird über die beschriebene Spannungsänderung ausgelesen. Dies erfolgt mit Hilfe des Präzisions-Multimeters *HM8112-3b* der Firma *HAMEG*. Dieses Messgerät lässt sich direkt über eine USB-Schnittstelle auslesen und erlaubt damit eine Darstellung und Aufzeichnung der Messwerte in Echtzeit.

Die Umrechnung des gemessenen Spannungswerts in einen Temperaturwert erfolgt über ein eigens für diese Untersuchung geschriebenes MATLAB-Programm, das die Werte für die Spannung und Temperatur direkt ausgibt und in einer Datenbank zur weiteren Verarbeitung ablegt. Mittels einer grafischen Benutzeroberfläche (engl. Graphical User Interface, kurz GUI) erfolgt die Bedienung des Präzisions-Multimeters und die Ausgabe der Messwerte in Echtzeit.

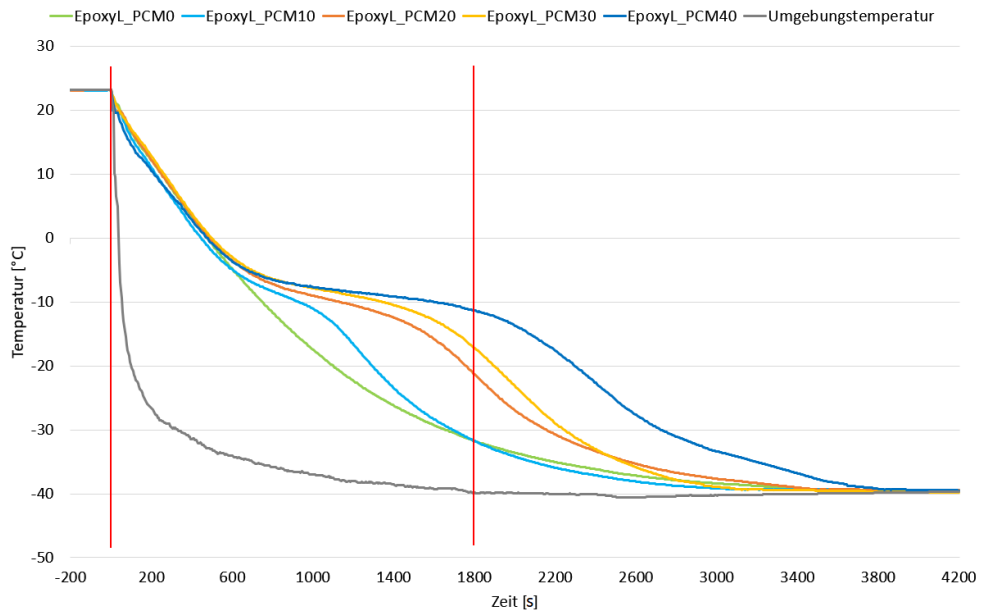
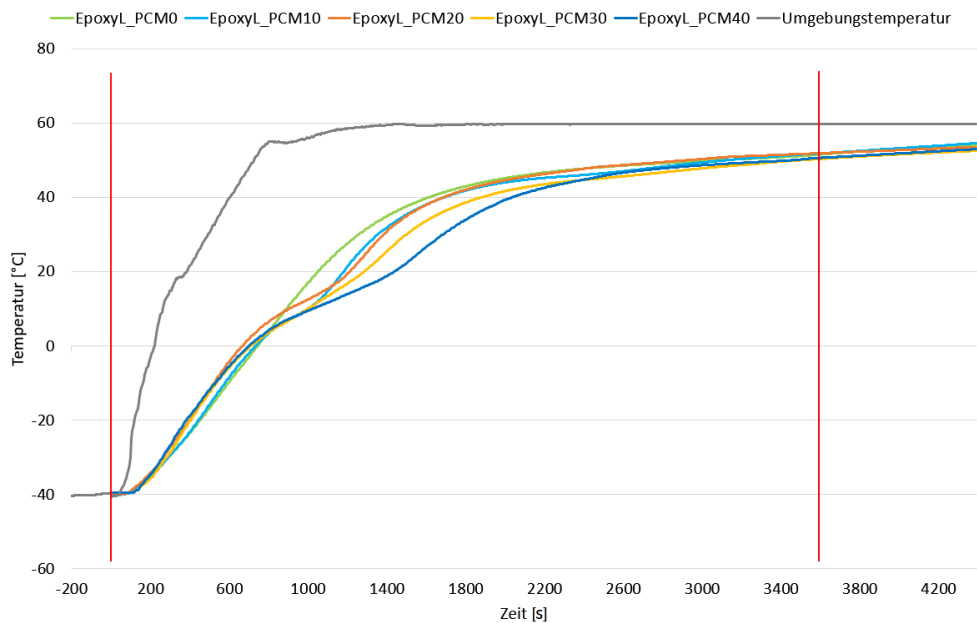
5.4 Ergebnisse der Thermaluntersuchungen

Mit Hilfe der Thermaluntersuchungen werden die Vorüberlegungen zum thermischen Einfluss des Latentwärmespeichers, als Bestandteil einer Vergussmasse, überprüft. Für einen spezifischen Einsatz in Raumfahrtssystemen muss dabei beachtet werden, dass zusätzliche Einflüsse, wie beispielsweise die Wandstärke und Menge der Vergussmasse, Positionierung im Raumfahrzeug und damit einhergehende variable Umgebungsbedingungen, das Resultat stark verändern können. Die hier gezeigten Auswirkungen einer Beimischung von Phasen-Wechsel-Material zu einem Epoxid-Gießharz führen zu einer allgemeinen Aussage der Auswirkungen und sollten daher für spezifische Anwendungsfälle gesondert untersucht werden.

Für die Auswertung der, bei dieser Thermaluntersuchung, aufgezeichneten Messwerte werden zunächst die einzelnen Proben des Epoxid-Gießharzes L untereinander verglichen (Proben A-Reihe). Damit wird geprüft, ob die Zugabe des Phasen-Wechsel-Materials einen erkennbaren Einfluss auf das Thermalverhalten der Vergussmasse, unabhängig der Epoxid-Gießharzsorte, hat.

Wie in den Abbildungen 30 und 31 sehr deutlich zu erkennen, zeigt sich die nach Kapitel 4 erwartete Plateaubildung in den Temperaturverläufen bei den Proben mit PCM-Anteil, währenddessen die Probe A0 ohne PCM Beimischung wie erwartet konstant abkühlt bzw. aufheizt. Des Weiteren ist eine deutliche Differenzierung der Länge des Temperaturplateaus bei den Proben mit unterschiedlichen PCM-Anteilen erkennbar. Die Abflachung der Temperaturkurven nimmt wie erwartet, mit steigendem PCM-Anteil zu.

Als Orientierungshilfe und zum einfacheren Vergleich der einzelnen Untersuchungsergebnisse, ist in den Diagrammen der Abkühlphasen die Zeitspanne von 1800 Sekunden markiert. Da die Laborbedingungen jedoch nicht mit der Weltraumumgebung vergleichbar sind, können die erreichten Temperaturwerte der Becherproben nicht auf einen Satelliten übertragen werden. Allerdings können, aufgrund der identischen Versuchsbedingungen, die Temperaturverläufe und der Einfluss der PCM-Zugabe auf die Vergussmasse untersucht werden. Für die Heizphasen ist daher ebenfalls der Bereich von 3600 Sekunden markiert.

**Abbildung 30:** Abkühlverhalten der Proben A0 - A40**Abbildung 31:** Aufheizverhalten der Proben A0 - A40

Auch bei Verwendung der Epoxidharzsorte *ER2218* (Proben B-Reihe) ist die Plateaubildung in den Temperaturverläufen sehr deutlich zu erkennen, wie Abbildungen 32 und 33 zeigen. Dies gilt ebenso für die verschiedene Länge der Kurvenabflachung. Die Referenzprobe B0 ohne PCM Zusatz, zeigt auch hier das konstant verlaufende Temperaturverhalten.

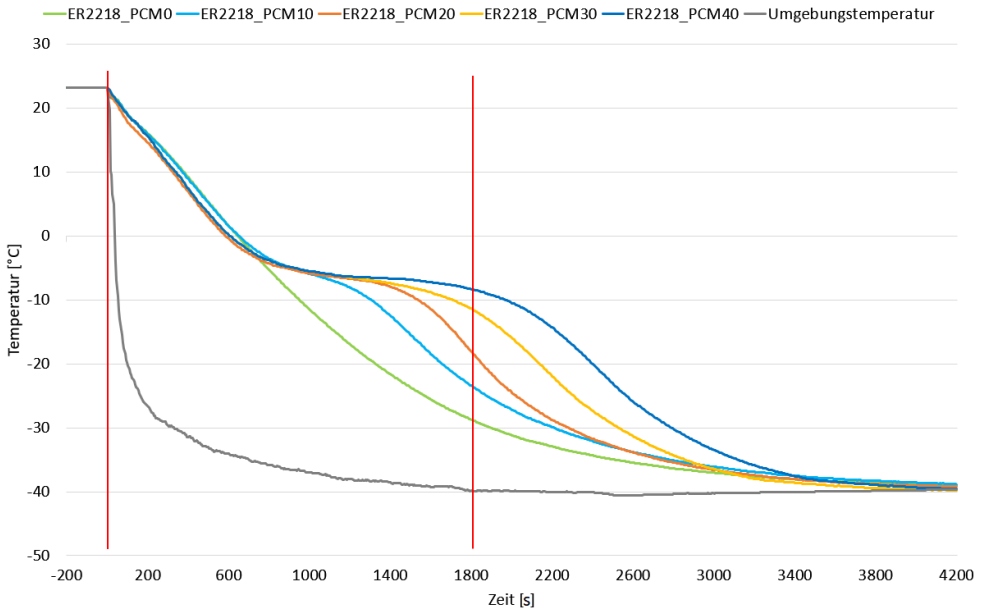


Abbildung 32: Abkühlverhalten der Proben B0 - B40

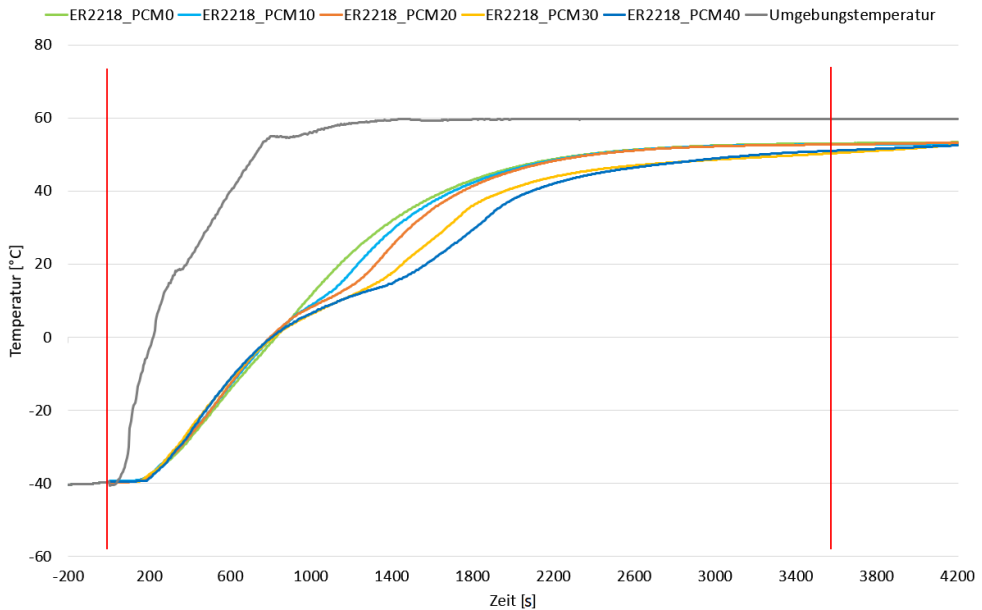


Abbildung 33: Aufheizverhalten der Proben B0 - B40

Damit zeigt sich, dass mit zunehmenden Anteil des Phasen-Wechsel-Materials, insbesondere das Auskühlen der Vergussmasse stark verzögert wird, währenddessen der Effekt beim Aufheizen geringer ausfällt. Der Einsatz von Latentwärmespeichern, eingebracht in eine Vergussmasse wie dem hier verwendeten Epoxid-Gießharz, bietet, gegenüber der Verwendung eines reinen Gießharzes, die erwartete interessante thermische Verhaltensweise. Die Überlegungen zur Verwendung von PCM in einem Thermalkontrollsystem für Picosatelliten, bestätigen sich demnach anhand dieser Untersuchungen.

Nach dem Nachweis der Eignung von Phasen-Wechsel-Materialien für ein Thermalkontrollsystem, wird im nächsten Schritt untersucht, welchen Einfluss die Wahl eines thermisch geeigneten Epoxidharzes, gegenüber eines handelsüblichen Harzes hat. Für den gewählten Anwendungsfall, als Gießharz in einem Thermalkontrollsystem, wird unter thermisch geeignet verstanden, dass das Harz eine geringe Wärmeleitfähigkeit und eine möglichst hohe Wärmekapazität besitzt. Aus den vorab erwähnten Verarbeitungsgründen kommt zudem die Berücksichtigung einer geringen Viskosität hinzu.

Wie in dem ausgegliederten Technischen Bericht *TB-TCS_LWS_Pico* beschrieben, sind bei den Thermaluntersuchungen zwei unterschiedliche Epoxidharze zum Einsatz gekommen. Für den Vergleich der beiden Harze, werden die Proben nach Tabelle 11 gruppiert untersucht. Dabei zeigt sich auch hier ein deutlicher Unterschied in den Temperaturverläufen.

In den Abbildungen 34 und 35 sind die Temperaturkurven der Proben mit 10 %igem PCM-Anteil (A10 & B10), sowie die beiden Referenzproben A0 und B0, ohne PCM-Beimischung, dargestellt.

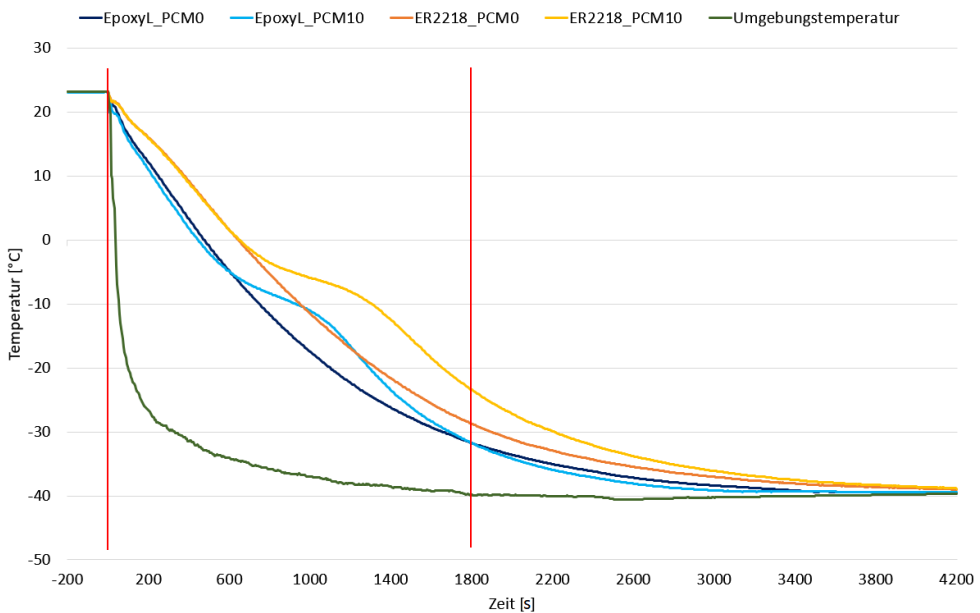


Abbildung 34: Abkühlverhalten der Proben A10 und B10 bzgl. Referenzproben

Das Harz *ER2218* wurde unter anderem aufgrund der geringen Wärmeleitfähigkeit ausgewählt. Der Unterschied zu dem handelsüblichen Gießharz *EpoxyL* ist in den abweichenden Kurvenverläufen der Referenzproben A0 und B0 gut erkennbar. Das Harz mit der geringeren Wärmeleitfähigkeit benötigt eine längere Zeit zum herunter kühlen. Dadurch ist deutlich, dass *ER2218* die Wärmeenergie langsamer ableitet, als das Harz *EpoxyL*. Die Plateaubildung im Kurvenverlauf ist allerdings, aufgrund der identischen Menge Phasen-Wechsel-Materials, von ähnlicher Dauer.

In der Aufheizphase, Abbildung 35, zeigt sich dieser Effekt ebenfalls. Bei dem Material mit der niedrigeren Wärmeleitfähigkeit, steigt die Temperatur langsamer an. Wie erwartet, erhitzt sich demnach die Probe B0, mit dem Epoxidharz *ER2218*, langsamer als die Probe A0. Dieses träge thermische Verhalten stellt, im Gegensatz zu der Abkühlphase, diesmal einen Nachteil dar, denn dadurch ergibt sich eine geringfügig längere Verweildauer in niedrigeren Temperaturbereichen.

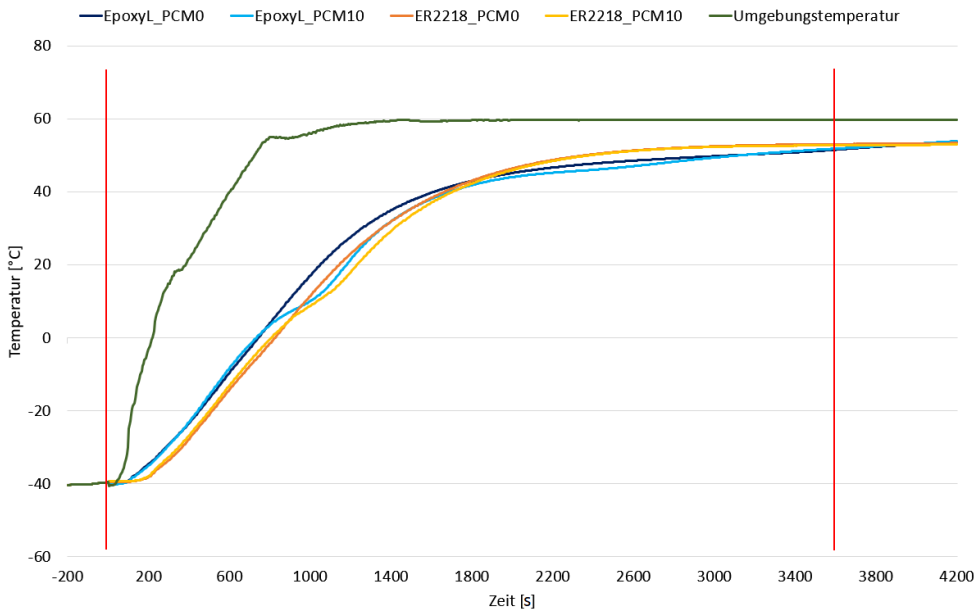


Abbildung 35: Aufheizverhalten der Proben A10 und B10 bzgl. Referenzproben

In dem Vergleich der Proben A20-B20, A30-B30 und A40-B40 zeigt sich der gleiche tendenzielle Verlauf (Anhang C). Auch hier kühlt das Harz *ER2218* langsamer herunter und die Plateaubildung bei den Vergussmassen ist identisch.

Vergleicht man nun die Grenzproben dieser Untersuchung, die Proben A0/A40 und B0/B40 miteinander, ist der Effekt der Verzögerung der Temperaturänderungen signifikant. Bei der Gegenüberstellung wird das Durchschreiten der Temperatur von -10°C , als Vergleichswert herangezogen. Bereits bei den Proben A0 und B0, also den Vergussmassen ohne PCM-Beimischung, ist die zeitliche Differenz Δt für das Durchschreiten der Vergleichstemperatur, wie in Abbildung 36 dargestellt, deutlich erkennbar.

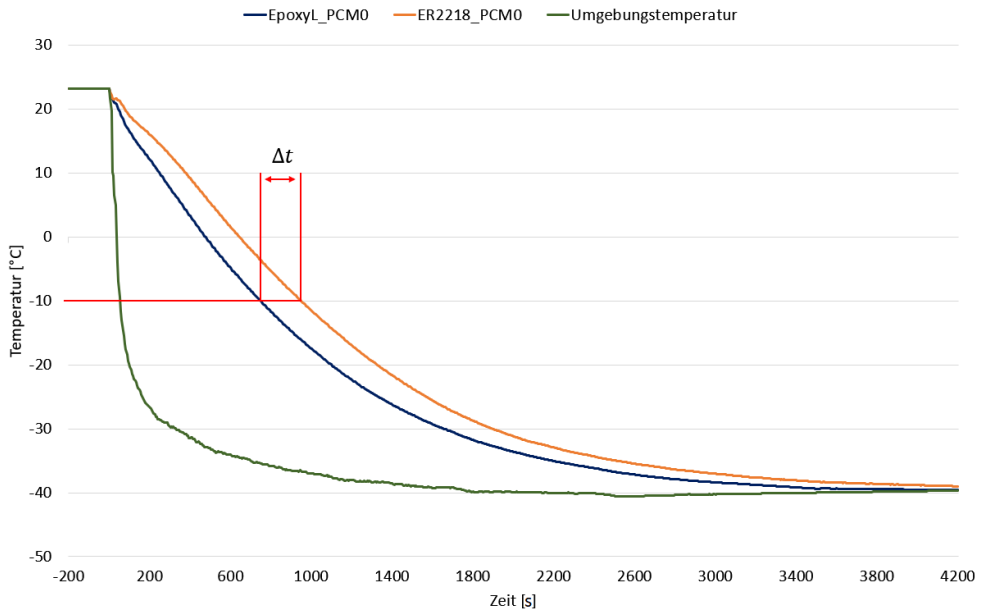


Abbildung 36: Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A0 & B0

Während bei der Probe A0 die Temperatur von -10 °C nach etwa 750 Sekunden erreicht ist, durchschreitet die Probe B0 erst nach ungefähr 950 Sekunden diesen Wert. Dies ist auf die bereits erwähnte geringere Wärmeleitung des Epoxidharz *ER2218* zurück zu führen. Abbildung 37 zeigt die Proben mit maximalem PCM-Zusatz. Dabei zeigt sich ein noch deutlicherer Unterschied. Die Probe A40, also mit 40 % PCM-Anteil, durchschreitet nach etwa 1600 Sekunden die Temperatur von -10 °C , währenddessen die Probe B40 erst nach ungefähr 1975 Sekunden diesen Wert unterschreitet.

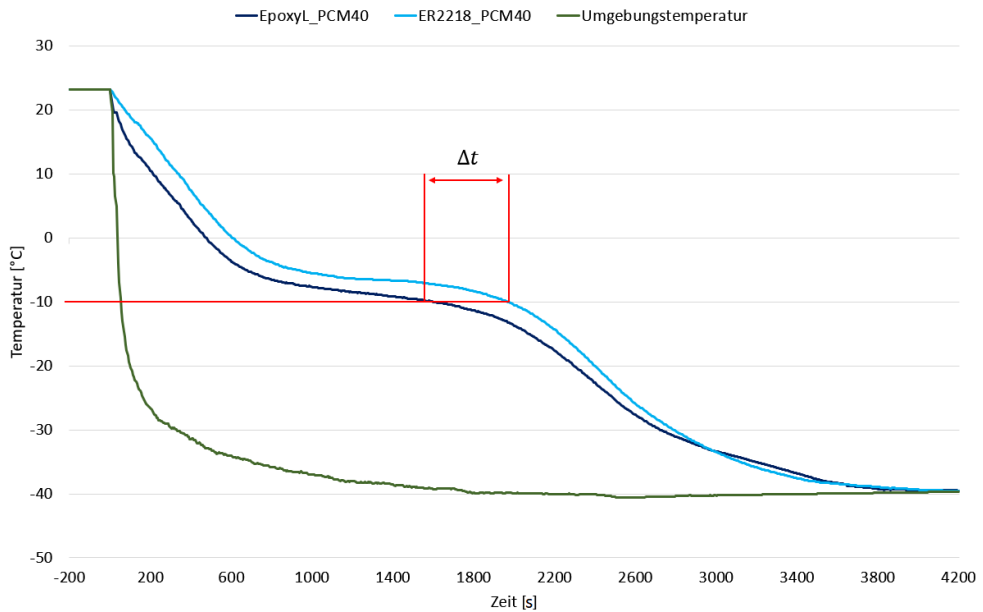


Abbildung 37: Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A40 & B40

Der Vergleich der beiden Extrema dieser Untersuchung, der Probe A0 (handelsübliches Epoxidharz ohne PCM Zusatz) und Probe B40 (ausgewähltes Epoxidharz mit maximalem PCM Zusatz), zeigt den größten Effekt der Optimierung und ist in Abbildung 38 dargestellt. Zwischen diesen beiden Proben liegt eine Differenz von etwa 1225 Sekunden, also mehr als 20 Minuten, für das Durchschreiten der Vergleichstemperatur von -10 °C. Dieser zeitliche Versatz verdeutlicht, welchen Einfluss die Zugabe eines Latentwärmespeichers zu einem Gießharz, mit guten thermischen Eigenschaften, ausübt. Tabelle 12 fasst die Ergebnisse der Thermaluntersuchungen zusammen und zeigt der Vollständigkeit halber zusätzlich den Zeitverzug während der Aufheizphase, zur Vergleichstemperatur von +20 °C.

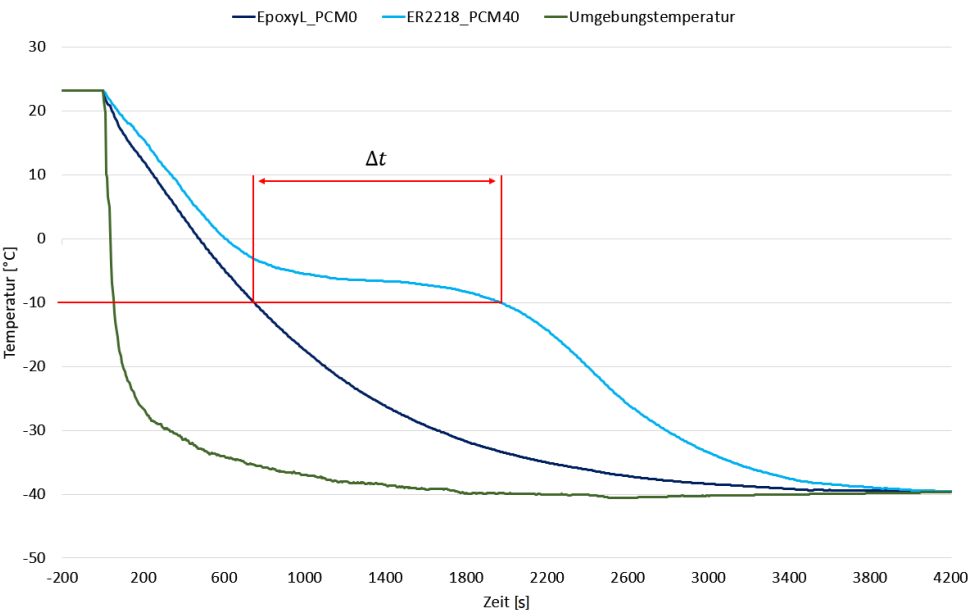


Abbildung 38: Zeitverzug beim Durchschreiten der Vergleichstemperatur der Proben A0 & B40

Tabelle 12: Zusammenfassung der Untersuchungsergebnisse

Probe	Abkühldauer bis $T = -10^{\circ}\text{C}$	Δt [s]	Aufheizdauer bis $T = +20^{\circ}\text{C}$	Δt [s]
A0	750 s		1050 s	
B0	950 s	200	1140 s	90
A10	930 s		1180 s	
B10	1305 s	375	1230 s	50
A20	1130 s		1210 s	
B20	1535 s	405	1320 s	110
A30	1350 s		1285 s	
B30	1710 s	360	1450 s	165
A40	1600 s		1435 s	
B40	1975 s	375	1570 s	135
A0 zu B40		1225		520

6 Praktische Umsetzung des Thermalkontrollsystems im Projekt PiNaSys II

Die Notwendigkeit, bei Satellitenplattformen unter 1 kg Masse, den Designfokus auf das Thermalkontrollsystem zu legen, zeigt sich an dem vom DLR geförderten CubeSat-Projekt *PiNaSys II* (Förderkennzeichen: 50 RU 1504) der Technischen Universität Berlin. Im Rahmen dieses Projekts werden für eine Schwarmmission, stark miniaturisierte Satelliten, mit den Bezeichnungen BEESAT-5..8 und BEESAT-10..13, im CubeSat-Format 0.25U entwickelt (Abbildung 39). Damit stellen diese Satelliten eine der kleinsten, vollständig redundanten Satellitenplattformen mit Zwei-Wege-Kommunikation dar, die aktuell im All betrieben werden (Stand 11/2019).



Abbildung 39: Künstlerische Darstellung BEESAT-5..8 [47]

Aufgrund ihrer geringen Masse von etwa 375 g wird erwartet, dass diese Satelliten im Orbit sehr starken Temperaturschwankungen unterliegen. Daher wurde seit Beginn des Projekts dem Thermalhaushalt eine große Beachtung geschenkt. Der Autor dieser Arbeit war für den konstruktiven Entwurf der Satelliten, den AIV-Prozess (Aufbau, Integration und Verifikation, engl. Assembly, Integration and

Verification) und die Entwicklung eines geeigneten Thermalkonzepts verantwortlich. Im Rahmen dieser Entwicklung wurde der Lösungsansatz zum Einsatz von Latentwärmespeichern zur Temperaturkontrolle in das Design eingebracht. Damit soll ein vorzeitiges Systemversagen, aufgrund zu hoher Temperaturschwankungen oder dem Auskühlen der Akkumulatoren, verhindert werden.

6.1 Projektbeschreibung PiNaSys II

Das Kleinsatellitenprojekt *PiNaSys II* basiert auf dem Vorgängerprojekt *PiNaSys*, in dem miniaturisierte Technologien für die Inter-Satellitenkommunikation, also dem Informationsaustausch zwischen Schwarm-satelliten, und zur Positionsbestimmung mittels Satellitennavigation, entwickelt wurden. Dabei wurde der Technologiereifegrad (engl. Technology Readiness Level, kurz TRL) 4 bis 5 erreicht [48], [49]. Das Anschlussprojekt *PiNaSys II* dient der Weiterentwicklung dieser Technologien bis zur Einsatzreife und dem Nachweis der Funktionalität unter Weltraumbedingungen im Rahmen einer Schwarmmission, bestehend aus jeweils vier identischen Picosatelliten, wie in Abbildung 40 dargestellt, mit einer jeweiligen Masse von wenigen hundert Gramm.

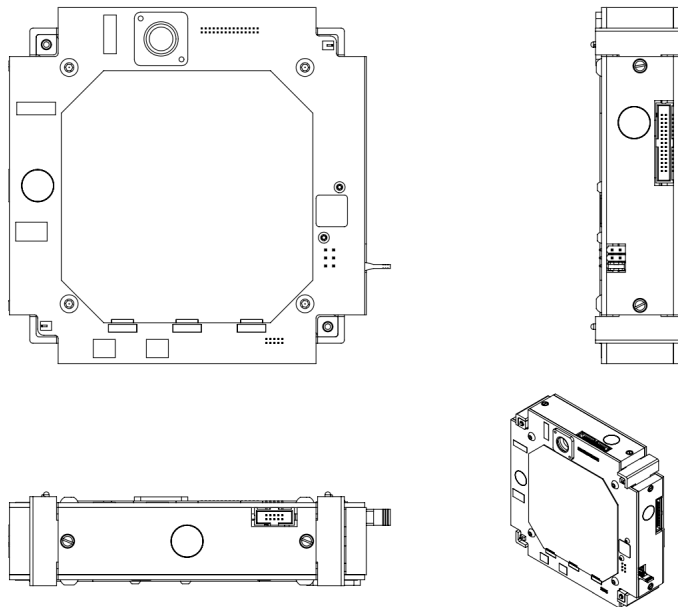


Abbildung 40: Technische Ansicht

Mit diesem Picosatellitenprojekt werden miniaturisierte Raumfahrtkomponenten entwickelt und erprobt, die in späteren Satellitenmissionen, durch die Reduzierung des Energie- und Platzbedarfs, erweiterte Nutzlastkapazitäten zur Verfügung stellen sollen.

Die primären und sekundären Projektziele werden nach [49] wie folgt benannt:

Primär:

- Weiterentwicklung und Verifikation der Komponente zur Inter-Satelliten-Kommunikation im UHF-Band für Pico- und Nanosatelliten unter Weltraumbedingungen
- Weiterentwicklung und Verifikation des GPS-Empfängers im L1-Band für Pico- und Nanosatelliten unter Weltraumbedingungen
- Entwicklung, Fertigung, Start und Betrieb eines Picosatellitenschwarms als Testumgebung im niederen Erdborbit

Sekundär:

- Validierung der GPS-Positionsbestimmung mittels bodengestütztem Laser-Tracking
- Entwicklung von Algorithmen zur Satellitennavigation an Bord von Pico- und Nanosatelliten
- Entwicklung einer multifunktionalen Kameranutzlast
- Ausbildung des wissenschaftlichen Nachwuchses

Zur Reduzierung der Startkosten sind jeweils vier Picosatelliten in ihren Abmessungen und Massen derart ausgelegt, dass sie zusammengekommen dem Volumen und der Masse eines 1U CubeSats entsprechen. Damit wird deutlich, dass die einzelnen Satelliten aufgrund ihrer geringen thermischen Massen, hohen Temperaturbelastungen ausgesetzt sein werden und daher das Thermaldesign einen entscheidenden Entwurfstreiber darstellt.

6.2 Thermalkonzept der Picosatelliten

Aufgrund der geringen Größe und der damit einhergehenden kleinen thermischen Masse, ist die Thermalkontrolle der Picosatelliten eine Herausforderung bei der Entwicklung. Die in Kapitel 4 beschriebene Problematik von Satelliten in dieser Größenordnung, stellt bei den Satelliten BEESAT-5..8 und den identisch aufgebauten BEESAT-10..13 ein hohes Risiko des Systemversagens, aufgrund unterkühlter Akkumulatoren, dar. Daher fließen die Überlegungen zu einem geeigneten Thermalsystem bereits in der Konzeptphase in das Design der Satelliten ein.

Unter Berücksichtigung der Erkenntnisse aus Kapitel 4 und 5 wurde ein Design mit möglichst starker Entkoppelung des Batteriefachs vom restlichen Satelliten gewählt. Dadurch soll ein zu rasches Auskühlen der Akkumulatoren verhindert werden. Abhängig von der Drehrate der Satelliten wird allerdings erwartet, dass aufgrund der ungleichmäßigen Verteilung der thermischen Massen und des minimierten Wärmeflusses, große Temperaturschwankungen der äußeren Satellitenoberflächen durch die unterschiedlichen Beleuchtungsverhältnisse auftreten. Dies bedeutet einen hohen thermalen Stress der äußeren Hülle, auf der die gesamte Satellitenelektronik untergebracht ist. Allerdings ist diese weitaus robuster als die Akkumulatoren, so dass dieser Umstand in Kauf genommen wird.

6.3 Praktische Umsetzung des Thermalkonzepts

Bei der Umsetzung des Thermalkonzepts kommen sowohl konstruktive Maßnahmen, als auch die in Kapitel 4 beschriebene Latentwärmespeicher-Lösung zum Einsatz. Damit soll einerseits das Risiko eines Satellitenausfalls aufgrund thermischer Einflüsse reduziert, als auch das Potenzial eines PCM-basierten Thermalkontrollsystems gezeigt werden.

6.3.1 Aufbau der Satelliten

Bei den Satelliten BEESAT-5..8 und BEESAT-10..13 wurde für eine gleichmäßige Wärmeverteilung ein symmetrisches Strukturdesign, mit einem Minimum an äußerlich sichtbaren Strukturteilen, gewählt. So sind, wie in Abbildung 41 dargestellt, nur die Kontaktstellen zum Separationssystem, die CubeSat-Führungsschienen

(rot markiert), der Weltraumumgebung ausgesetzt. Die übrigen Außenflächen bestehen aus Glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) und den zwei identischen Platinen der Satellitenelektronik mit den aufgetragenen Solarzellen.

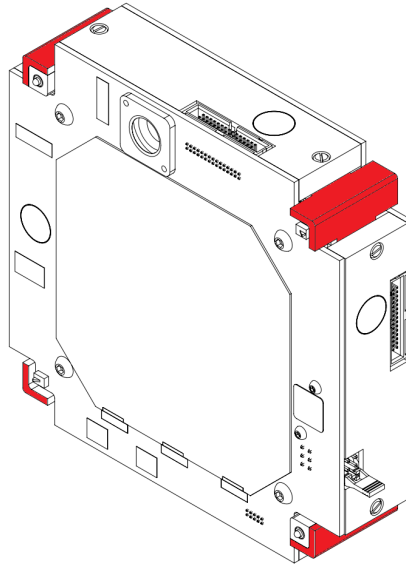


Abbildung 41: Außenliegende Strukturen

Für eine Verringerung der Trägheitskräfte ist die massereichste Baugruppe, das Batteriefach, im Zentrum des Satelliten angeordnet. Damit ergibt sich aufgrund der Größe von 0.25U und den Anforderungen aus der CubeSat-Design-Spezifikation (CDS) ein flaches Satellitendesign mit den folgenden Abmessungen:

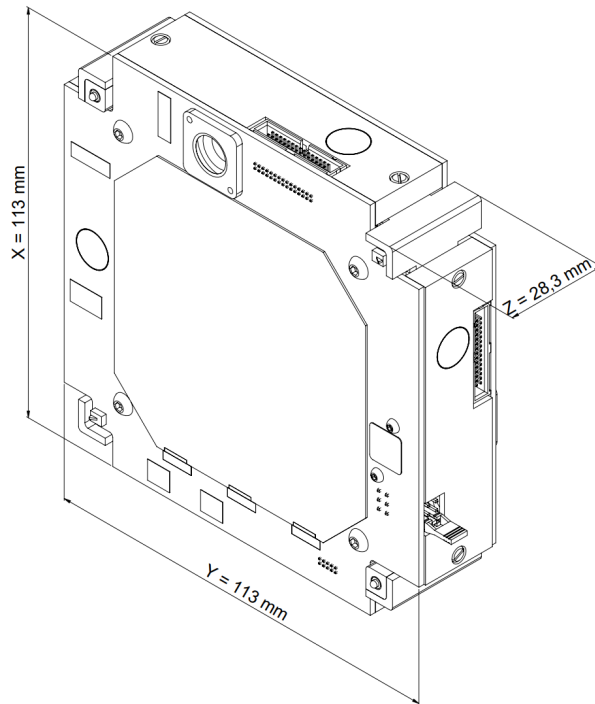


Abbildung 42: Koordinatenausrichtung und Abmessungen

Die vier GFK-Verkleidungsteile in der X- und Y-Achse sind mit Retroreflektoren zur Positionsbestimmung mittels Laserentfernungsmessung (engl. Satellite Laser Ranging, kurz SLR) versehen [50]. Um eine Abschirmung der direkt hinter den Verkleidungsteilen positionierten Funkantennen zu vermeiden, ist eine metallische Beschichtung zur Verbesserung der Thermalabsorption nicht möglich. Stattdessen kommt ein dunkel eingefärbtes Material zum Einsatz.

Die redundant aufgebauten Elektronikplatinen bilden mit der $80 \times 80 \text{ mm}^2$ Solarzelle von *AZUR SPACE* [51] den äußeren Abschluss des Satelliten in der Z-Achse. Auf diesen Platinen sind neben den Komponenten der Energieversorgung, die Subsysteme zur Datenverarbeitung, Kommunikation, Positionsbestimmung und -änderung sowie die optische Nutzlast untergebracht (Abbildung 43). Erst diese sehr hohe Integrationsdichte ermöglicht die Umsetzung des kompakten Designs im CubeSat-Format von 0.25U und demonstriert damit eindrucksvoll die Machbarkeit des Transfers von miniaturisierter Technologie in die Raumfahrttechnik.

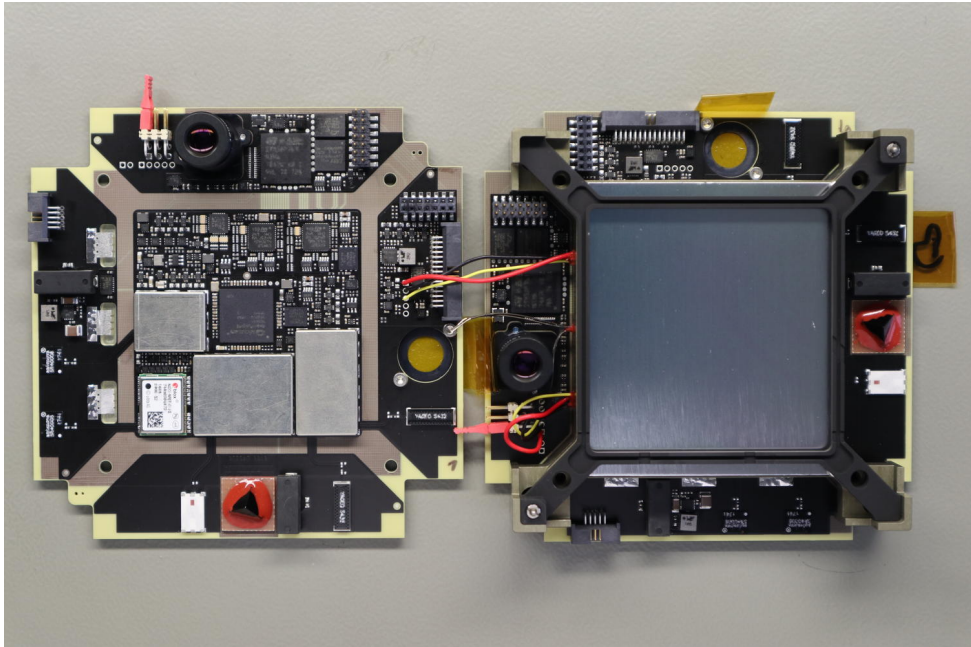


Abbildung 43: Innenansicht des Flugmusters BEESAT-10 [52]

Aufgrund ihres 10-Lagen Aufbaus mit zahlreichen Leiterbahnen aus Kupfer, verteilt sich die Wärme über die Platine relativ gleichmäßig. Für eine Reduzierung der Wärmeleitung vom Batteriefach zu den Platinen, sind die direkten Wärmeübergangsstellen auf vier Verschraubungspunkte beschränkt. Ebenso ist die Anbindung der äußeren Verkleidungsteile auf den Bereich ihrer Anschraubpunkte an den CubeSat-Schienen begrenzt. Somit ergibt sich ein, in Abbildung 44 dargestelltes, kreuzförmiges Strukturdesign, welches in Kombination mit den vergossenen Akkumulatoren in der Lage ist, die erwarteten mechanischen Startbelastungen aufzunehmen und gleichzeitig eine gute thermische Entkoppelung des Batteriefachs von der äußeren Hülle gewährleistet.

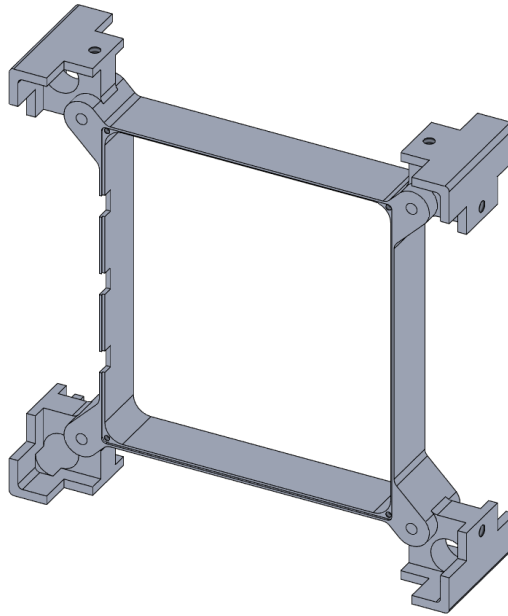


Abbildung 44: Darstellung der Primärstruktur

Da weitere klassische Maßnahmen zur Verbesserung der Thermalbilanz, wie beispielsweise eine Erhöhung der thermischen Masse, der Einsatz von Materialien mit hoher Wärmekapazität oder elektrischer Heizelemente aufgrund der Projektanforderungen nicht möglich sind, erfolgt die weitergehende Optimierung des Thermalverhaltens über die Oberflächeneigenschaften der verwendeten Materialien.

Neben der Wärmeleitung spielt die Wärmestrahlung eine entscheidende Rolle. Die Bauform und Positionierung der verwendeten Lithium-Ionen-Akkumulatoren [41] in den Satelliten, bedingt zwei großflächige Seiten in der Z-Achse, über die Wärmeenergie infolge von Wärmestrahlung verloren geht. Da bereits die Verbindung zwischen Batteriefach und Platine, und damit die direkte Wärmeleitung, auf ein Minimum reduziert wurde, kann die abgestrahlte und aufgenommene Wärmeenergie über die Oberflächeneigenschaften der Akkumulatorenabdeckung beeinflusst werden. Dafür wird, wie in Abbildung 45 gezeigt, eine polierte Abdeckung eingesetzt, mit dem Ziel die emittierte Wärmestrahlung zu reduzieren.

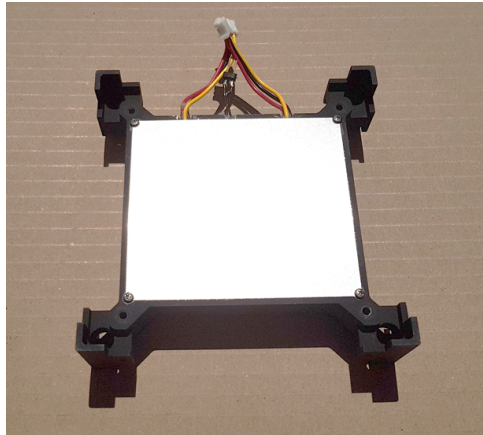


Abbildung 45: Polierte Akkulatorenabdeckung

6.3.2 Verwendete Strukturmaterialien

Neben den konstruktiven Maßnahmen, spielen die verwendeten Materialien eine wichtige Rolle in der Auslegung des Thermaldesigns. Insbesondere die Eigenschaften der Wärmeleitfähigkeit und -kapazität sind hier von Bedeutung. Zusätzlich muss bei den Picosatelliten auf die Dichte der eingesetzten Strukturwerkstoffe geachtet werden, um die Massenbeschränkungen einzuhalten. In Tabelle 13 sind die Eigenschaften raumfahrttypischer Metalle gegenüber gestellt.

Tabelle 13: Thermophysikalische Eigenschaften raumfahrttypischer Metalle [53]

Material	Material- temperatur [°C]	Spezifische Wärme- kapazität [J/(kg · K)]	Wärmeleit- fähigkeit [W/(m · K)]	Dichte [kg/m ³]
Aluminium	20	920	221	2700
Stahl (V2A)	20	500	21	7880
Magnesium	20	1000	159	1700
Titan	20	522	15,5	4510
Gold	20	125	314	19300
Platin	20	167	71	21400
Kupfer, rein	20	390	393	8900
Nickel	20	460	58,5	8800
Zinn	20	230	63	7280

Edelmetalle wie Platin und Titan spielen trotz ihrer geringen Wärmeleitung, aufgrund der hohen Dichte, eine untergeordnete Rolle als Strukturwerkstoff im Kleinsatellitenbau. Am weitesten verbreitet ist die Verwendung von Aluminiumlegierungen. Diese bieten einen guten Kompromiss aus hoher Wärmekapazität und geringer Dichte gegenüber ihrer Wärmeleitfähigkeit. Magnesiumlegierungen stellen mittlerweile eine interessante Alternative zu den Aluminiumlegierungen dar. Wegen ihrer sehr geringen Masse und hohen Wärmekapazität sind sie, trotz ihrer etwas geringeren Festigkeit als Aluminiumlegierungen, sehr gut als Strukturmaterial geeignet. Insbesondere die Magnesiumlegierungen *AZ31*, *AZ61* und *AZ80* sind in der Luftfahrt und dem Automobilbau weit verbreitet [54], [55].

Im Projekt *PiNaSys II* wurde daher der Einsatz von Magnesiumlegierungen für die Fertigung der Strukturteile erwogen. Dies hätte eine etwa 20 %ige Reduzierung der Strukturmasse zur Folge gehabt. Aufgrund der geringeren Festigkeit gegenüber Aluminiumlegierungen wurden größere Wandstärken gewählt, so dass die Dichte-Differenz nicht exakt eingespart wurde. Allerdings hat sich die Oberflächenbeschichtung von Magnesiumlegierungen als problematisch erwiesen. Die Firma *Aalberts Surface Treatment* [56] bietet in ihrem Kompetenzzentrum für plasmachemische Verfahren in Berlin, ehemals *AHC Oberflächentechnik GmbH*, die Beschichtung von Prototypenteilen aus Magnesium an. Jedoch hat sich die Oberflächenbeschichtung der Magnesiumstrukturen mit *MAGOXID-COAT*[®]

[57] als zu empfindlich und zu wenig abriebfest, insbesondere im Bereich der Kontaktstellen der Satelliten zum Separationssystem, erwiesen. Zusätzlich gab es Bedenken bei der Startzulassung der mit *MAGOXID-COAT*[®] beschichteten Strukturteile, da der feine Abrieb ein Risiko für Optiken und Spiegel darstellt.

Aktuell untersucht das Fraunhofer Institut für Werkstoff- und Strahltechnik (IWS) in Dresden, die Möglichkeit ihre kohlenstoffbasierte *Diamor*[®] Beschichtung [58] auf bereitgestellten Magnesiumteilen des Projekts *PiNaSys II* aufzubringen (Stand 01.04.2020). Wenn dies erfolgreich möglich ist, eröffnet der Einsatz von Magnesiumlegierungen neue Möglichkeiten in der Masseneinsparung von Strukturelementen bei Kleinsatelliten.

Aufgrund der gewonnenen Erkenntnisse kommt für die Flugmuster eine Hybridstruktur aus einer Aluminium- und Magnesiumlegierung zum Einsatz. Das in Kontakt zum Separationssystem stehende Primärstrukturteil besteht aus *EN AW-2024* mit einer hardanodisierten Oberfläche, die zwei weiteren sekundären Strukturteile zur Abstützung der Platinen, sind aus der Magnesiumlegierung *AZ31* gefertigt und mit *MAGOXID-COAT*[®] oberflächenbehandelt. Somit werden an kontaktsensiblen Stellen die Vorteile der robusten Oberflächenbeschichtung des Aluminiums und in weniger kritischen Bereichen die der geringen Dichte des Magnesiums genutzt.

6.3.3 Thermalsimulationen

Für eine Abschätzung der Temperaturverhältnisse im Satelliten, sind Thermalsimulationen durchgeführt worden. Dabei zeigt sich, dass in der Schattenphase ein starkes Auskühlen des Satelliten zu erwarten ist. Insbesondere für die Lithium-Ionen-Akkumulatoren stellt dies ein hohes Risiko dar. Für die Thermalsimulationen wird die Weltraumumgebung im niederen Erdorbit (LEO) nachgestellt. Dafür werden folgende Parameter herangezogen:

- Umgebungstemperatur: 3 Kelvin (kosmische Hintergrundstrahlung)
- Solarkonstante gemittelt: 1367 W/m^2
- Erdalbedo gemittelt: 410 W/m^2
- Erdinfrarot gemittelt: 230 W/m^2
- konstante Drehrate des Satelliten: $1^\circ/\text{s}$

- Abkühlzeit (Schattenphase): 1800 Sekunden
- Aufheizzeit (Sonnenphase): 3600 Sekunden

Die Simulationen ergeben den in Abbildung 46 dargestellten Temperaturverlauf der sechs Satellitenoberflächen (schmale Linien) und der Kerntemperatur (breite rote Linie) der im Zentrum angeordneten Akkumulatoren. Dabei sind zugunsten der Lesbarkeit auszugsweise nur die ersten zwei simulierten Erdumrundungen abgebildet. Das detaillierte und vollständige, 10 Tag-Nachtwechsel umfassende, Diagramm des Temperaturverlaufs ist dem Anhang A zu entnehmen.

Abbildung 47 zeigt anschließend, grafisch dargestellt, die Temperaturverteilung nach 1800 Sekunden Abkühldauer, was in etwa der erwarteten Schattenphase des Satellitenschwarms im Erdorbit entspricht.

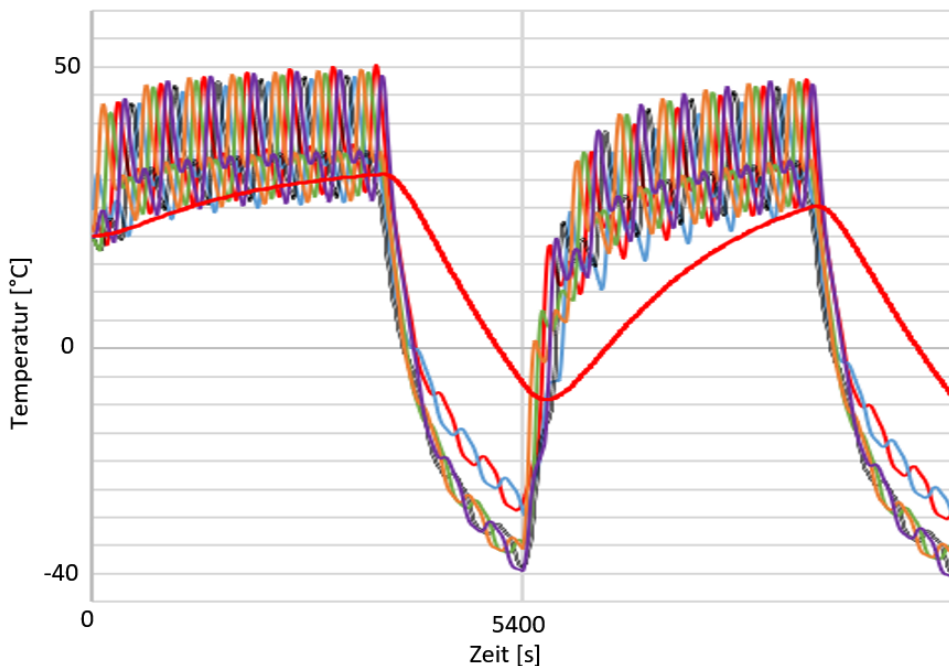


Abbildung 46: Ausschnitt - Temperaturverlauf der 6 Außenflächen und der Batterien

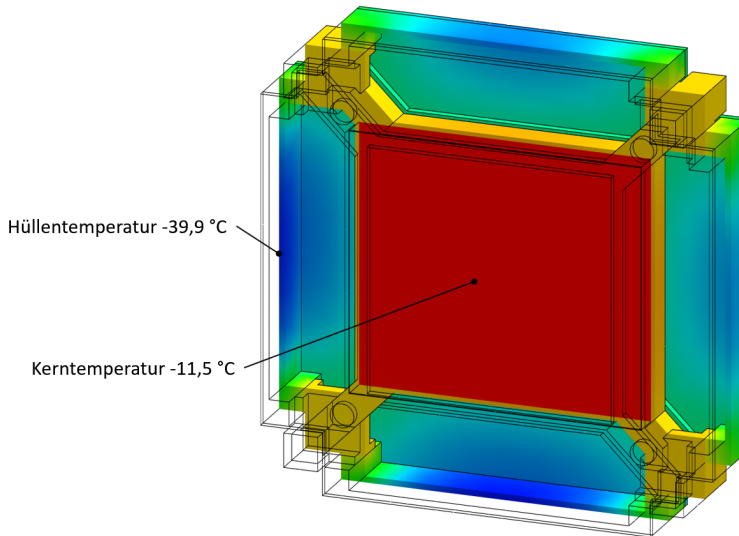


Abbildung 47: Temperaturverteilung nach 1800 Sekunden simulierter Abkühldauer

Die Thermalsimulationen zeigen den Temperaturverlauf bei der Verwendung des Epoxidharzes *ER2218* ohne PCM-Anteil. Trotz einer Optimierung von Wärmeleitung und -strahlung sind empfindliche Baugruppen, wie die Akkumulatoren, demnach gefährlichen Tieftemperaturen ausgesetzt. Die simulierten $-11,5\text{ °C}$ liegen in der idealisierten Simulationsumgebung noch innerhalb des zulässigen Temperaturbereichs, allerdings besteht aufgrund der Grenznähe das Risiko, in einer realistischen Weltraumumgebung und bei ungünstiger Taumelbewegung des Satelliten, diese Temperatur zu unterschreiten.

Dies zeigt, dass ein rein passives Thermalkontrollsystem zum Schutz vor Unterkühlung systemkritischer Komponenten von Picosatelliten, ohne den Einsatz eines Latentwärmespeichers, große Schwierigkeiten mit sich bringen kann.

6.3.4 Einbringen des Lösungsansatz zum PCM-Einsatz

Für eine Verbesserung des Thermalverhaltens und dem Schutz der Akkumulatoren vor Unterkühlung, kommt der in Kapitel 4 beschriebene Lösungsansatz zum Einbringen eines Phasen-Wechsel-Materials zum Einsatz. Das PCM wird zusammen mit dem Epoxid-Gießharz *ER2218* als Vergussmasse eingebracht. Durch das

Vergießen der Akkumulatoren wird neben dem Schutz vor starken thermischen Einflüssen, ein Aufblähen unter Vakuumeinfluss verhindert. Des Weiteren schützt die Ummantelung, und die damit einhergehende feste Positionierung der Energiespeicher im Satelliten, vor Beschädigungen während der Startphase. Abbildung 48 zeigt die vergossenen Akkumulatoren kurz vor dem Verschließen des Batteriefachs mit der polierten Abdeckung.

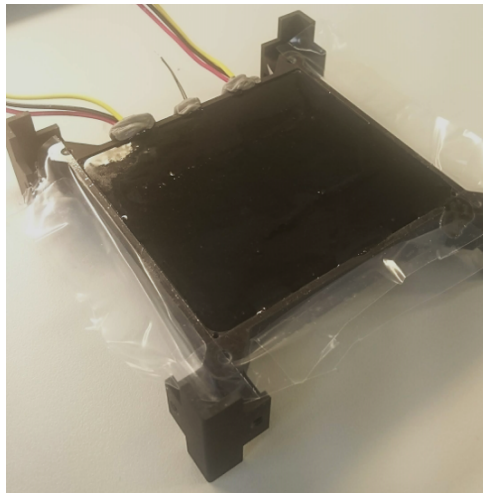


Abbildung 48: Vergossene Akkumulatoren

Bei dem Vergießen ist auf eine exakte und feste Positionierung der Akkumulatoren innerhalb des Batteriefachs zu achten. Dies geschieht durch das Einsetzen von Abstandshaltern. Somit wird gewährleistet, dass die Akkumulatoren komplett und gleichmäßig von der Vergussmasse umschlossen sind und kein Wandkontakt und damit eine sehr gute Wärmeleitung zur Struktur besteht.

6.3.5 Thermaltests

Um das in Kapitel 5 beschriebene Thermalverhalten des PCM-Zusatzes in den untersuchten Materialproben auf die Picosatelliten des Projekts *PiNaSys II* zu übertragen, werden Demonstrations- und Entwicklungsmodelle (engl. Development Model, kurz DM) hergestellt. In insgesamt drei Satellitenmodellen, wie in

Abbildung 49 dargestellt, werden die Akkumulatoren mit dem Epoxid-Gießharz *ER2218* und unterschiedlichen PCM-Anteilen vergossen. Zusätzlich wird in jedes Batteriefach ein Thermistor eingebracht, der mit dem in den untersuchten Becherproben verwendeten identisch ist und auch in den späteren Flugmodellen zum Einsatz kommen soll. Die Akkumulatoren-Vergussmassen der drei Modelle sind wie folgt aufgebaut:

Tabelle 14: Vergussmassen der Entwicklungsmodelle

Material	DM-1	DM-2	DM-3
Epoxidharz	<i>ER2218</i>	<i>ER2218</i>	<i>ER2218</i>
PCM-Massenanteil	0 %	25 %	40 %



Abbildung 49: Entwicklungsmodelle der Thermaluntersuchungen

Das DM-1 dient als Referenz, um den Einfluss des PCMs in der Vergussmasse zu verdeutlichen. Aufgrund der Erfahrung bei der Herstellung der Becherproben, wurden die Anteilswerte 25 % und 40 % für das PCM ausgewählt. Bei der Herstellung der Vergussmasse zeigte sich, dass ein zum fehlerfreien Vergießen der Akkumulatoren optimaler PCM-Anteil zwischen 20 und 30 Prozent liegt. Bei den vorangegangenen Thermaluntersuchungen lag die Grenze der Verarbeitbarkeit der

Vergussmasse bei einem PCM-Anteil von 40 %. Bei dem Einsetzen der Akkumulatoren in das DM-3 zeigte sich jedoch, dass aufgrund der hohen Viskosität der Vergussmasse ein fehlerfreies Vergießen nicht mehr möglich ist. So ist davon auszugehen, dass in dem ausgehärteten Batteriefach des DM-3 zahlreiche Hohlräume und Lufteinschlüsse vorhanden sind und damit ein undefinierter Einbauzustand vorherrscht. Trotzdem wird das DM-3 für die Thermaltests genutzt, um zu sehen, wie groß der Einfluss der höheren PCM-Zugabe bezüglich des DM-2 mit 25%igem Anteil ist.

Der Ablauf der Thermaltests mit den drei Modellen verläuft analog zu dem, der in Kapitel 5 beschriebenen Becherproben. Zunächst wird die Thermalkammer auf -40°C , inklusive einer separaten Box zum Schutz der Modelle vor Luftströmungen, herunter gekühlt. Mit dem Einsetzen der Entwicklungsmodelle wird der Temperaturverlauf der Umgebung, als auch der einzelnen Batteriefächer, gemessen und aufgezeichnet.

Nachdem die Batteriefächer eine einheitliche Temperatur von etwa -40°C angenommen haben, wird die Thermalkammer auf eine Zieltemperatur von $+60^{\circ}\text{C}$ umgeschaltet. Wie in den vorangegangenen Thermaluntersuchungen verläuft auch hier die Aufheizphase zügig. Nachdem wieder eine einheitliche Kerntemperatur im Batteriefach erreicht wurde, ist der Thermaltest beendet. Dieser Ablauf wiederholt sich für jedes Modell DM-1 bis DM-3.

Die Ergebnisse der Thermaluntersuchungen sind in den nachfolgenden Abbildungen 50 und 51 abgebildet. Die rot dargestellten Markierungen verdeutlichen den für die Satelliten relevanten Abschnitt von 1800 Sekunden in der Abkühlphase und den in der Heizphase interessanten Bereich von 3600 Sekunden. Trotz der erheblichen Unterschiede der Laborbedingungen zur Weltraumumgebung werden diese Zeitabschnitte wieder als Vergleichs- und Orientierungshilfe herangezogen. In den Darstellungen der Ergebnisse wird zugunsten der Lesbarkeit auf eine vereinfachte Form und Ausschnitte zurück gegriffen. Die detaillierten und vollständigen Diagramme sind dem Anhang B zu entnehmen.

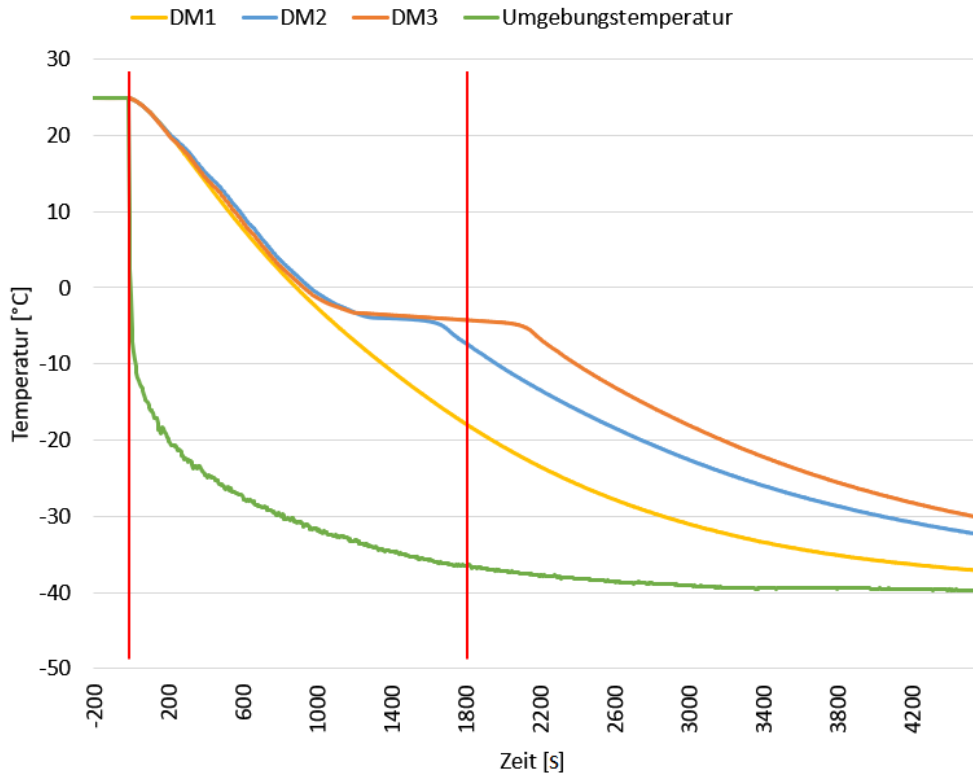


Abbildung 50: Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Abkühlphase

Das DM-1 ohne PCM-Zusatz zeigt wie erwartet ein konstantes Abkühlverhalten des Batteriefachs. Der Temperaturverlauf des DM-2, mit 25%igem PCM-Anteil und der des DM-3 mit 40 % PCM-Zusatz unterscheidet sich erheblich vom DM-1. Die Plateaubildung aufgrund der Wärmeabgabe des Phasen-Wechsel-Materials ist deutlich sichtbar. Ebenso die unterschiedliche Dauer des Plateaus, die sich anhand der Menge des zugefügten PCM ergibt.

Die Temperaturkurven in der Aufheizphase verlaufen ähnlich der Abkühlphase. Das DM-1 ohne PCM-Anteil zeigt ein konstantes Aufwärmverhalten, währenddessen DM-2 verzögert und DM-3 noch langsamer erwärmt.

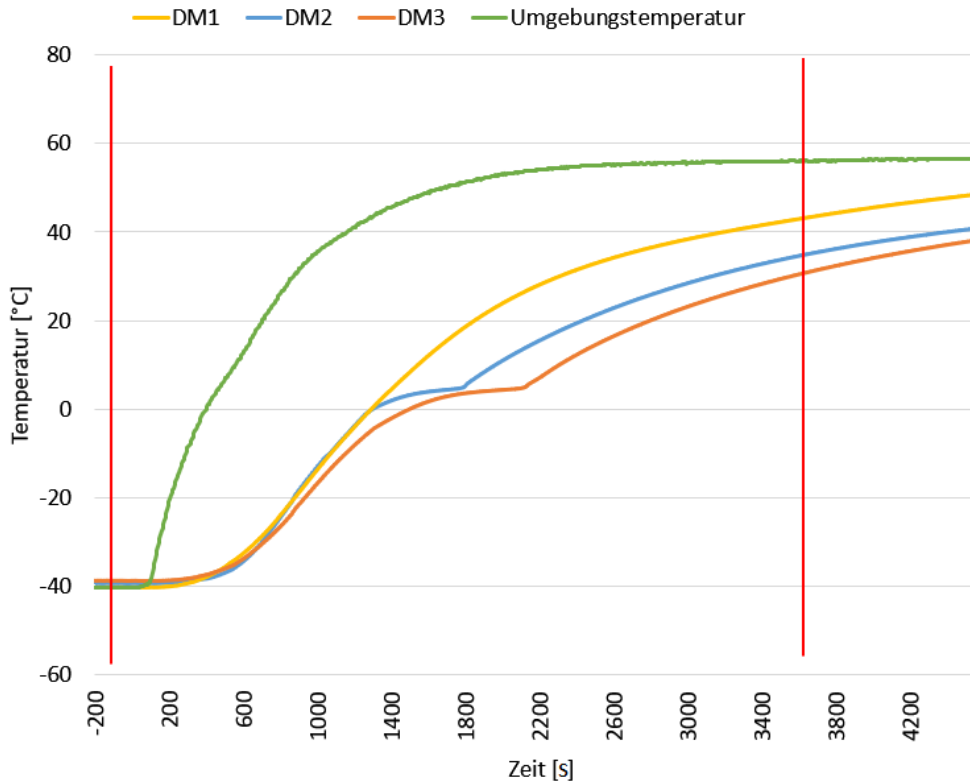


Abbildung 51: Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Aufheizphase

Zur Überprüfung des vorgesehenen Wärmeflusses innerhalb der Batteriefachstruktur, wurden während der Abkühlphase Wärmebilder der DM-1 Struktur aufgenommen. Für diese Aufnahmen wurde eine Wärmebildkamera der Firma *FLIR* verwendet. Abbildung 52 zeigt den Vergleich des simulierten Temperaturverlaufs mit der beobachteten Wärmeverteilung der DM-1 Primärstruktur.

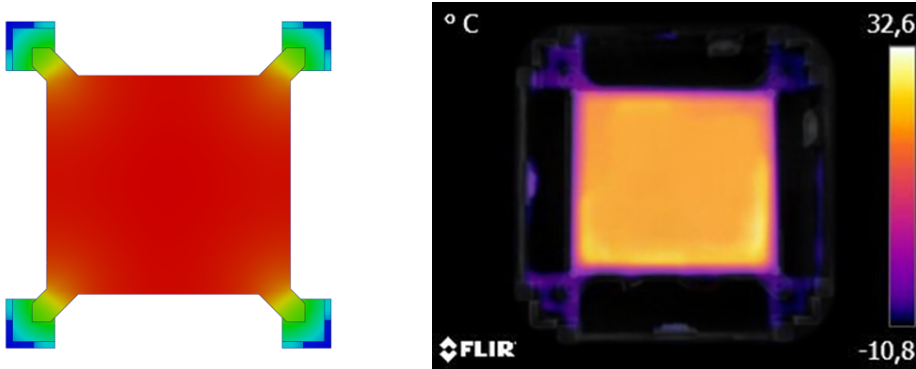


Abbildung 52: Vergleich simulierter Temperaturverlauf und Wärmebild DM-1

Wie vorhergesagt, ist ein starkes Temperaturgefälle vom Zentrum des Batterie-fachs, mit den vergossenen Akkumulatoren, in Richtung der CubeSat-Schienen erkennbar. Dies zeigt die beabsichtigte eingeschränkte Wärmeleitung innerhalb der Primärstruktur.

6.4 Erste In-Orbit-Ergebnisse der Flugersatzmodelle

Die identisch zu den Satelliten BEESAT-5..8 aufgebauten Flugmuster BEESAT-10..13 sind am 05.07.2019 erfolgreich an Bord des Trägersystems *Sojus-Fregat*, vom russischen Kosmodrom Wostotschny aus, in ihren Orbit transportiert worden [59] (Abbildung 53). Sie sollen die Überlebensfähigkeit derart miniaturisierter Satellitenplattformen mit Hilfe des auf Latentwärmespeicher basierenden Thermalkontrollsystems nachweisen. Zusätzlich wird anhand der empfangenen Signale das Bodensegment für die nachfolgenden Flugmuster BEESAT-5..8 optimiert und vorbereitet. Da aufgrund ihrer geringen Größe eine radargestützte Ortung als problematisch eingeschätzt wird, können mittels BEESAT-10..13 die Verfahren zur Positionsbestimmung getestet werden.



Abbildung 53: Startvorbereitung der Satelliten BEESAT-10..13 in Wostotschny [60]

Aufgrund von Verzögerungen im Projektverlauf konnten die Flugmuster BEESAT-10..13 zum Startzeitpunkt nur mit einer stark vereinfachten Software ausgestattet werden. Die empfangenen Daten sind daher nur eingeschränkt auswertbar. BEESAT-10..13 senden auf Anfrage ihre aktuelle Drehrate, die vom Satelliten empfangene Signalstärke der Bodenstation und einen Temperaturwert von der Rückseite der Solarzellen. Die Flugmuster sind permanent eingeschaltet und haben, aufgrund der identischen Hardware, in etwa den gleichen Energieverbrauch im Bereitschaftsmodus und der Kommunikation wie die geplanten Flugmuster BEESAT-5..8.

Am 08.07.2019 konnten schließlich die ersten Signale von BEESAT-12 empfangen werden. Nachdem die Satellitenpositionen einige Zeit später genauer bestimmt werden konnten, wurden auch die Antworten von BEESAT-10, -11, und -13 empfangen. Nachfolgende Tabelle 15, zeigt den Verlauf der Kontaktaufnahme in den ersten Tagen nach dem Start.

Tabelle 15: Verlauf der Kontaktaufnahme B-10..13

Datum	B-10	B-11	B-12	B-13
08.07.2019			X	
09.07.2019	X		X	X
10.07.2019	X		X	
11.07.2019	X		X	X
12.07.2019	X	X	X	X
14.07.2019	X	X	X	X
16.07.2019	X	X	X	X

Im Verlauf der darauffolgenden Monate konnte regelmäßig Kontakt mit einem oder mehreren Satelliten hergestellt werden. Die übertragenen Werte deuten auf einen nominellen Betriebszustand hin und zeigen, dass der erfolgreiche Einsatz einer 0.25U CubeSat-Plattform im erdnahen Weltraum möglich ist. Tabelle 16 zeigt eine Übersicht über die Anzahl der bis zum 11. Juni 2020 durchgeführten erfolgreichen Kontaktversuche.

Tabelle 16: Anzahl der Satellitenkontakte (Stand 11.06.2020)

	B-10	B-11	B-12	B-13
Anzahl Kontakte	152	546	678	583
Anzahl Resets	3	3	3	3
Anzahl Erdumrundungen			5168	
Anzahl Tage im All			342	

Die Diskrepanz in der stark unterschiedlichen Anzahl an erfolgreichen Kontakten, ist der stetigen Separation der Satelliten untereinander und der damit einhergehenden ungenauen Kenntnis der einzelnen Satellitenpositionen geschuldet. Da noch keine radargestützte Ortung der Satelliten möglich war (Stand 11.06.2020), können die einzelnen Positionen bisher nur abgeschätzt werden.

Die Bordsoftware ist bei den Flugmodellen BEESAT-10..13 in ihrem Funktionsumfang noch deutlich eingeschränkt. Daher können die empfangenen Temperaturdaten bisher nur sehr begrenzt für eine Beurteilung der Temperaturverhältnisse an

Bord der Satelliten herangezogen werden. Allerdings lassen sich anhand der Werte die Temperaturbereiche einschränken und damit einige Grenzwerte ermitteln.

So ergeben die Auswertungen der empfangenen Daten, dass die maximale Oberflächentemperatur der Satelliten bis zu $+62^{\circ}\text{C}$ erreicht hat. Dieser Wert liegt ungefähr 10°C höher als die simulierten Ergebnisse der Oberflächentemperaturen, siehe Kapitel 6.3.3. Leider konnten noch keine Tieftemperaturen aus der Schattenphase ausgewertet werden (Stand 11.06.2020), da ohne einen Neustart der Bordsoftware, die Messdaten nicht aktualisiert werden können. Das trotz der fehlenden Auswertung weiterhin Funkkontakt mit allen vier Satelliten, auch in der Schattenphase, hergestellt werden kann, zeigt, dass die Akkumulatoren ausreichend Energie liefern und das Thermalkontrollsystem damit wie erwartet funktioniert.

Des Weiteren ist die Anzahl der Softwareneustarts der Satelliten, aufgrund der Spannungsüberwachung des Watchdog, sehr aufschlussreich. Anhand Tabelle 16 erkennbar, fanden erst sehr wenige Neustarts der Satellitensoftware statt. Die Elektronik der Satelliten ist so ausgelegt, dass bei einem Unterschreiten einer Mindestspannung oder dem Ausfall der Akkumulatoren, ein automatischer Neustart stattfindet, sobald wieder ausreichend Solarenergie über die Solarzellen generiert wird.

Während der Schattenphase steht bekanntlich keine Solarenergie für den Betrieb der Satelliten zur Verfügung und die benötigte Energie muss von den Energiespeichern bereitgestellt werden. Sollte das Thermalkontrollsystem nicht wie erwartet eine Unterkühlung der Akkumulatoren und damit deren vorzeitigen Ausfall verhindern, ist mit einem Abschalten der Systeme in der Schattenphase zu rechnen. Dieser Ausfall würde einen Neustart der Software zu Beginn jeder Sonnenphase bedeuten. Da dieser Zustand nach 342 Tagen im All (Stand 11.06.2020) noch nicht eingetreten ist, kann davon ausgegangen werden, dass das entwickelte Thermalkontrollsystem mit integriertem Latentwärmespeicher in der Lage ist, einen vorzeitigen Systemausfall zu verhindern.

Am 13.08.2019 wurden sehr interessante Messwerte von BEESAT-13 übermittelt. Zum Zeitpunkt des Überflugs, befand sich der Satellit bereits 59 Minuten in der Sonnenphase, also kurz vor dem Eintritt in die Eklipse. Trotzdem wurden Temperaturwerte übertragen, die auf eine maximale Oberflächentemperatur von nur -8°C hindeuten. Dies bedeutet, dass der Satellit mit einer ungewöhnlichen

Ausrichtung die Bodenstation überflogen hat. Aufgrund der geringen Oberflächentemperatur kann der Satellit mit seinen Solarzellen seit längerer Zeit weder zur Sonne noch zur Erde ausgerichtet gewesen sein. Dies bedeutet, dass nur wenig Wärme aufgenommen wurde und der Eintritt in die darauffolgende Abkühlphase mit einer sehr geringen Ausgangstemperatur stattgefunden hat. Dies legt den Schluss nahe, dass sich der Satellit sehr stark abgekühlt haben muss. Da jedoch kein Neustart der Satellitensoftware, der auf einen Ausfall der Akkumulatoren hindeutet, festgestellt werden konnte und weiterhin Signale von BEESAT-13 empfangen werden, hat das Thermalkontrollsystem auch in dieser Extremsituation seine Funktion bewiesen.

Nach geplantem Start der Flugmuster BEESAT-5..8 im 1. Quartal 2021 werden Sensoren durchgehend die Temperaturen der Akkumulatoren messen. Damit soll endgültig gezeigt werden, dass ein Thermalkontrollsystem mit Latentwärmespeichern ein kritisches Unterkühlen temperatursensibler Bauteile zuverlässig verhindern kann.

7 Ausblick über weitere Anwendungsmöglichkeiten der PCM Vergussmasse

Aufgrund der relativ niedrigen Startkosten und der kurzen Entwicklungszeit von CubeSats sind diese für die experimentelle Forschung von großem Interesse. Dabei muss jedoch ein Kompromiss zwischen geringeren Missionskosten bei kleinen Satelliten wie dem 1U CubeSat, mit begrenzter elektrischer und thermischer Leistungsfähigkeit, und höheren Kosten bei größeren CubeSats, beispielsweise 6U oder 12U mit hohen Nutzlastkapazitäten, eingegangen werden. Ein ressourcenschonendes Thermalkontrollsystem erhöht daher das Einsatzspektrum kleinformatiger CubeSats.

Die in dieser Arbeit beschriebene Herstellung einer kostengünstigen und effektiven PCM-Epoxidharz Vergussmasse lässt sich, neben dem demonstrierten Einsatz als thermischer Akkumulatorenschutz von Picosatelliten, auf weitere vielfältige Anwendungsfälle übertragen. So lassen sich aufgrund der ungefährlichen Handhabung ohne viel Aufwand auch anderweitige elektronische, als auch mechanische Komponenten zur Thermalkontrolle und zum Schutz vor schädlichen Einflüssen umschließen. Aufgrund des guten Fließverhaltens der Vergussmasse, können beliebige Formen hergestellt und verfüllt werden. Insbesondere im Zusammenspiel mit der rasant fortschreitenden 3D-Druck Technik lassen sich Strukturen herstellen, die mit konventionellen Fertigungsmethoden nicht realisierbar sind. So lassen sich beliebig komplexe und filigrane Schalen im 3D-Druckverfahren produzieren und mit einer strukturell und thermisch unterstützenden sowie selbstständig aushärtenden und vergießbaren Füllung versehen.

Aber auch konventionell hergestellte Strukturen, beispielsweise Frästeile, können wie in Abbildung 54 dargestellt, mit Vertiefungen oder Sacklöchern gefertigt werden. Durch ein Auffüllen dieser Räume mit einer PCM-Vergussmasse, lässt sich das Thermalverhalten der Strukturen einstellen. Speziell Bauteile von geringer Größe oder in starker Leichtbauweise, die aufgrund ihrer geringen thermischen Masse im Weltraum starken Temperaturschwankungen unterliegen können, erhalten durch die Zugabe von Phasen-Wechsel-Materialien, in einem begrenzten Temperaturbereich eine erhöhte Wärmekapazität.

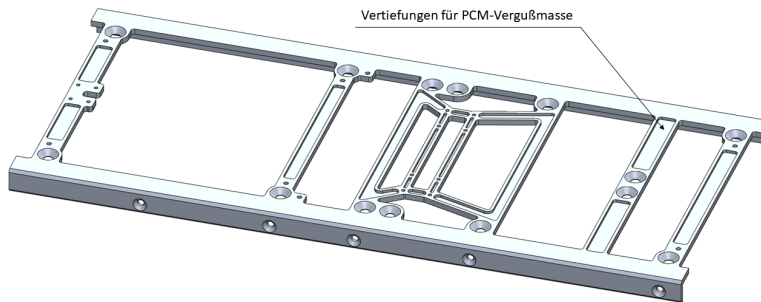


Abbildung 54: Strukturprofil mit Vertiefungen für PCM-Vergussmasse

Darüber hinaus kann mit Hilfe der PCM-Vergussmasse eine Umgebung für temperatursensible Nutzlasten hergestellt werden. Somit wäre ein Nutzlastvolumen mit gemäßigten Temperaturbedingungen auch im Kleinsatellitenbereich umsetzbar. Insbesondere für biologische Experimente ist die Gewährleistung fest definierter Temperaturgrenzen von essenzieller Bedeutung. Bei einer entsprechenden Auslegung der benötigten PCM-Menge ist in dem verkleideten Nutzlastbereich auch im LEO eine nahezu konstante Umgebungstemperatur denkbar. Die DLR-Mission *Eu:CROPIS (Euglena and Combined Regenerative Organic-Food Production In Space)* [61] sollte als biologische Forschungsplattform das Wachstum von Pflanzen im Weltall untersuchen. Aufgrund von Softwareproblemen schlug dieses Experiment jedoch fehl [62]. Durch die Entwicklung von Nutzlastbereichen mit konstanten Umgebungstemperaturen für Kleinsatelliten, ließen sich solche Satellitenplattformen für biologische Experimente kostengünstig und mit kurzer Entwicklungsdauer auch im CubeSat-Format realisieren.



Abbildung 55: Tomatenzucht unter kontrollierten Bedingungen

Die Verwendung eines Thermalkontrollsystems auf PCM-Basis ist ebenso als Hitzeschutz beim Wiedereintritt eines CubeSats in die Erdatmosphäre vorstellbar. So kann ein Latentwärmespeicher die bei dem Wiedereintritt auftretenden sehr hohen Temperaturen, aufgrund des Phasenwechsels, aufnehmen und für den Zeitraum der aerodynamischen Abbremsung, die Nutzlast effektiv schützen. Bei diesen Überlegungen muss allerdings durch eine schützende Hülle oder zusätzliche Methoden, wie beispielsweise Ablation des Hitzeschilds, ein Verbrennen des Phasen-Wechsel-Materials verhindert werden. Die vorherrschenden Umgebungsbedingungen während des Wiedereintritts eines CubeSats in die Erdatmosphäre sind aktueller Forschungsstand.

Das *von Karman Institut* in Belgien untersucht in diesem Zusammenhang in Kooperation mit der ESA zurzeit einen Hitzeschild für CubeSats. Mit Hilfe des 3 Unit großen Satelliten *QARMAN* (*QubeSat for Aerothermodynamic Research and Measurements on Ablation*), soll im August 2020 der Wiedereintritt in die Erdatmosphäre vollzogen werden [63]. Nachfolgende Abbildung 56 zeigt den CubeSat *QARMAN* während der Tests des Hitzeschilds.

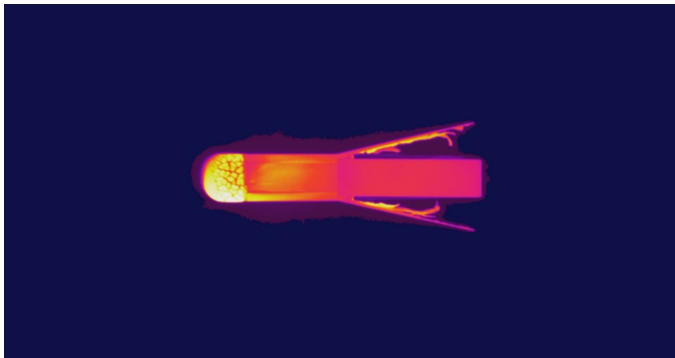


Abbildung 56: Test des Hitzeschilds des CubeSats *QARMAN* [63]

8 Zusammenfassung

Der Entwurf von Picosatelliten wird entscheidend von thermischen Aspekten geprägt. Aufgrund ihrer geringen thermischen Masse unterliegen diese Kleinsatelliten im erdnahen Weltraum, angesichts der verschiedenen Beleuchtungsverhältnisse, hohen Temperaturschwankungen, die durch ein geeignetes Thermalkontrollsystem begrenzt werden müssen. Aktive TCS-Komponenten, wie beispielsweise Heizelemente, sind aufgrund der Designanforderungen hinsichtlich Energie- und Bauraumbedarf nur schwer integrierbar. Herkömmliche rein passive Thermalkontrollsysteme bieten erste Ansätze um die Grenzwerte der Komponententemperaturen einzuhalten, sind aber nach heutigem Stand nicht in der Lage, einen zuverlässigen operationellen Betrieb von miniaturisierten Picosatelliten mit temperatursensiblen Baugruppen über die gesamte Missionsdauer hinweg zu gewährleisten.

Das Konzept des Einbringens eines Latentwärmespeichermediums in eine aushärtende Vergussmasse zum Verfüllen von Hohlräumen, stellt eine effektive Möglichkeit zur signifikanten Steigerung der thermischen Speicherkapazität von Baugruppen mit geringer thermischer Masse dar und bietet bei minimalem Mehraufwand und überschaubaren Kosten vielseitige Anwendungsmöglichkeiten. Aufgrund der Schmelz- und Erstarrungsprozesse des Phasen-Wechsel-Materials, und der damit einhergehenden Abflachung von Temperaturkurven, lassen sich in einem definierten Temperaturbereich, kurzzeitige Temperaturspitzen von Komponenten dämpfen und die Grenzwerte zeitlich begrenzter Temperaturverläufe verringern. Die geringe Masse der auf Paraffin als Latentwärmespeicher und Epoxid-Gießharz als Trägermedium basierten Vergussmasse, ermöglicht den Einsatz in massenkritischen Systemen, wie etwa den in dieser Arbeit untersuchten Picosatelliten. Aufgrund der Fließeigenschaften der Vergussmasse können auch komplex geformte Räume, wie ausgehöhlte Strukturformen, zur Thermalkontrolle genutzt werden. Temperatursensible Baugruppen, wie die systemrelevanten Akkumulatoren eines Raumfahrzeugs, lassen sich auf diese Weise sehr effektiv vor kritischen Temperaturbereichen und -schwankungen schützen.

Die im Rahmen dieser Dissertation durchgeführten Untersuchungen zu den Materialeigenschaften, bei unterschiedlicher Komponentenverteilung von Trägermedium

und Phasen-Wechsel-Material, geben einen umfassenden Eindruck über das Einsatzspektrum eines Thermalkontrollsystems mit Latentwärmespeicher wieder. Die Vorüberlegungen zu den erwarteten Ergebnissen konnten erfolgreich modellhaft berechnet und mittels Thermalsimulationen visualisiert werden. Die experimentellen Untersuchungen bestätigten anschließend diese Überlegungen.

Durch die Umsetzung des auf Latentwärmespeicher basierten Thermalkontrollsystems bei den Picosatelliten BEESAT-5..8 und BEESAT-10..13, konnten die experimentell gewonnenen Erkenntnisse durch eine „In-Orbit-Demonstration“ ansatzweise verifiziert werden. Der Autor dieser Arbeit war maßgeblich an der Entwicklung der miniaturisierten Picosatelliten beteiligt. Dadurch konnten bereits zu Projektbeginn thermale Aspekte bei der Auslegung dieser CubeSat-Plattform berücksichtigt werden. Die Erkenntnisse aus den durchgeführten Thermaluntersuchungen der Materialproben mit PCM-Zusatz sind dabei direkt in das Thermal-konzept der Picosatelliten eingeflossen und haben einen entscheidenden Anteil am bisherigen erfolgreichen Verlauf der Mission. Seit dem Start der Flugmuster BEESAT-10..13 im Juli 2019 werden kontinuierlich Zustandsdaten der Satelliten erfasst und hinsichtlich der Temperaturverläufe untersucht. Diese Erkenntnisse dienen zur weiteren Vorbereitung der Satelliten BEESAT-5..8 für deren geplanten Missionsbeginn zum Jahresanfang 2021.

Das Konzept eines auf Latentwärmespeicher basierten Thermalkontrollsystems lässt sich in zahlreichen weiteren Raumfahrtanwendungen, bei denen gemäßigte Temperaturumgebungen für empfindliche Satellitenkomponenten erforderlich sind, einsetzen. Durch konstruktive Maßnahmen, hinsichtlich der Wärmeleitung und Wärmestrahlung, kann die Effektivität solcher Thermalkontrollsysteme noch weiter optimiert werden.

Abschließend lässt sich mit Bezug auf die Motivation und Zielsetzung dieser Arbeit schlussfolgern, dass Raumfahrtmissionen mithilfe von miniaturisierten CubeSats, mit einer Größe von nur 0.25U und einer Masse von 375 g, unter Einsatz eines rein passiven Thermalkontrollsystems durchführbar sind. Mit dem Einsatz solcher Kleinsatellitenplattformen lassen sich beispielsweise Schwarmmissionen, wie etwa für den Aufbau eines Satellitenkommunikationsnetzwerkes, kostengünstig realisieren.

Es ist auf der Welt nichts unmöglich, man muss nur die Mittel entdecken, mit denen es sich durchführen lässt.

Hermann Oberth, deutscher Raketenforscher und Raumfahrtpionier

[1894 - 1989]

Literaturverzeichnis

- [1] *NewSpace - Geschäftsmodelle an der Schnittstelle von Raumfahrt und digitaler Wirtschaft, Studie im Auftrag des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi)*, SpaceTec Partners und BHO Legal, URL: <https://www.bmwi.de/Redaktion/DE/Publikationen/Studien/bmwi-new-space-geschaeftsmodelle-an-der-schnittstelle-von-raumfahrt-und-digitaler-wirtschaft.pdf> (besucht am 22.02.2020).
- [2] BAUMANN, FRANK u. a.: "A Picosatellite Swarm for Technology Demonstration", in: 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 2017.
- [3] GARBER, STEVE: *Sputnik and The Dawn of the Space Age*, NASA, 10. Okt. 2007, URL: <https://history.nasa.gov/sputnik/> (besucht am 19.03.2020).
- [4] LEY, WILFRIED, WITTMANN, KLAUS und HALLMANN, WILLI: *Handbuch der Raumfahrttechnik*, hrsg. von HALLMANN, WILLI, 5. Aufl., Hanser, 2019.
- [5] SORENSEN, JODI: *Spaceflight prepares historic launch of more than 70 spacecraft aboard SpaceX Falcon 9*, Spaceflight, 2018, URL: <https://spaceflight.com/spaceflight-prepares-historic-launch-of-more-than-70-spacecraft-aboard-spacex-falcon-9/> (besucht am 03.06.2020).
- [6] *CubeSat Design Specification, The CubeSat Program*, Techn. Ber., Version Rev. 13, Cal Poly SLO, 20. Feb. 2014.
- [7] BAUMANN, FRANK: *PiNaSys II – Weiterentwicklung und Verifikation von miniaturisierten Komponenten für verteilte Pico- und Nanosatellitensysteme (BEESAT-5 bis BEESAT-8)*, Technische Universität Berlin, 24. Nov. 2019, URL: https://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/menue/forschung/aktuelle_projekte/beesat_5_6_7_8/ (besucht am 19.03.2020).
- [8] *Application for Modification of Authorization for the SpaceX NGSO Satellite System*, Space Exploration Holdings, LLC (SpaceX), 30. Aug. 2019, URL: <https://cdn.arstechnica.net/wp-content/uploads/2019/09/spacex-orbital-plane-filing.pdf> (besucht am 19.03.2020).

- [9] FLECK, ROD: *Application of Kuiper Systems LLC for Authority to Launch and Operate a Non-Geostationary Satellite Orbit System in Ka-band Frequencies*, Kuiper Systems LLC, 4. Juli 2019, URL: <https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20190704-00057/1773885> (besucht am 19. 03. 2020).
- [10] *OneWeb Technology*, OneWeb, 2019, URL: <https://www.oneweb.world/technology> (besucht am 19. 03. 2020).
- [11] *Mars Cube One (MarCO), Mission Overview*, NASA, URL: <https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/marco.php> (besucht am 19. 03. 2020).
- [12] NORTHON, KAREN, Hrsg.: *NASA Space Launch System's First Flight to Send Small Sci-Tech Satellites Into Space*, NASA, 22. Feb. 2019, URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-space-launch-system-s-first-flight-to-send-small-sci-tech-satellites-into-space> (besucht am 19. 03. 2020).
- [13] *Sputnik - mehr als bloß ein Satellit*, ESA, 26. Sep. 2017, URL: https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Germany/Sputnik_-_mehr_als_bloss_ein_Satellit (besucht am 19. 03. 2020).
- [14] MESEGUER, JOSÉ, PÉREZ-GRANDE, ISABEL und SANZ-ANDRÉS, ANGEL: *Spacecraft Thermal Control*, Woodhead Publishing, 2012.
- [15] MESSERSCHMID, ERNST und FASOULAS, STEFANOS: *Raumfahrtsysteme, Eine Einführung mit Übungen und Lösungen*, 4. Aufl., Springer, 2011.
- [16] WAGNER, WALTER: *Wärmeübertragung*, 7. Aufl., Vogel, 2011.
- [17] JOOS, FRANZ: *Technische Verbrennung, Verbrennungstechnik, Verbrennungsmodellierung, Emissionen*, Springer, 2006.
- [18] *Types of orbits*, ESA, URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits (besucht am 22. 03. 2020).
- [19] SEBESTYEN, GEORGE u. a.: *Low Earth Orbit Satellite Design*, Springer, 2018.
- [20] *Cool sein genügt nicht*, ESA, URL: https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Germany/Cool_sein_genuengt_nicht (besucht am 22. 03. 2020).
- [21] *Gefahr im Orbit: Hochreaktive Sauerstoffatome*, ESA, URL: https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Germany/Gefahr_im_Orbit_Hochreaktive_Sauerstoffatome (besucht am 22. 03. 2020).

- [22] *Micronal® PCM, Katalog für Architekten und Planer*, BASF, 2010, URL: https://experimentpool.files.wordpress.com/2012/03/2010_04-micronal-pcm-katalog.pdf (besucht am 22. 02. 2020).
- [23] LEONHARDT, CORINNA und MÜLLER, DIRK: *Einsatz von Latentwärmespeichern und Solarthermie*, RWTH Aachen, 2010, URL: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/bapi.201010044> (besucht am 23. 02. 2020).
- [24] KRICHEL, K.: *Latentwärmespeicher, Teil 1 Eigenschaften und Anwendungsmöglichkeiten von Latentwärmespeichern*, Dokumentationszentrum der Bundeswehr (DOKZENTBw), 1979.
- [25] MILOW, BERNHARD, STADERMANN, GERD und MEHLING, HARALD: *Workshop Wärmespeicherung, Latentwärmespeicherung: „Neue Materialien und Materialkonzepte“*, DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V und ZSW Zentrum für Sonnenenergie- und Wasserstoff-Forschung, 2001, URL: <https://www.fvee.de/fileadmin/publikationen/Workshopbaende/ws2001-2/ws2001-2.pdf#page=49> (besucht am 22. 02. 2020).
- [26] STERNER, MICHAEL und STADLER, INGO: *Energiespeicher – Bedarf, Technologien, Integration*, hrsg. von STADLER, INGO, 2. Aufl., Springer, 2017.
- [27] OLIO: *Eutektische Kühlung*, 22. Feb. 2020, URL: <https://www.olivologistics.com/de/eutektische-kuehlung/>.
- [28] HYUN, DONG CHOON u. a.: *Angewandte Chemie - Phasenübergangsmaterialien, Aktuelle Anwendungen für Phasenübergangsmaterialien (PCMs)*, 2014, URL: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/epdf/10.1002/ange.201305201> (besucht am 22. 02. 2020).
- [29] *Warmhalteelemente - Makroverkapselung, Warme Speisen*, Rubitherm Technologies GmbH, 2020, URL: <https://www.rubitherm.eu/index.php/produktkategorie/makroverkapselung-warmhalteelemente> (besucht am 25. 03. 2020).
- [30] *Understanding Phase Change Material (PCM), Why Use PCMs?*, Microtek Laboratories, Inc., 2020, URL: <https://www.microtek-labs.com/understanding-pcms> (besucht am 25. 03. 2020).

- [31] CHOI, MICHAEL K.: *Thermal Assessment of Paraffin Phase Change Material Mini-Packs on IceCube 3U CubeSat in Flight*, NASA Goddard Space Flight Center, 2018, URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20180004470.pdf> (besucht am 10. 03. 2020).
- [32] SHINDE, PRADEEP u. a.: "Active Thermal Control System for CubeSat", in: 30th Florida Conference on Recent Advances in Robotics, Boca Raton, Florida, 2017, URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/f16d/ad2239c5d46e77cf7df08d7afa4221ca8383.pdf> (besucht am 10. 03. 2020).
- [33] ISAACS, STEVEN, ARIAS, DIEGO und SHOUKAS, GREG: "Development of a lightweight and low-cost 3D-printed aluminum and PCM panel for thermal management of CubeSat applications", in: 47th International Conference on Environmental Systems, Charleston, South Carolina, 2017, URL: https://ttu-ir.tdl.org/bitstream/handle/2346/72930/ICES_2017_108.pdf?sequence=1&isAllowed=y (besucht am 10. 03. 2020).
- [34] CHOI, MICHAEL K.: *Using Paraffin PCM for Thermal Management of BOLAS Planetary CubeSats with Ion Thrusters*, NASA Goddard Space Flight Center, 2019, URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190029270.pdf> (besucht am 10. 03. 2020).
- [35] KAPITOLA, SASCHA: *BEESAT-9*, 24. Feb. 2020, URL: https://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/menue/forschung/aktuelle_projekte/beesat_9/.
- [36] KRAMER, CHRISTOF: "Mikroverkapselung von Latentwärmespeichern", Diplomarbeit, Universität Oldenburg, 2000, URL: https://uol.de/fileadmin/user_upload/chemie/ag/tcroessner/download/da_ckramer.pdf (besucht am 02. 03. 2020).
- [37] FISCHER, LUDGER J.: *VDI-Wärmeatlas, Phasenwechselmaterialien (PCM) für Latentwärmespeicher*, Version 12, Springer Vieweg, Berlin, Heidelberg, DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-662-52991-1_116-2.
- [38] BUSCHLE, JOCHEN, STEINMANN, WOLF-DIETER und TAMME, RAINER: "Analysis of steam storage systems using Modelica", in: Modelica, Vienna, Austria, 2006, URL: https://elib.dlr.de/47205/1/2006_07_13_-_Paper_Modelica_Conference_-_nach_Vorlage.pdf (besucht am 24. 03. 2020).
- [39] BUSCHLE, JOCHEN, STEINMANN, WOLF-DIETER und TAMME, RAINER: "Analysis of steam storage systems using Modelica", in: 5th International Modelica Conference 2006, 2006.

- [40] NAGARAJAN, SELVAKUMAR und BARSHILIA, HARISH: *Review of physical vapor deposited (PVD) spectrally selective coatings for mid- and high-temperature solar thermal applications*, Solar Energy Materials and Solar Cells, 2012, URL: <https://nal-ir.nal.res.in/10030/1/SOLMAT.pdf> (besucht am 21. 03. 2020).
- [41] *Data Sheet LPP 503562 DL*, Techn. Ber., VARTA Microbattery GmbH, 2. Juli 2010, URL: http://products.varta-microbattery.com/applications/mb_data/documents/data_sheets/DS56422.pdf (besucht am 25. 03. 2020).
- [42] WOLF, RONNY: *Herstellung einer PCM Vergussmasse zur Thermalkontrolle von Picosatelliten, Komponentenauswahl und Merkmale der Thermalproben*, Techn. Ber., Technische Universität Berlin, 2. Dez. 2019, Internes Dokument.
- [43] *Sonnensimulationsanlage*, DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), Institut für Raumfahrtsysteme, Mechanik- und Thermalsysteme, URL: <https://www.dlr.de/irs/desktopdefault.aspx/tabid-11242/> (besucht am 01. 04. 2020).
- [44] *MINI BETACURVE (MBD), Thermistor Probe*, Techn. Ber., TE Connectivity, 2015.
- [45] BAUMANN, PETER: *Sensorschaltungen*, 1. Aufl., Vieweg, 2006.
- [46] BIEGERT, MARK: *Two-Resistor Thermistor Linearizer Tool*, 31. Jan. 2014, URL: <https://mathscinotes.com/wp-content/uploads/2013/12/ThermistorWorksheet.xlsx> (besucht am 24. 03. 2020).
- [47] LEHMANN, MARK: *Grafische Visualisierung von BEESAT-5...8*, Technische Universität Berlin, URL: https://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/fileadmin/fg169/Projects/BEESAT-5_-6_-7_-8/BEESAT-5.png (besucht am 23. 03. 2020).
- [48] MAI, THUY, Hrsg.: *Technology Readiness Level*, NASA (National Aeronautics und Space Administration), 7. Aug. 2017, URL: https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html (besucht am 01. 04. 2020).
- [49] BAUMANN, FRANK: *PiNaSys II - Weiterentwicklung und Verikation von miniaturisierten Komponenten für verteilte Pico- und Nanosatellitensysteme*, Techn. Ber., Version unveröffentlichtes Dokument, Technische Universität Berlin, 19. Feb. 2019.

- [50] NOLL, CAREY: *International Laser Ranging Service, A service of the International Association of Geodesy*, hrsg. von TYAHLA, LORI J., NASA (National Aeronautics und Space Administration), 13. Feb. 2020, URL: <https://ilrs.gsfc.nasa.gov/index.html> (besucht am 14.06.2020).
- [51] *30% Triple Junction GaAs Solar Cell*, Techn. Ber., AZUR SPACE Solar Power GmbH, 19. Aug. 2016, URL: http://www.azurspace.com/images/products/0003421-01-02_DB_3G30C_80x80.pdf (besucht am 01.04.2020).
- [52] KORN, NIKOLAS: *Innenansicht von BEESAT-10*, Technische Universität Berlin, URL: https://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/fileadmin/fg169/Projects/BEESAT-5_-6_-7_-8/BEESAT-10_Inside.jpg (besucht am 24.05.2020).
- [53] LANGEHEINECKE, KLAUS u. a.: *Thermodynamik für Ingenieure, Ein Lehr- und Arbeitsbuch für das Studium*, 10. Aufl., Springer Vieweg, 2017.
- [54] MATHAUDHU, SUVEEN und NYBERG, ERIC: *Magnesium Alloys in U.S. Military Applications: Past, Current and Future Solutions*, Springer, 2016.
- [55] JANSSEN, STEFAN: "Umformung von Magnesiumknetlegierungen auf Aluminium-Zink Basis im geschlossenen Gesenk", Dissertation, Universität Hannover, Fachbereich Maschinenbau, 2002, URL: <https://www.repo.uni-hannover.de/bitstream/handle/123456789/6085/348109660.pdf?sequence=1&isAllowed=y> (besucht am 01.04.2020).
- [56] *Aalberts Surface Treatment*, Aalberts Surface Treatment, 2020, URL: <https://www.aalberts-st.com/de/unternehmen/> (besucht am 01.04.2020).
- [57] *Plasmachemische Verfahren, Veredelung von Leichtmetallen*, Aalberts Surface Treatment, 2020, URL: <https://www.aalberts-st.com/de/oberflaechentechnik/verfahren/plasmachemische-verfahren> (besucht am 01.04.2020).
- [58] *Superharte Kohlenstoffsichten*, Publikation, Fraunhofer Institut für Werkstoff- und Strahltechnik IWS, URL: https://www.iws.fraunhofer.de/content/dam/iws/de/documents/publikationen/infoblaetter/500-1_diamor_de.pdf (besucht am 01.04.2020).
- [59] *TU Berlin schickt fünf neue Picosatelliten auf die Reise*, Technische Universität Berlin, 2019, URL: https://www.pressestelle.tu-berlin.de/menue/tub_medien/publikationen/medieninformationen/2019/juli_2019/medieninformation_nr_1242019/ (besucht am 30.03.2020).

- [60] *BEESAT Teams vor der Fairing*, Roskosmos EXOLAUNCH, 2019, URL: https://www.pressestelle.tu-berlin.de/fileadmin/a70100710/Medieninformationen/2019/BEESAT-Teams_vor_der_Fairing.jpg (besucht am 30. 03. 2020).
- [61] *Lebenserhaltungssystem Eu:CROPIS: Gewächshäuser starten ins All*, DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), URL: https://www.dlr.de/content/de/artikel/news/2018/4/20181203_gewaechshaeuser-im-all-eucropis.html (besucht am 28. 05. 2020).
- [62] *Abschied von Mission Eu:CROPIS*, DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), 13. Jan. 2020, URL: https://www.dlr.de/content/de/artikel/news/2020/01/20200113_abschied-von-mission-eucropis.html (besucht am 14. 06. 2020).
- [63] *Qarman CubeSat: falling into a fireball*, ESA (European Space Agency), 2020, URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Qarman_CubeSat_falling_into_a_fireball (besucht am 14. 05. 2020).

Anhang

A Thermalsimulation über 10 Erdumrundungen

Abbildung 57 zeigt das Ergebnis der Thermalsimulation über 10 Erdumrundungen bei einer Initialtemperatur von $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Die Simulation basiert auf einer konstanten und um alle Achsen gleichmäßigen Drehrate des Satelliten von $1\text{ }^{\circ}/\text{s}$, mit einer Aufheizphase von 3600 Sekunden und einer Abkühlphase von 1800 Sekunden. Für die Wärmeleitung werden gemittelte und auf Literaturangaben basierende thermische Kontaktwiderstände zwischen den Bauteilen herangezogen.

Die schmalen farbigen Linien stellen in der Abbildung 57 die sechs Satellitenaussenseiten in ihrem jeweiligen Zentrum dar, die breite rote Linie zeigt den Temperaturverlauf im Mittelpunkt der Akkumulatoren. Ergänzend dazu, wird ab dem sechsten Orbit der Mittelwert der Akkumulatortemperatur dargestellt (blaue Linie).

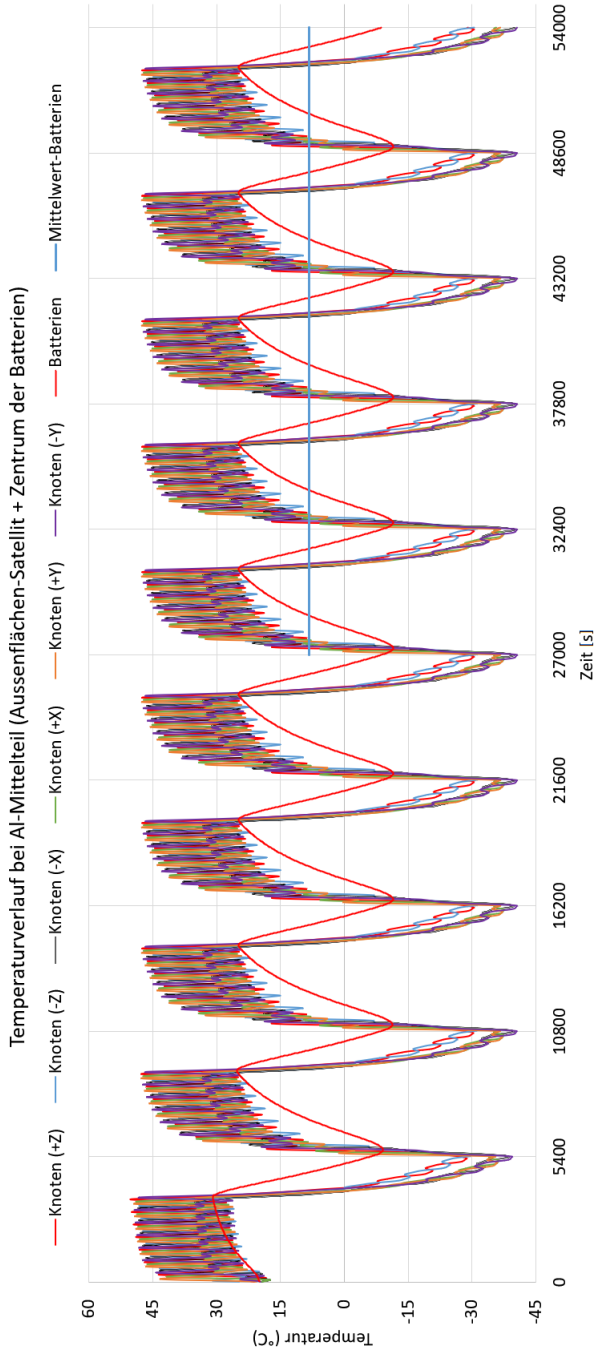


Abbildung 57: Thermalsimulation über 10 Orbits

B Temperaturverläufe der Demonstrationsmodelle

Abbildung 58 zeigt die vollständigen Temperaturverläufe der DM-1 bis DM-3 während der Abkühlphase auf -40°C . Die Plateaubildung bei den Modellen 2 und 3 verdeutlicht den verzögerten Eintritt in niedrige Temperaturbereiche, wobei die Dauer des Plateaus abhängig von dem jeweiligen PCM-Anteil ist.

Die Wärmeaufnahme des schmelzenden Phasen-Wechsel-Materials ist in Abbildung 59 ebenfalls deutlich an den abgeflachten Temperaturkurven erkennbar.

Sowohl in der Abkühl- als auch in der Heizphase besteht ein signifikanter Unterschied zwischen den Temperaturverläufen der Entwicklungsmodelle mit PCM-Zusatz und dem DM-1 ohne Phasen-Wechsel-Material.

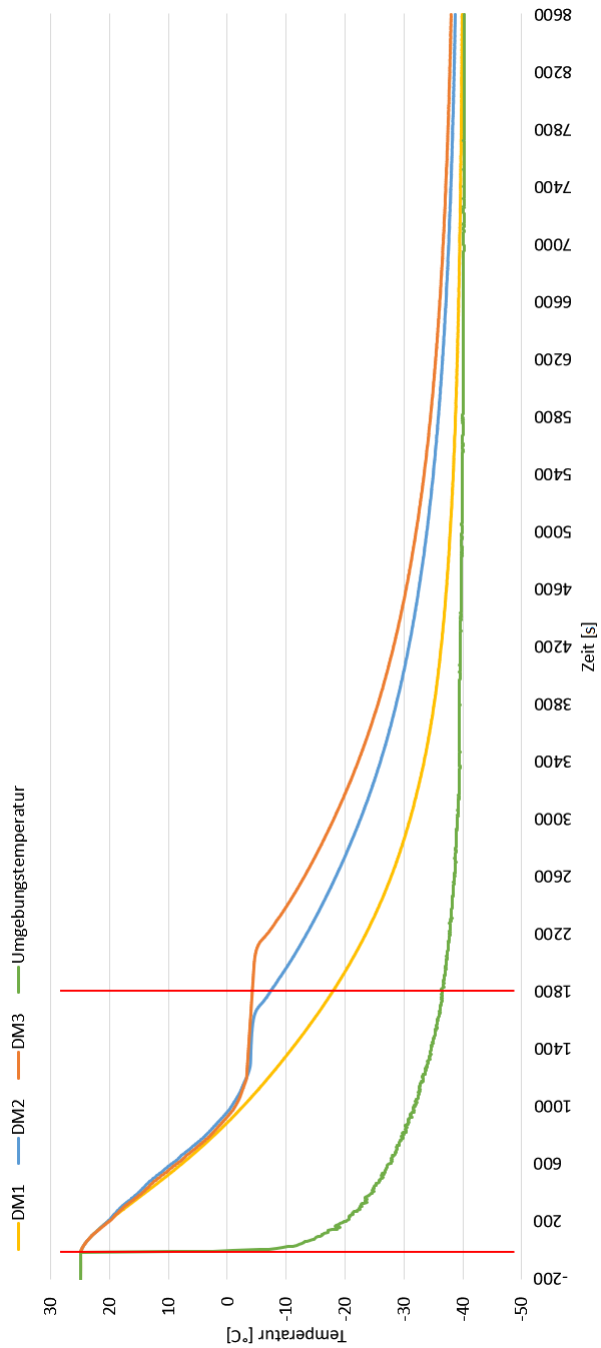


Abbildung 58: Vollständige Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Abkühlphase

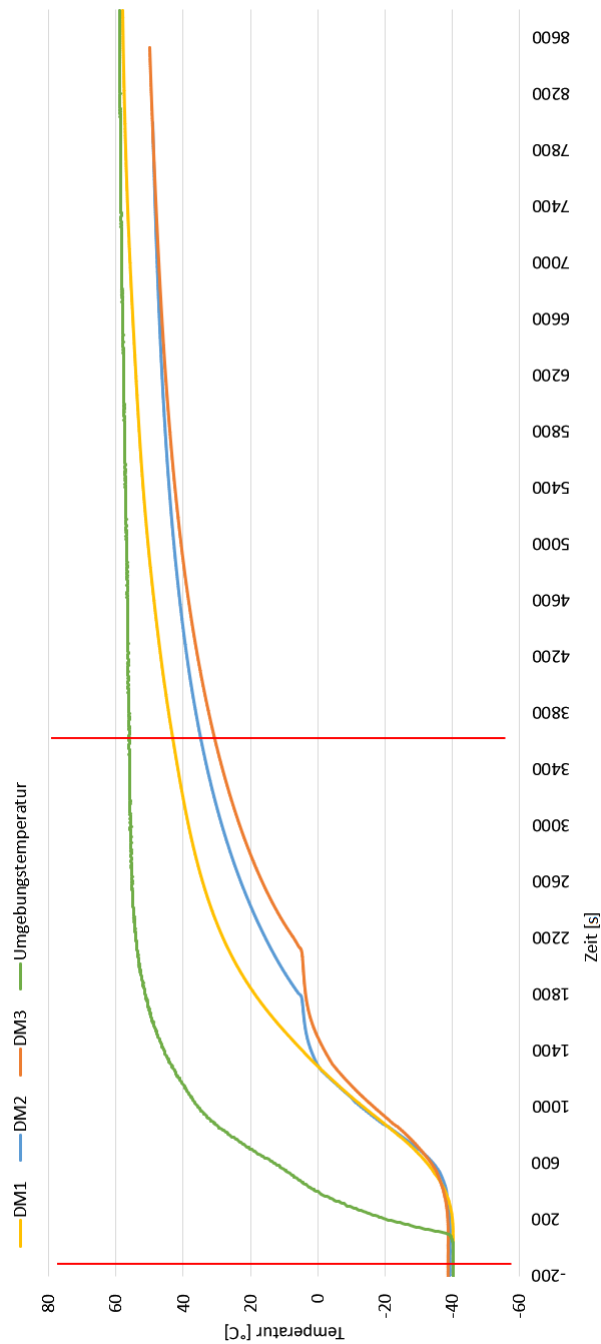


Abbildung 59: Vollständige Temperaturverläufe von DM-1 bis 3 in der Aufheizphase

C Abkühlverhalten der Proben A20 - A40 und B20 - B40

Ergänzend zu den in Kapitel 5.4 dargestellten Abbildungen 34 und 35 der beschriebenen Materialproben A10/B10, zeigt sich der gleiche tendenzielle Verlauf im Abkühlverhalten der Proben A20/B20, A30/B30 und A40/B40 bzgl. der Referenzproben A0/B0.

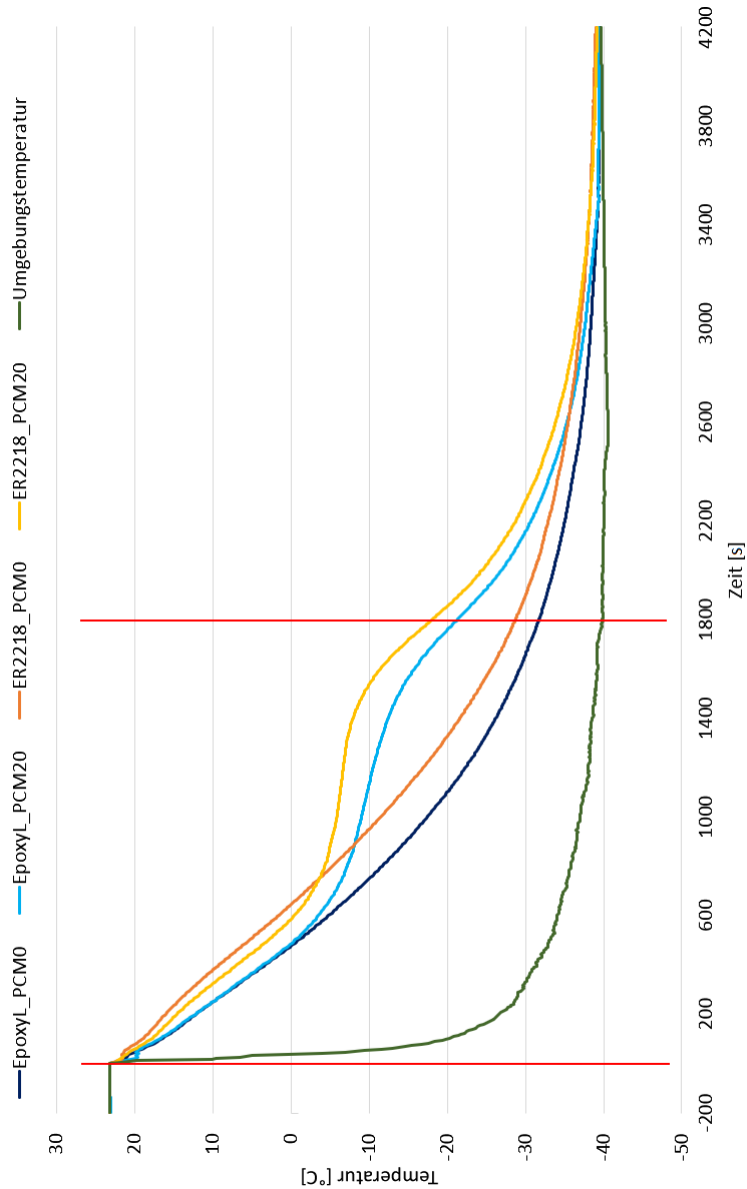


Abbildung 60: Abkühlverhalten der Proben A20 und B20 bzgl. Referenzproben

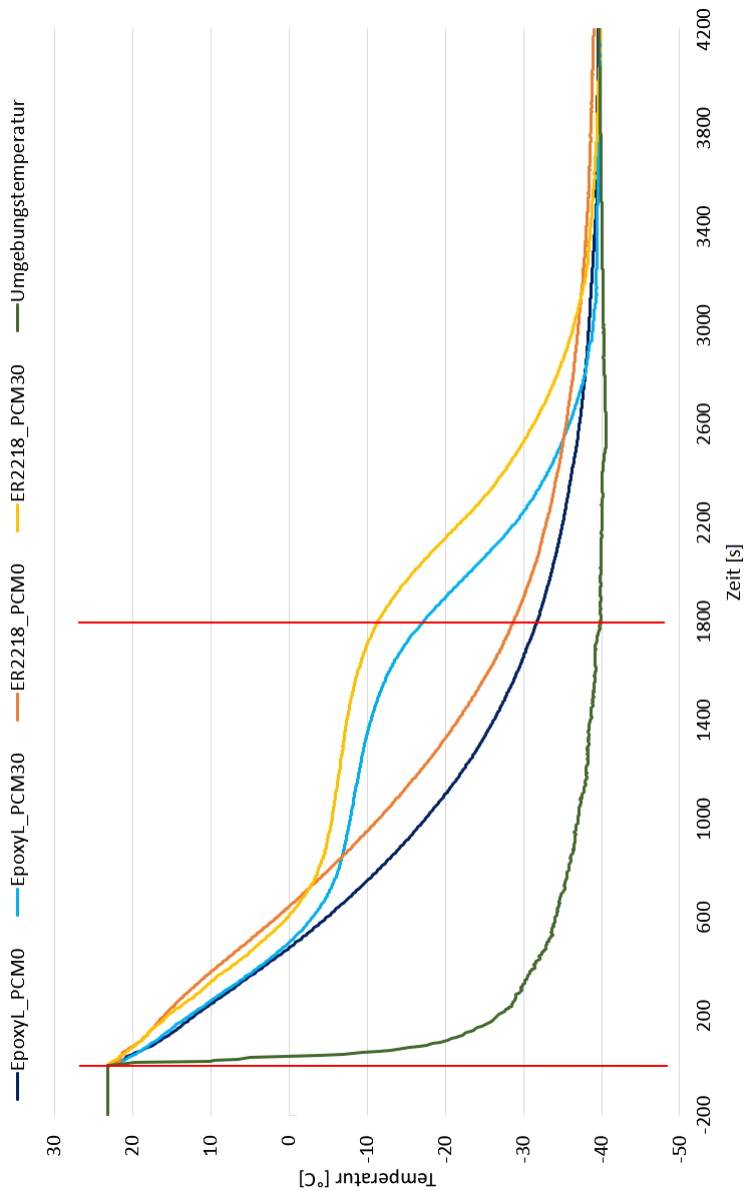


Abbildung 61: Abkühlverhalten der Proben A30 und B30 bzgl. Referenzproben

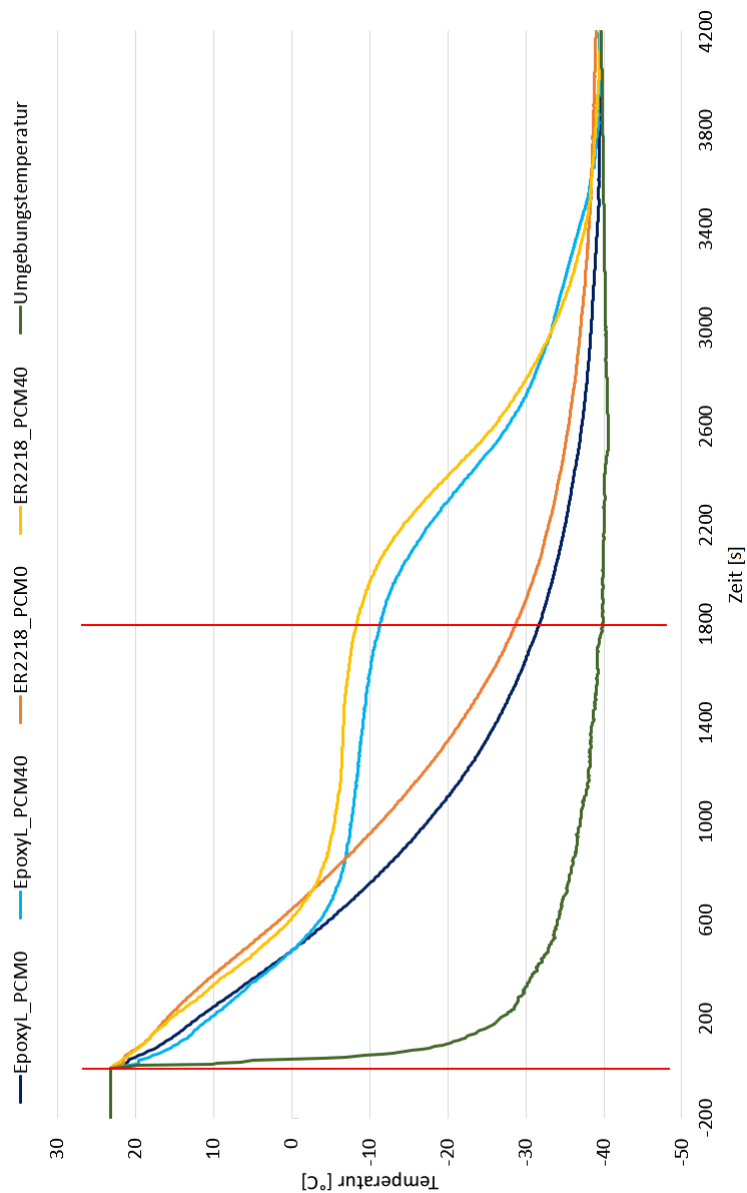


Abbildung 62: Abkühlverhalten der Proben A40 und B40 bzgl. Referenzproben