

DLR-IB-FA-BS-2016-166

**Vorentwurf eines Systems zur
Detektion von atmosphärischem
Eis auf Grundlage der
Erstarrungswärme**

Bachelorarbeit

Philip Schreiber
Christian Mendig



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**



Vorentwurf eines Systems zur Detektion von atmosphärischem Eis auf Grundlage der Erstarrungswärme

Zugänglichkeit:

Stufe 1 (intern und extern unbeschränkt zugänglich)

Braunschweig, Juli, 2016

Institutsleiter:

Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann

Abteilungsleiter:

Prof. Dr.-Ing. H.P. Monner

Der Bericht umfasst: 120 Seiten

Autoren: Philip Schreiber

Autor 2 / Betreuer: Dipl.-Ing. Christian Mendig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt
Institut für Faserverbund-
leichtbau und Adaptronik



FH AACHEN
UNIVERSITY OF APPLIED SCIENCES

Fachhochschule Aachen
University of Applied Sciences
Fachbereich 6 - Luft- und Raumfahrttechnik

Bachelorarbeit

*Vorentwurf eines Systems zur Detektion von
atmosphärischem Eis auf Grundlage der
Erstarrungswärme*

vorgelegt von

Philip Schreiber

Matrikelnummer: 446860

betreut von

1. Betreuer: Prof. Dr.-Ing. Frank Janser
2. Betreuer: Dipl.-Ing. Christian Mendig

Sommersemester 2016

Abstract

In dieser Arbeit wird ein neues Konzept für die Detektion eines Eisansatzes während des Fluges vorgestellt. Um auch unter Vereisungsbedingungen die notwendige Flugsicherheit zu gewährleisten und die aktuelle Flugroute beizubehalten, sind zuverlässige Eisdetektions- sowie Enteisungssysteme notwendig.

Das Eiserkennungssystem basiert auf der, bei der Erstarrung von Tropfen frei werdenden, Erstarrungswärme. Die Sensortemperatur liegt stets unterhalb der Umgebungstemperatur, wobei die benötigte Kälteleistung von einem geregelten Peltier-Element erbracht wird. Als Regler und Software-Hardware-Schnittstelle fungiert ein sogenannter TEC-Controller. Dazu werden zwei mögliche Ansätze untersucht. Zum einen wird eine konstante Temperaturdifferenz zur Umgebung von -5 K und zum anderen eine konstante elektrische Leistung vorgegeben. Es wird gezeigt, dass durch eine Änderung der elektrischen Leistung bzw. der Sensortemperatur, ein Eisansatz detektiert werden kann. Zusätzlich ist es möglich qualitativ die Eiswachstumsrate durch den gemessenen Temperaturgradienten des Sensors bestimmen zu können.

Auf Grundlage von numerischen Simulationen in ANSYS Workbench und thermodynamischen Zusammenhängen, wurde das System in CAD-CATIA ausgelegt und dimensioniert. Ein vereinfachter theoretischer Ansatz zur Beschreibung des zusätzlich eingebrachten Wärmestroms bedingt durch den Eisansatz wird detailliert dargestellt. Zusätzlich wurde ein Prototyp zur Integration in der Flügelvorderkante entworfen und im Eiswindkanal des IAF in Braunschweig unter verschiedenen Randbedingungen getestet.

Die Vor- und Nachteile des Systems werden schließlich unter den Gesichtspunkten der Zuverlässigkeit, Wartbarkeit, Wirtschaftlichkeit und Umsetzbarkeit betrachtet.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	- 1 -
2	Grundidee und Zielsetzung der Arbeit	- 2 -
3	Grundlagen der Eisbildung und Eiserkennung.....	- 3 -
3.1	Vereisungsbedingungen.....	- 3 -
3.2	Vereisungsbereiche.....	- 5 -
3.3	Auswirkungen der Vereisung	- 5 -
3.4	Enteisungssysteme.....	- 7 -
4	Stand der Technik.....	- 10 -
4.1	Eisdetektion während des Flugbetriebs	- 10 -
4.2	Eisdetektion am Boden	- 12 -
4.3	Zusammenfassung und Bewertung der Systeme	- 13 -
5	Theoretische Grundlagen	- 14 -
5.1	Das Peltier-Element	- 14 -
5.1.1	Theorie und Hintergrund	- 14 -
5.1.2	Aufbau des Peltier-Elementes	- 14 -
5.1.3	Physikalische Grundlagen	- 15 -
5.1.4	Anwendungen von Peltier-Elementen.....	- 17 -
5.1.5	Alternativen zum Peltier-Element.....	- 18 -
5.1.6	Auswahl des Peltier-Elementes	- 19 -
5.2	Thermische Grundlagen	- 20 -
5.2.1	Definition Wärme.....	- 20 -
5.2.2	Wärmeübertragungsarten	- 21 -
5.2.3	Weitere thermische Größen und Definitionen	- 22 -
6	Konzeptionierung	- 24 -
6.1	Konzepte für den Probekörper.....	- 24 -
6.2	Ausführung für thermische Simulation	- 26 -
7	Auslegung Eiserkennungssystem	- 28 -
7.1	Wärmeübergangskoeffizient bestimmen	- 28 -
7.1.1	Berechnung mit der Nußelt-Zahl.....	- 28 -
7.1.2	Bisherige Untersuchungen zur Bestimmung von α an einem NACA-0012..	- 31 -
7.1.3	Messung im Eiswindkanal	- 33 -
7.2	Berechnung Kälteleistung.....	- 35 -
7.3	Anpassung Simulationsausführung	- 38 -
7.3.1	Geforderte Randbedingungen.....	- 38 -

7.3.2	Parameteranalyse.....	- 39 -
7.3.3	Anpassung Messteller	- 42 -
7.3.4	Erweiterte Analyse	- 46 -
7.4	Anpassung wärmeabführende Seite.....	- 48 -
7.4.1	Parameteranalyse.....	- 49 -
7.4.2	Erweiterte Analyse	- 53 -
7.5	Auslegung Kühlkörper	- 55 -
7.6	Auslegung Element 2.....	- 56 -
7.7	Systemintegration	- 58 -
8	Erprobung.....	- 60 -
8.1	Theoretischer Ansatz	- 60 -
8.2	Test im Eiswindkanal	- 64 -
8.2.1	Der Enteisungsprüfstand	- 65 -
8.2.2	Einbau und Programmierung	- 66 -
8.2.3	Grundlegende Untersuchungen des Windkanals und Sensors	- 67 -
8.2.4	Messung der Erstarrungswärme bei konstanter Solltemperatur.....	- 72 -
8.2.5	Messung der Erstarrungswärme bei konstanter elektrischer Leistung.....	- 74 -
8.2.6	Auswertung	- 76 -
9	Fazit.....	- 79 -
10	Ausblick	- 81 -
11	Literaturverzeichnis.....	A
12	Abbildungsverzeichnis	E
13	Tabellenverzeichnis.....	H
14	Anhang	i

Symbolverzeichnis

Zeichen	Bezeichnung	Einheit	SI-Einheit
l	Länge		m
A	Fläche		m ²
d	Doppelter Nasenradius		m
s	Entfernung zur Flügelvorderkante entlang der Oberfläche		m
t _F	Max. Flügelstärke		m
h	Höhe		m
N	Anzahl		
t	Zeit		s
ω	Eigenfrequenz	Hz	1/s
k	Federsteifigkeit	N/m	kg/s ²
m	Masse		kg
\dot{m}	Massenstrom		kg/s
T	Temperatur		K
ΔT	Temperaturdifferenz		K
Q	Wärmemenge	J	kg · m ² /s ²
\dot{Q}	Wärmestrom	W	kg · m ² /s ³
\dot{q}	Wärmestromdichte	W/m ²	kg/s ³
α	Wärmeübergangskoeffizient	W/m ² · K	kg/s ³ · K
λ	Wärmeleitfähigkeit	W/m · K	kg · m/s ³ · K
c	Spez. Wärmekapazität	J/kg · K	m ² /s ² · K
ε	Emissionsgrad		
R _{th}	Thermischer Widerstand	K/W	K · s ³ /kg · m ²
h	Spez. Enthalpie	J/kg	m ² /s ²
e	Sättigungsdruck von Wasserdampf	N/m ²	kg/m · s ²
ε	Verhältnis der Molaren Massen von Wasserdampf und trockener Luft		
K	Abkühlungskonstante		1/s
C	Wärmeleitwert	W/K	kg · m ² /s ³ · K
U	Innere Energie	J	kg · m ² /s ²
E _a	Äußere Energie	J	kg · m ² /s ²
W	Techn. Arbeit	J	kg · m ² /s ²
P _t	Techn. Leistung	W	kg · m ² /s ³
h	Spezifische Enthalpie	J/kg	m ² /s ²
U	Elektr. Spannung	V	kg · m ² /A · s ³

I	Stromstärke		A
R _{el}	Elekt. Widerstand	Ω	$kg \cdot m^2 / A^2 \cdot s^3$
P _{el}	Elektr. Leistung	W	$kg \cdot m^2 / s^3$
Se	Seebeck-Koeffizient	V/K	$kg \cdot m^2 / A \cdot s^3 \cdot K$
v_∞	Anströmgeschwindigkeit		m/s
v_l	Strömungsgeschwindigkeit an der obersten Kante der Grenzschicht		m/s
Re	Reynolds-Zahl $Re = v_\infty \cdot l / \nu$		
Pr	Prandtl-Zahl $Pr = \eta \cdot c_p / \lambda$		
Nu	Nußelt-Zahl $Nu = \alpha \cdot l / \lambda$		
Fr	Frossling-Zahl $Fr = Nu / \sqrt{Re}$		
Sc	Schmidt-Zahl $Sc = \nu / D$		
Ra	Rayleigh- Zahl		
p	Druck	N/m ²	$kg / m \cdot s^2$
ρ	Dichte		kg / m^3
η	Dynamische Viskosität	N · s/m ²	$kg / m \cdot s$
ν	Kinematische Viskosität		m^2 / s
D	Diffusionskoeffizient		m^2 / s
r _c	Lokaler Recovery Factor		
LWC	Liquid Water Content (Wassergehalt)	g/m ³	kg / m^3
E _m	Water Catch Efficiency		
φ _w	Wärmestromanteil		

Konstantenverzeichnis

Zeichen	Bezeichnung	Wert	Einheit
c _w	Spez. Wärmekapazität Wasser	4,19	$KJ / kg \cdot K$
c _{pLuft}	Spez. Wärmekapazität Luft	1,005	$KJ / kg \cdot K$
c _{Alu}	Spez. Wärmekapazität Aluminium	0,951	$KJ / kg \cdot K$
c _{Cu}	Spez. Wärmekapazität Kupfer	0,385	$KJ / kg \cdot K$
c _{Stahl}	Spez. Wärmekapazität Stahl	0,434	$KJ / kg \cdot K$
R _{Luft}	Molare Gaskonstante der Luft	0,2871	$KJ / kg \cdot K$
ρ _{Alu}	Dichte Aluminium	2689	kg / m^3
ρ _{Cu}	Dichte Kupfer	8933	kg / m^3
ρ _{Stahl}	Dichte Stahl	7850	kg / m^3
λ _{Luft}	Wärmeleitfähigkeit Luft	0,0262	$W / m \cdot K$
λ _{Alu}	Wärmeleitfähigkeit Aluminium	236	$W / m \cdot K$
λ _{Cu}	Wärmeleitfähigkeit Kupfer	400	$W / m \cdot K$
λ _{Stahl}	Wärmeleitfähigkeit Stahl	60,5	$W / m \cdot K$
ε _{Al}	Emissionsgrad Aluminium	0,04	
ε _{Al₂O₃}	Emissionsgrad Aluminiumoxid	0,2	

M_{Luft}	Molare Masse trockene Luft	28,949	<i>g/mol</i>
$M_{\text{Wasserdampf}}$	Molare Masse Wasserdampf	18,016	<i>g/mol</i>
$h_{\text{erst.}}$	Spez. Erstarrungsenthalpie Wasser (0°C)	-333,4	<i>KJ/kg</i>
$h_{\text{subl.}}$	Spez. Sublimationsenthalpie Wasser (0°C)	2833,4	<i>KJ/kg</i>
η_{Luft}	Dynamische Viskosität der Luft	$17,1 \cdot 10^{-6}$	<i>N · s/m²</i>
P_0	Normaler atmosphärischer Luftdruck	101325	<i>N/m²</i>
T_0	Vergleichstemperatur	273,15	<i>K</i>

(Esch & Feyrerl, 2005; ANSYS Inc., 2015; D'Ans & Lax, 1998)

Abkürzungsverzeichnis

ATA	<u>A</u> ir <u>T</u> ransport <u>A</u> ssociation
AOA	<u>A</u> ngle <u>o</u> f <u>A</u> ttack
COP	<u>C</u> oefficient <u>o</u> f <u>P</u> erformance
DLR	<u>D</u> eutsches Zentrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt
EFIS	<u>E</u> lectronic <u>F</u> light <u>I</u> nstrument <u>S</u> ystem
EMI	<u>E</u> lectromagnetic interference
FAA	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>A</u> dmistration
LWC	<u>L</u> iquid <u>W</u> ater <u>C</u> ontent
NACA	<u>N</u> ational <u>A</u> dvisory <u>C</u> ommittee for <u>A</u> eronautics
NASA	<u>N</u> ational <u>A</u> eronautics and <u>S</u> pace <u>A</u> dmistration
PLA	<u>P</u> oly <u>l</u> actic <u>A</u> cid (Polylactide)
TEC	<u>T</u> hermoelectric <u>C</u> ooler
TFPRT	<u>T</u> hin <u>F</u> ilm <u>P</u> latinum <u>R</u> esistance <u>T</u> hermometer
VI	<u>V</u> irtual <u>I</u> nstrument

1 Einleitung

Eine Vereisung der Tragflächen oder anderer Komponenten des Flugzeugs hat einen negativen Einfluss auf die Flugleistung, die Kontrollierbarkeit und die Systemeffizienz und muss daher genauer analysiert werden (Wang, et al., 2008). Durch einen Eisansatz an den Tragflächen des Flugzeugs kann der Auftrieb signifikant reduziert und der Widerstand erhöht werden. Abgelöste Eisstücke können Primär- und Sekundärstrukturen sowie die Triebwerke beschädigen. Durch eine Vereisung relevanter Messinstrumente können fehlerhafte Flugparameter ausgegeben werden. In den vergangenen Jahrzehnten gab es zahlreiche Zwischenfälle oder gar Unfälle, die auf eine kritische Vereisung des Flugzeugs zurückzuführen sind (Steuernagle, et al., 2008; Weener, 2011). Unterscheiden muss man zwischen einer Vereisung während des Fluges und am Boden. Aufgrund zahlreicher Umweltfaktoren und der begrenzten Überwachungsmöglichkeiten, ist eine Vereisung während des Fluges meist kritischer zu betrachten.

Um einen Eisansatz während des Fluges entfernen zu können sind heutzutage in den meisten Flugzeugen Enteisierungssysteme verbaut. Deren Aktivierung bedarf einer meist manuellen Eingabe der Piloten, die wiederum auf Eiserkennungssysteme angewiesen sind. Derzeit existieren zahlreiche verschiedene Konzepte für Eisdetektionssysteme, die auf unterschiedlichen physikalischen Ansätzen beruhen, jedoch besteht stets das Interesse neue, effizientere und zuverlässigere Systeme zur Eisdetektion zu entwickeln. Neben einfachen visuellen Sensoren, die eine regelmäßige Kontrolle der Piloten voraussetzen, gibt es Eiserkennungssysteme, die sich eine Veränderung der Eigenfrequenz oder der Erwärmungszeit des Sensors bei einer Vereisung zu Nutze machen. Bei optischen Detektionssystemen ist der unterschiedliche Reflektionsgrad von Wasser und Eis ausschlaggebend. Unter anderem arbeitet das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik (DLR) im Rahmen der Untersuchungen für die Ursachen und Auswirkungen einer Vereisung am Flugzeug an Verbesserungen für bereits bestehende Systeme und der Entwicklung neuer Eisdetektions- und Enteisierungssysteme.

In dieser Arbeit wird die Fragestellung genauer erörtert, ob es möglich ist, eine eisinduzierte Wärmestromänderung zu messen und daraus auf einen entstanden Eisansatz zu schließen. Dazu wird ein Vorentwurf eines neuen Systems unter Verwendung eines geregelten Peltier-Elementes entwickelt. Um die aerodynamische Umströmung des Flügels nicht zu beeinflussen, soll das System in die Flügelvorderkante integriert werden. Wichtige Auslegungskriterien sind dabei eine möglichst große Sensivität des Sensors, ein geringes Systemgewicht sowie eine hohe Zuverlässigkeit. Aspekte der Wirtschaftlichkeit und Wartbarkeit werden ebenfalls diskutiert. Eine Differenzierung des Messsignals von anderen Störgrößen ist von besonderer Bedeutung um die Wahrscheinlichkeit einer ausgegebenen Fehlermeldung zu minimieren. Durch Windkanalmessungen und einen vereinfachten theoretischen Ansatz soll die Messbarkeit der Erstarrungswärme durch eine Eisbildung nachgewiesen werden.

2 Grundidee und Zielsetzung der Arbeit

Der Grundgedanke bei der Entwicklung vieler neuer Sensoren ist die Messbarkeit einer stetigen oder abrupten Veränderung der zu messenden Größe. Bei Eisdetektionssystemen sind die Veränderungen bedingt durch die Bildung eines Eisansatzes bzw. dem Wachstum der Eisschichten.

Für die Entwicklung eines Eiserkennungssystems unter Verwendung des Peltier-Effekts ist die entscheidende Größe die Erstarrungswärme basierend auf der Erstarrungsenthalpie. Wenn die Umgebungs- und Oberflächentemperatur unterhalb des Gefrierpunktes von Wasser liegen, gefrieren aufprallende Wassertropfen auf der Flugzeugoberfläche. Durch diese Aggregatzustandsänderung wird Energie in Form von Wärme freigesetzt, die das thermodynamische Gleichgewicht und die Energiebilanzierung des Sensors beeinflusst, wodurch auf einen Eisansatz geschlossen werden kann. Die Messbarkeit der Erstarrungswärme zu untersuchen und auszuwerten ist die fundamentale Idee dieser Arbeit.

In der Arbeit von Mindermann (2014) konnte bereits mit Hilfe der Veränderung des Wärmewiderstandes eine Eisbildung nachgewiesen werden, jedoch wurde dabei ein Heizelement verwendet, wodurch die Solltemperatur stets über der Umgebungstemperatur sein musste, sodass auslegungsbedingt ein Eisansatz nur unterhalb von einer Umgebungstemperatur von $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ detektiert wurde. Außerdem wurde mehr der Isolations- und Oberflächenvergrößerungseinfluss einer bereits vorhandenen Eisschicht untersucht. Um einen Eisansatz auch oberhalb einer Umgebungstemperatur von $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ bestimmen zu können wurde das Konzept unter Verwendung eines Peltier-Elementes neu erarbeitet.

Um die Erstarrungswärme und damit das Vorhandensein von Eis zu bestimmen, ist die Messung der Kälteleistung bei einer definierten Temperaturdifferenz zur Umgebung entscheidend. Dabei sollte der Temperaturunterschied einerseits nicht zu groß sein, da die benötigte Kälteleistung ansonsten zu groß wird, und andererseits nicht zu klein ausfallen, aufgrund der zu großen relativen Fehler verursacht durch Messungenauigkeiten. Ausgewählt wurde eine konstante Temperaturdifferenz von 5 K, sodass die Solltemperatur des Sensors stets 5 K unterhalb der Umgebungstemperatur liegen sollte ($T_{Soll} = T_{Umgebung} - 5\text{ K}$). Entscheidend für die Berechnung der Kälteleistung ist dabei nicht die Umgebungstemperatur sondern die Temperaturdifferenz zur Umgebung.

Wegen der zusätzlich eingebrachten Erstarrungsenthalpie steigt die benötigte Kälteleistung an. Diese Veränderung kann über die zugeführte elektrische Leistung bestimmt werden und somit kann ein Rückschluss auf die Eisbildung geschlossen werden.

Außerdem handelt es sich bei dem Entwurf um einen konservative Auslegung, da lokal in dem jeweiligen Flügelabschnitt der Sensor zuerst vereisen wird, aufgrund der Auslegungsbedingung $T_{Soll} < T_{Umgebung}$.

3 Grundlagen der Eisbildung und Eiserkennung

Das Verständnis der Ursachen und Auswirkungen einer Eisbildung an Flugzeugen ist Grundvoraussetzung der Arbeit. Des Weiteren werden die gängigen Enteisungssysteme kategorisiert und kurz erläutert.

3.1 Vereisungsbedingungen

Die Eisbildung an Flugzeugoberflächen ist meist bedingt durch das Erstarren unterkühlter Wassertropfen bei einer Umgebungstemperatur von +2 °C bis -15 °C. Besonders in Schichtwolken und Haufenwolken (*cumulonimbus*) kann bis zu einer Höhe von ca. 6500 m eine Vereisung aufgrund der niedrigen Temperatur, den starken Aufwinden und dem hohen Wassergehalt stattfinden. Bis zu einer Temperatur von -40 °C können kleinere Tropfen in flüssiger Form auftreten. Diese werden dann als unterkühlte Tropfen (*supercooled droplets*) bezeichnet. Die Existenz unterkühlter Tropfen ist auf die Ungestörtheit dieser in der Atmosphäre zurückzuführen. Bei dem Kontakt mit einem Flugzeug gefrieren diese Tropfen schlagartig je nach Tropfen-, Umgebungs- und Oberflächentemperatur. Wenn die Tropfen bereits gefrieren, bevor sie mit der Flugzeugoberfläche in Kontakt kommen, ist dies meist unbedenklich. (Rossow, et al., 2014)

Hauptsächlich wird die Vereisung durch die Umgebungstemperatur, der Flugzeugoberflächentemperatur, dem Wassergehalt (*Liquid Water Content* (LWC)) und der Tropfengröße beeinflusst. Dabei können verschiedene Eisformen wie Raueis, Glatteis, Mischeis oder Run Back Ice entstehen.

Raueis, auf Englisch auch als *Rime Ice* bezeichnet, bildet sich bei niedrigen Temperaturen, hauptsächlich im Bereich von -10 °C bis -20 °C, niedrigem Wassergehalt und einer kleinen Tropfengröße, jedoch kann in seltenen Fällen Raueis auch bei Temperaturen bis zu -42 °C entstehen. Durch die rapide Erstarrung der unterkühlten Tropfen bei Kontakt mit der Flugzeugoberfläche entsteht eine Mischung aus Eis und Luft. Die Luft ist zwischen dem Eis eingeschlossen.

Glatteis (*Glaze Ice*) entsteht bei Temperaturen nahe des Gefrierpunkts, in etwa zwischen +2 °C und -10 °C, sehr hohem Wassergehalt und einer großen Tropfengröße. Durch das langsame Gefrieren werden keine Lufteinschlüsse geformt. Glatteis ist meist schwer zu erkennen und kann die Form des Tragflügels ändern. Dabei können sogenannte Doppelhöcker entstehen. Nach Shin (1994) steigt die Rauheit von Glatteis mit zunehmender Umgebungstemperatur und zunehmendem Wassergehalt an, wohingegen die Anströmgeschwindigkeit nur einen geringen Einfluss ausübt.

Da es keine klare Abgrenzung zwischen Glatteis und Raueis gibt, entsteht in einem bestimmten Temperaturbereich eine Mischung aus diesen Eisformen. Die Größe der Tropfen kann dabei variieren. Diese Eisform wird als Mischeis (*Mixed Ice*) bezeichnet.

Run-Back-Ice bildet sich häufig hinter Anti-Icing-Systemen. Das flüssige Wasser fließt entlang der Strömungslinien auf der Flugzeugoberfläche und gefriert hinter den, durch die Enteisungssysteme geschützten, Bereichen.

Die Temperaturbereiche der einzelnen Eisformen sowie der temperaturabhängige Verlauf des normierten Vereisungsrisikos sind in Abbildung 1 skizziert. Die Normierung ist dabei bezogen auf das Vereisungsrisiko bei -10 °C.

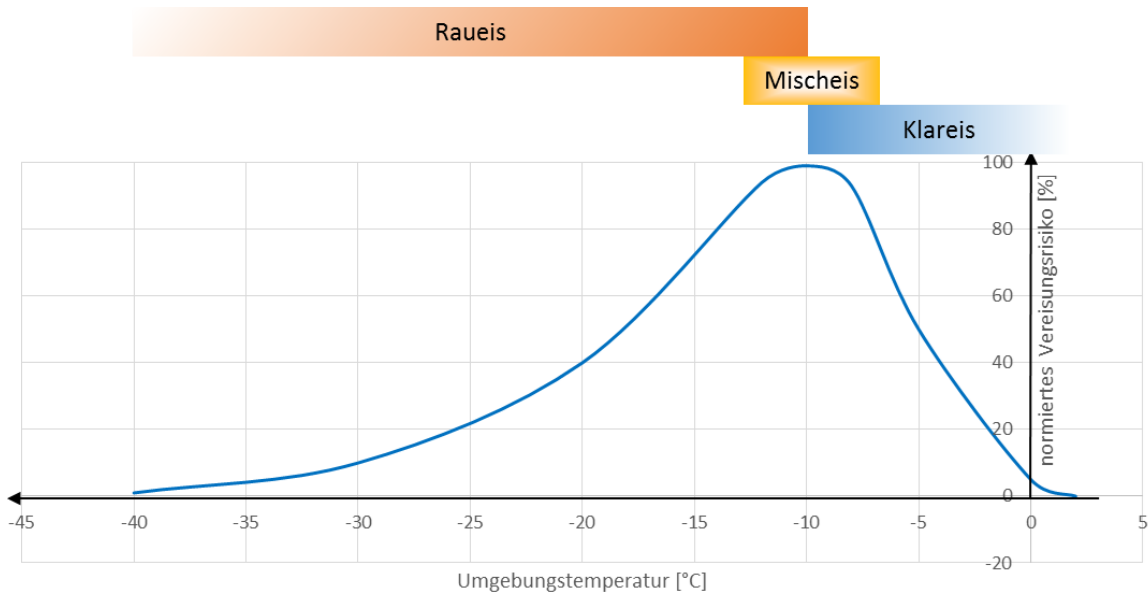


Abbildung 1: Skizzierter temperaturabhängiger Verlauf des Vereisungsrisikos mit Darstellung der einzelnen Temperaturbereiche der Eisformen; nach (Federal Aviation Administration, 2010; Rossow, et al., 2014; Mindermann, 2014)

(Federal Aviation Administration, 2012; Rossow, et al., 2014)

In der Luftfahrt erfolgt üblicherweise eine Einteilung des Eisansatzes nach der *Federal Aviation Administration* (FAA) in vier Vereisungsklassen, entsprechend der Vereisungsschwere.

Intensität	Abkürzung	Beschreibung
Trace	TRACE	Ein Eisansatz wird erkennbar, aber nur eine sehr geringe Eiswachstumsrate liegt vor. Auch über einen längeren Zeitraum ist die Vereisung nicht sicherheitskritisch.
Light	LGT	Bei einem längeren Flug in diesem Bereich kann der Eisansatz zu Problemen führen. Anti- oder De-Icing Systeme können bei Bedarf eingeschaltet werden.
Moderate	MOD	Die Eiswachstumsrate ist so hoch, dass auch kurzzeitige Vereisungsbedingungen potentiell gefährlich werden können. Die Verwendung von Enteisungssystemen ist unabdingbar.
Severe	SEV	Ein Ausweichkurs ist unausweichlich, da die Eiswachstumsrate so groß ist, dass Anti- bzw. De-Icing Systeme scheitern. Bereits nach wenigen Minuten kann dies dazu führen, dass eine sichere Steuerung des Flugzeugs nicht mehr möglich ist.

(Federal Aviation Administration, 2010)

3.2 Vereisungsbereiche

Nicht bei allen Bereichen eines Flugzeugs ist eine gleichmäßige Vereisung zu beobachten. Es gibt sogenannte vereisungsgefährdete Bereiche während des Flugs, die besonders häufig von einer Eisbildung betroffen sind. Diese sind meistens der direkten Anströmung exponiert und in unmittelbarer Nähe der Staupunkte. Als erstes vereisen normalerweise die Flügelvorderkanten, die Bugspitze, die Steuerflächen, exponierte Antennen und Messinstrumente und die Windschutzscheibe. Je nach Konfiguration des Flugzeugs können auch die Propeller oder die Triebwerkseinläufe vereisen. In Abbildung 2 sind die kritischen Bereiche in Rot schematisch abgebildet. (TÜV Rheinland GmbH, 1980)

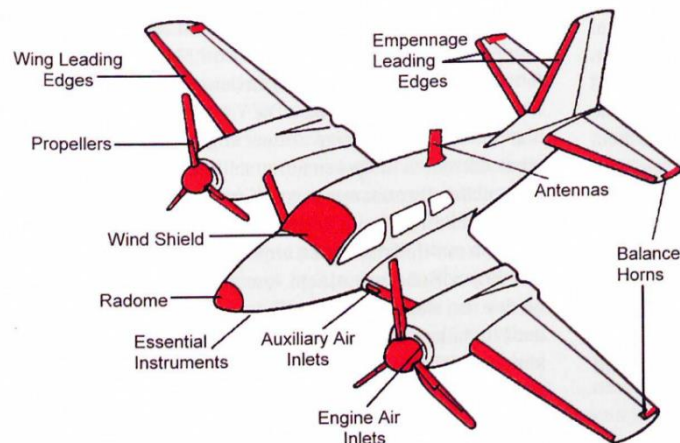


Abbildung 2: Schematische Darstellung der vereisungsgefährdeten Bereiche an einem Flugzeug (TÜV Rheinland GmbH, 1980)

3.3 Auswirkungen der Vereisung

Die Auswirkungen einer Vereisung bestimmter kritischer Bereiche können verheerend sein. Bereits wenige Millimeter eines Eisansatzes können erhebliche Auswirkungen haben. Bei Flugunfällen durch Vereisung ist die Kontrollierbarkeit des Flugzeugs meist stark beeinträchtigt gewesen. (Bragg, et al., 2000)

Eine erhebliche Beeinträchtigung der Flugleistungen und Flugeigenschaften ist wegen einer Verschlechterung der Flugzeugaerodynamik durch den Eisansatz nicht auszuschließen. (Braun, 2015; European Commission, 2012)

Die wichtigsten und gravierendsten Beeinträchtigungen sind dabei:

- **Gewichtszuwachs:** Durch die Bildung eines Eisansatzes vergrößert sich die Masse des Flugzeugs.
- **Auftriebsabfall:** Der Eisansatz führt zu einer Störung der aerodynamischen Verhältnisse am Flügel. Dadurch wandert der Umschlagpunkt von laminarer zur turbulenter Grenzschicht näher an die Flügelvorderkante und Strömungsablösungen treten häufiger auf. Das bewirkt eine Reduktion des Auftriebskoeffizienten.

Grundlagen der Eisbildung und Eiserkennung

- **Schubreduktion:** Durch eine Vereisung der Propeller oder des Triebwerkeinlaufes werden die Effizienz und die Performance der Triebwerke reduziert.
- **Widerstandszuwachs:** Wegen der Strömungsablösungen und Verwirbelungen wird der Widerstand beim Flug erhöht.

Durch diese Veränderungen reduziert sich die Reichweite und der Kerosinverbrauch wird erhöht. In Abbildung 3 sind die Beeinträchtigungen skizziert und beschrieben. Dabei entsprechen die blauen Pfeile den äußeren Kräften am Flugzeug ohne einen Eisansatz und die orangenen Pfeile der qualitativen Veränderung der Kräfte durch einen Eisansatz.

(Wild, 2015; Braun, 2015; Federal Aviation Administration, 2012)

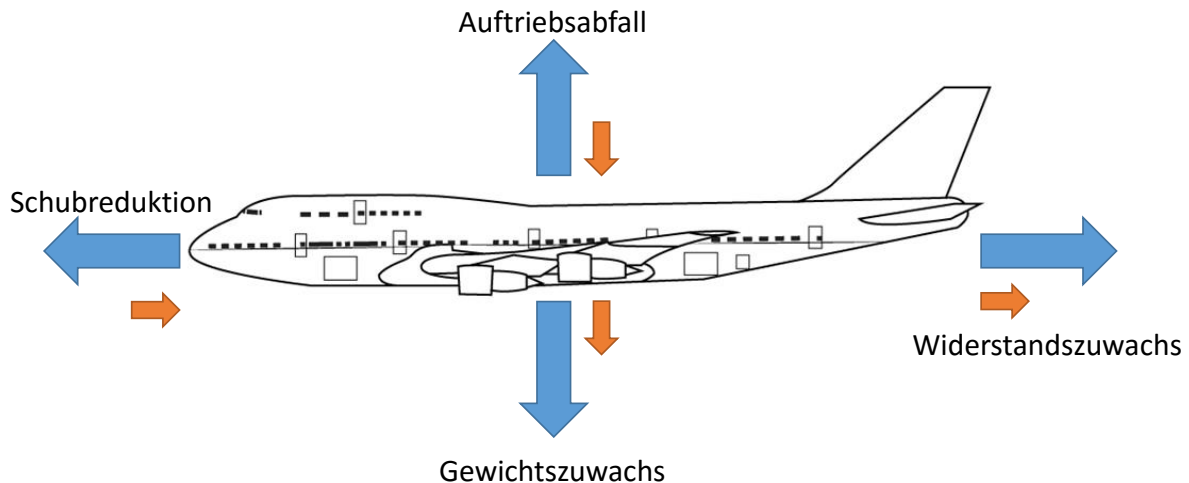


Abbildung 3: Änderung der Kräftebilanzierung am Flugzeug durch eine Eisbildung

Daneben gibt es noch weitere Aspekte, die beeinträchtigt werden können. Dazu zählt unter anderem das Verklemmen oder ein Ungleichgewicht von Kontrollflächen oder eine eingeschränkte Sichtbarkeit der Cockpitfenster. Durch eine Verblockung von Pitotrohren können zudem Flugparameter, wie Geschwindigkeit oder Höhe, falsch ausgegeben werden. Zudem kann ein Eisansatz eine destruktive Vibration bewirken oder abgelöste Eisstücke können Triebwerke oder Leitwerke im hinteren Bereich des Flugzeugs beschädigen. (Federal Aviation Administration, 2012; Rossow, et al., 2014)

Seit 1990 gab es eine signifikante Anzahl an Leistungsverlusten der Triebwerke bedingt durch Eispartikel, die eigentlich als unbedenklich galten, in einer Höhe von mehr als 22000 ft.. Vor allem Turbofan-Triebwerke mit einer *high bypass ratio* sind betroffen. Die Ursachen und Auswirkungen müssen noch genauer untersucht werden. (Mason, et al., 2006)

Wie erheblich die Auswirkungen der Vereisung sind, hängt besonders von dem Grad, dem Ort und der Art der Vereisung ab. Windkanaluntersuchungen haben gezeigt, dass die Eisformgröße und der Ort der Vereisung einen großen Einfluss auf die aerodynamische Performance haben, während die Reynolds-Zahl nur einen kleinen Einfluss hat (Kim & Bragg, 1999). Außerdem ist zum Beispiel der Gewichtszuwachs bei Raueis wegen der Mischung aus Eis und Luft nicht so gravierend wie bei Glatteis.

Auch Windkraftanlagen sind von den Folgen der Eisbildung betroffen. So kann durch die Eisbildung der Widerstand im Verhältnis zum Auftrieb der Flügel so groß werden, dass ein negatives Drehmoment erzeugt wird, welches die Turbine der Windkraftanlage stoppt. (Hochart, et al., 2007)

Nach Bragg et al. (2000) können Flugunfälle durch Vereisung auf zwei Arten vermieden werden. Zum einen können Vereisungsbedingungen durch ein Anpassen der Flugroute vermieden werden und zum anderen können Flugzeuge und deren Systeme so ausgelegt werden, dass eine gewisse Toleranz der Vereisungsbedingungen akzeptiert wird. Bei der kommerziellen Luftfahrt, wo nach der Sicherheit und Zuverlässigkeit der Umsatz und die Einhaltung der Flugpläne oberste Priorität haben, wird die zweite Methode bevorzugt.

Um die Sicherheit bei einem Flugzeug auch unter Vereisungsbedingungen gewährleisten zu können, sind Eiserkennungs- und Enteisungssysteme notwendig.

3.4 Enteisungssysteme

Um eine Eisbildung an kritischen Stellen zu verhindern oder einen bestehenden Eisansatz zu beseitigen, werden Enteisungssysteme eingesetzt. Die am häufigsten verwendeten Systeme sind im ATA-Kapitel 30 (*Air Transport Association Ice and Rain Protection*) zusammengefasst. Grundlegend werden Enteisungssysteme in zwei Gruppen eingeordnet, sogenannte *Anti-Icing* und *De-Icing* Systeme.

De-Icing-Systeme entfernen periodisch den Eisansatz. Man spricht von einer Eisbeseitigung. Eine gewisse Größe an Eisbildung wird toleriert, bevor das De-Icing-System den Eisansatz entfernt.

Mehrere unterschiedliche De-Icing-Systeme sind derzeit im Einsatz. Besonders Pneumatische Eismatten (*De-Icing Boots*) und Elektrothermische Enteisungssysteme (*Electro-Thermal De-Icing System*) sind weit verbreitet.

Pneumatische Eismatten sind, meist an der Flügelvorderkante applizierte, Gummitaschen, die periodisch aufgeblasen werden (Abbildung 4). Diese sind sehr kostengünstig und der Energieaufwand ist gering, jedoch besteht die Gefahr, dass nicht der gesamte Eisansatz entfernt wird.

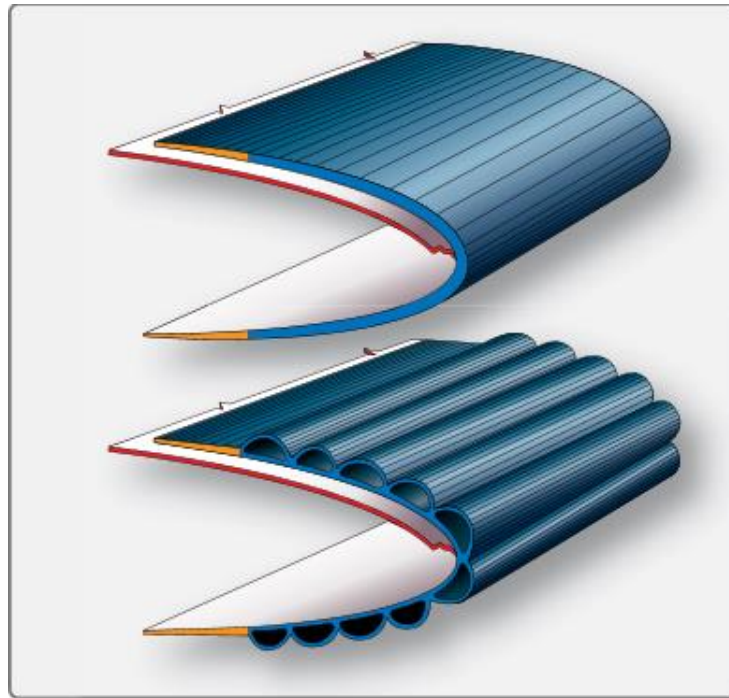


Abbildung 4: Darstellung der Pneumatischen Eismatten nicht aufgeblasen (oben) und aufgeblasen (unten) (Federal Aviation Administration, 2012)

Elektrothermische Enteisungssysteme können auch nachträglich noch angebracht werden. Durch das periodische Beheizen einer Fläche wird der Eisansatz entfernt. Dieses System wird insbesondere bei Propellern oder Rotorblättern verwendet.

Das Konzept der Elektro-Impuls-Enteisungssysteme befindet sich zurzeit noch im Entwicklungsstadium. Dabei erzeugen Spulen oder Piezokeramiken eine mechanische Schwingung, die den Eisansatz entfernt. Ein großer Nachteil ist jedoch die Materialermüdung der umliegenden Struktur, weshalb dieses System vorwiegend bei Strukturen aus Faserverbundwerkstoffen zum Einsatz kommen soll.

Anti-Icing-Systeme dagegen verhindern kontinuierlich die Eisbildung und werden angeschaltet bevor Vereisungsbedingungen bestehen. Unterschieden wird dabei zudem zwischen sogenanntem *wet anti-icing* und *dry anti-icing*. Beim *wet anti-icing* wird die Oberfläche über den Gefrierpunkt erwärmt wodurch das Wasser nicht erstarrt, jedoch besteht die Gefahr von *Run-Back-Ice*. Dahingegen wird beim *dry anti-icing* die Oberfläche soweit erwärmt, dass das Wasser verdunstet und keine Gefahr von *Run-Back-Ice* besteht, jedoch ist der Energiebedarf bei dieser Form der Enteisung enorm hoch.

Die derzeit am Häufigsten verbauten Anti-Icing-Systeme sind Warmluftenteisungssysteme (*Thermal Anti-Icing System*), Elektrothermische Eisverhütungssysteme (*Electro-Thermal Anti-Icing System*) und Flüssigkeits-Eisverhütungssysteme (*Chemical Anti-Icing System*).

Bei den Warmluftenteisungssystemen wird von den Triebwerken Zapfluft entnommen und an die kritischen Bereiche, wie zum Beispiel die Flügelvorderkanten, geleitet. Periodisch betrieben kann dieses System auch als De-Icing-System verwendet werden. Der Vorteil dieses Systems ist die hohe Wirksamkeit und der geringe Wartungsaufwand. Der hohe benötigte Energiebedarf bzw. der Leistungsverlust der Triebwerke sind die Nachteile.

Die Elektrothermische Eisverhütung verwendet elektrische Heizleiterbauteile um die gefährdeten Bereiche zu erwärmen. Da der Energieaufwand dabei sehr hoch ist, wird dieses System hauptsächlich bei kleineren Messinstrumenten verwendet.

Bei der Flüssigkeitseisverhütung gelangt Enteisungsflüssigkeit durch eine Perforierung der Flugzeughaut an die Oberflächen, die durch einen Eisansatz gefährdet sind. Die Flüssigkeitseisverhütung kann ebenfalls als De-Icing-System eingesetzt werden. Der Nachteil dieses Systems ist das Mitführen und Nachfüllen der Enteisungsflüssigkeit.

Welche Art von Enteisungssystemen zum Einsatz kommt, hängt vor allem davon ab, wie kritisch die Vereisung im Hinblick auf die Flugsicherheit ist und wie groß der Leistungsbedarf ist. Generell ist der Leistungsbedarf bei De-Icing-Systemen deutlich geringer als bei Anti-Icing-Systemen, weshalb Interesse besteht vorrangig De-Icing-Systeme einzusetzen, sofern diese ausreichenden Schutz gegen Vereisung bieten. Außerdem ist der Ort der Vereisung und das damit verbundene Platzangebot innerhalb der Struktur entscheidend.

(Federal Aviation Administration, 2012; Braun, 2015; Rossow, et al., 2014)

Weltweit werden vor allem von Forschungseinrichtungen, wie dem DLR oder der NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), sowie Flugzeugherstellern und Universitäten neue oder verbesserte Enteisungssysteme entwickelt um die Manövrierbarkeit und Sicherheit beim Fliegen weiter zu verbessern.

4 Stand der Technik

Elementar für den Einsatz von Enteisierungssystemen ist zunächst die Detektion von Eis. Neben der Luftfahrt werden Eiserkennungssysteme auch in der Schifffahrt, bei Windkraftanlagen oder Straßenheizsystemen eingesetzt.

4.1 Eisdetektion während des Flugbetriebs

Ein Eisansatz kann visuell erkannt werden, jedoch besitzen moderne Flugzeuge Eisdetektionssensoren. Neben der Detektion eines Eisansatzes können manche Systeme auch die Eisdicke und die Eisbildungsrate ermitteln. Dabei wurden in den letzten Jahrzehnten zahlreiche Eiserkennungssysteme entwickelt und verbessert. Die Systemanforderungen umfassen eine möglichst hohe Zuverlässigkeit, ein geringes Systemgewicht, eine geringe Systemträgheit sowie einen geringen Leistungsbedarf. (Federal Aviation Administration, 2012)

Hot Rod Eiserkennungssystem (Hot Rod Ice Detection System)

Entwickelt wurde das System in den 1970ern von Normalair-Garrett. Dieses System wird außerhalb des Cockpitfensters angebracht, sodass die Piloten einen Eisansatz erkennen können. Sobald Vereisungsbedingungen vorliegen, entsteht ein visuell erkennbarer Eisansatz an der Vorderkante des Systems. Um eine gute Sichtbarkeit und einen hohen Kontrast unter allen Umwelteinflüssen zu gewährleisten, ist die Einheit mattschwarz lackiert und mit einer Leuchte versehen. Um die Eisbildungsrate erkennbar zu machen, ist in dem System noch ein Heizelement verbaut, das als *De-Icing-System* fungiert. Die Masse des Systems ist mit 9 Pfund angegeben und der Leistungsbedarf beträgt ca. 380 W. (Hoover, 1993)

Gezahnter Rotor Eisdetektor (Serrated Rotor Ice Detector)

Ein, durch einen Elektromotor angetriebener, gezahnter Zylinder rotiert dauerhaft mit einem Abstand von 0,05 mm zu einem fixierten Schaber. Das Motorgehäuse ist durch einen Feder vorgespannten Schieber mit einem Schalter verbunden. Eingelassen im Flugzeugrumpf sind nur der Zylinder und der Schaber der Strömung exponiert. Wenn keine Vereisungsbedingungen vorherrschen, ist das benötigte Drehmoment sehr klein, da nur die Lagerreibung überwunden werden muss. Bei einem entstehenden Eisansatz hingegen wird dieser an dem fixierten Schaber abgeschert, weshalb ein signifikant größeres Drehmoment erforderlich ist. Dadurch wird der Drehmomenten-Schalter betätigt und den Piloten eine Warnung ausgegeben. (Francis, et al., 2014)

Druckbetätigter Eisdetektor (Pressure Operated Ice Detector)

Dieses System besteht aus einem zylinderförmigen Edelstahl- oder Messing-Hohlkörper, der an einer eisgefährdeten Stelle am Flugzeug senkrecht zur Oberfläche montiert wird. An der angeströmten Seite befinden sich mehr Bohrungen als auf der strömungsabgewandten Seite, weshalb während des Flugs im Inneren ein Überdruck entsteht. Wenn ein Eisansatz entsteht, werden diese Bohrungen blockiert und ein Druckabfall entsteht. Durch diesen Druckabfall verkleinert sich das Volumen der Druckkapsel im Inneren und schließt einen elektrischen Schalter, wodurch ein Warnsignal ausgegeben und ein Heizelement zum Enteisen angeschaltet wird. (Francis, et al., 2014)

Magnetostruktives Eiserkennungssystem (Magnetostrictive Ice Detection System)

Der Sensor dieses Eiserkennungssystems ist ein magnetostruktives Bauteil und wird in seiner Resonanzfrequenz von 40000 Hz angeregt. Durch den entstehenden Eisansatz erhöht sich die Masse des Sensors und folglich reduziert sich die Eigenfrequenz entsprechend der Formel $\omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$. Ein Micro Controller misst die Frequenz des Sensors und gibt bei einer Verringerung der Frequenz ein Warnsignal aus. Wenn diese Eisbildung detektiert wurde, wird der Sensor enteist und erneut abgekühlt, um eine weitere Eisbildung zu erkennen. Die benötigte Leistung des Systems beträgt maximal 350 W bei einem Systemgewicht von ca. 2 Pfund. (Hoover, 1993; UTC Aerospace Systems, 2015)

Schmelzwärme Eiserkennungssystem (Heat of Transformation Ice Detection System (HOT))

Dieses Eiserkennungssystem basiert auf der unterschiedlichen Erwärmzeit des Sensors bei Vereisungsbedingungen. Verwendet wird ein *Thin Film Platinum Resistance Thermometer* (TFPRT), welches bis zu einer bestimmten Temperatur periodisch erwärmt wird. Anschließend wird die elektrische Leistung abgeschaltet und der Sensor kühlt sich auf Umgebungstemperatur ab. Dieser Kreislauf wird bei Vereisungsbedingungen dauerhaft wiederholt und ein Micro Controller überwacht die Zeit zwischen zwei Temperaturpunkten. Wenn sich ein Eisansatz an der Saphiroberfläche gebildet hat und die Oberfläche während des Erwärmens 0 °C erreicht, wird die Heizleistung als Schmelzwärme benötigt. Während das Eis schmilzt und die Schmelzenthalpie überwunden werden muss, ist keine Temperaturerhöhung messbar. Somit lässt sich feststellen ob ein Eisansatz vorhanden ist. Das System hat eine Masse von ca. 1,5 Pfund und der Leistungsbedarf liegt während des De-Icing bei maximal 400 W. (Hoover, 1993)

Sunstrand Datenkontroll-Eiserkennungssystem (Sunstrand Data Control's Ice Detector System)

Dieses Eisdetektionssystem besteht aus einer Messsonde, deren Detektionsoberfläche orthogonal angeströmt wird. Die Besonderheit dieses Systems ist die Verwendung eines radioaktiven Isotops (Strontium 90), welches als Strahlungsquelle für Beta-Partikel fungiert. Die Strahlung wird gebündelt und gelangt über der Detektionsoberfläche zu einem Geiger-Müller-Zählrohr auf der anderen Seite der Sensoroberfläche. Das Geiger-Müller-Zählrohr detektiert die emittierte Strahlung bei Applizierung einer hohen Spannung. Durch eine Bildung eines Eisansatzes verringert sich die Anzahl der gemessenen Beta-Partikel. Nachdem den Piloten ein Warnsignal gesendet wurde, wird der Eisansatz thermisch entfernt. Die Masse des Systems wird mit 1 Pfund beziffert. (Hoover, 1993)

Ultraschall Eiserkennungssystem (Ultrasonic Ice Presence Measurement System)

Bei diesem System wird eine Puls-Amplituden Technik verwendet. Dabei dient eine piezoelektrische Keramik als Ultraschall-Puls-Sender und anschließend, nach einer geringen Verzögerung, als Empfänger. Die Ultraschallwelle wird an der Oberfläche reflektiert und propagiert zu der Piezoelektrischen- Keramik zurück. Wenn sich ein Eisansatz gebildet hat, ändert sich der Reflektionsfaktor, da eine andere Grenzflächen-Materialpaarung vorliegt. Im Vergleich zu der Grenzfläche zu Luft (keine Vereisungsbedingungen) ist die Ausgangsspannung ca. 30% kleiner, da dieser prozentuale Anteil der Ultraschallwelle durch Transmission an das Eis weitergegeben wurde. Mit einem Leistungsbedarf von 5 W und einer Masse von 0,14 Pfund ist dieses System leichter und energiesparsamer als die meisten anderen Systeme. (Hoover, 1993)

Eis-Bildgebungssystem (Ice Imaging System)

Das *Ice Imaging System* besteht aus einer speziellen Kamera, einer Bildverarbeitung und einem Monitor. Ein Bild von den kritischen Bereichen des Flugzeugs wird aufgenommen und so bearbeitet, dass auf den Monitoren der Eisansatz durch signifikante Farben dargestellt wird. Das System verwendet das Prinzip der Spektrallinienverschiebung. Die spektralen Signaturen von Eis und Wasser sind im nicht-sichtbaren Teil des elektromagnetischen Spektrums unterschiedlich, sodass ein Eisansatz erkennbar gemacht werden kann. (Hoover, 1993)

Vibrometer Eissensor (Vibro-Meter Ice Detector)

Dieses Eiserkennungssystem verwendet ein ähnliches Prinzip wie das Magnetostrictive Ice Detection System. Eine Veränderung der Resonanzfrequenz wird, bedingt durch eine Masseänderung und einer zusätzlichen Steifigkeitsänderung, gemessen. Eine mit Resonanzfrequenz angeregte dauerhaft vibrierende Membran dient als Sensor. Die Auslenkungen der Membran sind dabei mit weniger als 1 µm nur sehr gering. Ein Eisansatz erhöht sowohl die Masse als auch die Steifigkeit des Sensors, wobei die Erhöhung der Steifigkeit deutlich größer ist als die Massenerhöhung, wodurch eine Erhöhung der Resonanzfrequenz erfolgt. Da auftreffendes Wasser zwar die Masse vergrößert, jedoch keinen Einfluss auf die Steifigkeit des Sensors hat, kann eindeutig ein Eisansatz identifiziert werden. Die Masse des Eisdetektionssystems wird mit 1 Pfund und der benötigte Leistungsbedarf mit 0,7 W angegeben. (Hoover, 1993)

ON-Wing Eiserkennungs- und Überwachungssystem (ON-Wing Ice Detection and Monitoring System)

Das neuartige System wurde im Rahmen des Projekts ON-WING in Zusammenarbeit zahlreicher Europäischer Unternehmen entwickelt. Es handelt sich um ein integrales optisches Eiserkennungssystem, das als Grundlage für ein vollständig autonomes Eisschutzsystem dient. Verwendet werden Glasfaserkabel die Licht ausstrahlen und die Reflektion messen. Dieses System kann unmittelbar in den Flügel, Slats oder Rotorblättern integriert werden und direkt die lokalen elektro-thermischen Enteisungssysteme steuern. Es besteht die Möglichkeit die Eisdicke, Eisbildungsrate und Rauheit des Eises in Echtzeit zu überwachen. Nach Rich Oldfield, dem Technical Director von GKN Aerospace, kann dieses System dazu beitragen den Kerosinverbrauch zu senken, die Aerodynamische Performance zu verbessern und Wartungsanforderungen zu verringern. (European Commission, 2012; GKN Aerospace, 2013)

4.2 Eisdetektion am Boden

Zusätzlich gibt es Eiserkennungssysteme die speziell für eine Detektion einer Vereisung am Boden entwickelt wurden. Diese Systeme unterstützen den Piloten und das Bodenpersonal bei der visuellen Inspektion des Flugzeugs vor dem Start.

Der zuvor beschriebene Vibro-Meter Ice Detector kann auch zur Eisdetektion am Boden eingesetzt werden. Dazu wird dieser auf der Oberseite des Flügels angebracht und bei der Inspektion vor dem Start angeschaltet.

Die Fluggesellschaft Finnair hat einen Klareisdetektor entwickelt, der eine Eisbildung auf der Oberseite des Flügels sichtbar macht. Dieser *Finnair Clear Ice Detector* besteht aus einer halbrunden Platte, die mit fünf 5 Millimeter breiten Streifen abwechselnd rot und gelb lackiert ist. Dieser Eisdetektor befindet sich in Strömungsrichtung auf der Oberseite des Flügels. Wenn

ein Eisansatz vorhanden ist, sind, entsprechend der Eisdicke, manche Streifen nicht zu erkennen.

Außerdem hat der Flugzeughersteller McDonnell Douglas einen Klar- und Raueisdetektor entwickelt, der bei der Bodeninspektion die Piloten unterstützt. Auf der Oberfläche des Flügels sind äquidistant zueinander schwarze raue Streifen angebracht, sodass mit der Flügeloberfläche ein Muster rau-glatt-rau entsteht. Der Inspekteur lässt einen Prüfstab quer über den gestreiften Bereich gleiten. Falls ein konstanter rauer oder glatter Gleitwiderstand bemerkt wird, muss die Flugzeugoberfläche genauer untersucht werden. (Hoover, 1993)

4.3 Zusammenfassung und Bewertung der Systeme

Die vorgestellten Systeme können zwar meist recht zuverlässig einen Eisansatz detektieren und somit die Arbeitsbelastung der Piloten verringern, doch häufig entstehen durch deren Einsatz auch Beeinträchtigungen und Probleme.

Viele Systeme haben einen sehr hohen Leistungsbedarf, bis zu 380 W pro System. Vor allem wenn mehrerer Systeme über einen längeren Zeitraum eingesetzt werden. Zudem sind die meisten Systeme nicht im Flügel integriert und stören somit die aerodynamische Umströmung des Flügels oder des Rumpfes. Da Eiserkennungssysteme, ähnlich wie beispielweise das Fahrwerk, nur während einer kurzen Zeitspanne bezogen auf die Flugdauer benötigt werden, wäre eine Integration in den Flügel oder ein einfahrbares System sinnvoller. Eine regelmäßige Inspektion und Wartung der Systeme ist für einen einwandfreien Betrieb vorausgesetzt. Diejenigen Systeme, die zum Bestimmen eines Eisansatzes Enteisungsmaßnahmen verwenden, sind während dieser Zeit funktionsuntauglich.

Das in dieser Arbeit beschriebene System unterscheidet sich insoweit von den bisherigen Systemen, dass die Veränderung der benötigten Kälteleistung der Indikator für einen gebildeten Eisansatz ist. Insbesondere macht man sich die bei der Erstarrung frei werdende Erstarrungsenthalpie von Nutzen. Zusätzlich ist dieses System in der Flügelvorderkante integriert und beeinträchtigt somit nicht die aerodynamische Umströmung des Flügels. Das System kann relativ klein und damit auch leicht ausgelegt werden.

5 Theoretische Grundlagen

Um den Hintergrund der Berechnungen und Messungen verstehen zu können, ist ein tiefgründiges Verständnis der theoretischen Grundlagen notwendig. Neben der Definition und Erläuterung der grundlegenden thermodynamischen Gesetzmäßigkeiten, wird das Peltier-Element hinsichtlich des Prinzips, Aufbaus und der Anwendungen genauer beschrieben.

5.1 Das Peltier-Element

Von elementarer Bedeutung für diese Arbeit ist das Prinzip eines Peltier-Elementes. Es stellt das zentrale Glied in der Bestimmung des Eisansatzes dar. Die Theorie, der Aufbau, sowie die Anwendungen und Alternativen sollen aufgelistet und erläutert werden.

5.1.1 Theorie und Hintergrund

Das Peltier-Element basiert auf dem sogenannten Peltier-Effekt, welcher neben dem Seebeck-Effekt und dem Thomson-Effekt auch als thermoelektrischer Effekt bezeichnet wird. Benannt wurde er nach dem französischen Uhrmacher Peltier, der 1834 diesen Effekt entdeckte. Diese Effekte beschreiben die Wechselwirkung zwischen Temperatur und Elektrizität. Werden zwei Materialien, die ein unterschiedliches Niveau in der thermoelektrischen Spannungsreihe besitzen, meist p- und n-dotierte Halbleiter, miteinander verbunden, spricht man von einem sogenannten Thermopaar. Wird zusätzlich ein Gleichstrom angelegt, dann kommt es an der Kontaktstelle zwischen den Materialien zu einem Potentialausgleich. Wenn mindestens zwei Kontaktstellen der Halbleitermaterialien hintereinandergeschaltet werden, erwärmt sich die eine Kontaktstelle während die andere abkühlt. Das bedeutet, dass auf der Seite der Kontaktstelle bei der Wärme abgegeben wird, die Elektronen von einem höheren Energieniveau auf das niedrigere Energieniveau des anderen Halbleiters übergehen. An der anderen Kontaktstelle werden die Elektronen in ein höheres Energieniveau des anderen Halbleiters gehoben und dabei wird Wärme aufgenommen. (Schnell & Scharrer, 1966; Fichthorn, Hansjörg, 2016)

5.1.2 Aufbau des Peltier-Elementes

Grundsätzlich besteht das Peltier-Element aus zwei gegenüberliegenden Keramikplatten und in Serie geschalteten p- und n-dotierten Halbleitern, die über Metallbrücken miteinander verbunden sind (Abbildung 5).

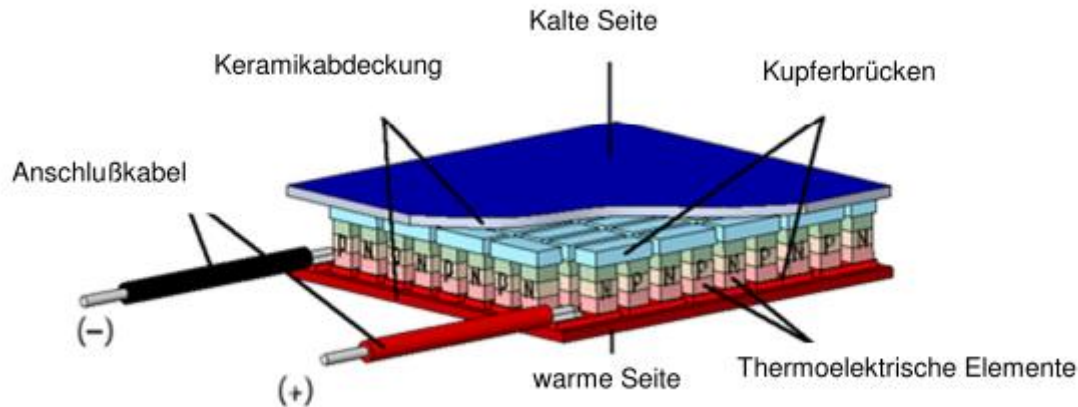


Abbildung 5: Grundlegender Aufbau eines Peltier-Elementes (Fichthorn, Hansjörg, 2016)

Bismutellurid ist das derzeit am Meisten verwendete thermoelektrische Material, welches durch dementsprechende Dotierungen als p- oder n-dotierter Halbleiter eingesetzt wird. Der Hauptgrund für die derzeitige sehr geringe Varietät an thermoelektrischen Materialien sind die kontroversen Eigenschaften, die das Material aufweisen muss. So werden von dem Material einerseits eine gute elektrische Leitfähigkeit und andererseits eine schlechte Wärmeleitfähigkeit aus den zuvor erwähnten Gründen gefordert. (Fichthorn, Hansjörg, 2016)

5.1.3 Physikalische Grundlagen

Im Jahre 1909 hat Edmund Altenkirch herausgefunden, dass der Joule'sche Effekt und die Wärmeleitung von der warmen zur kalten Kontaktstelle den, durch den Peltier-Effekt verursachten, Wärmetransport negativ beeinträchtigen.

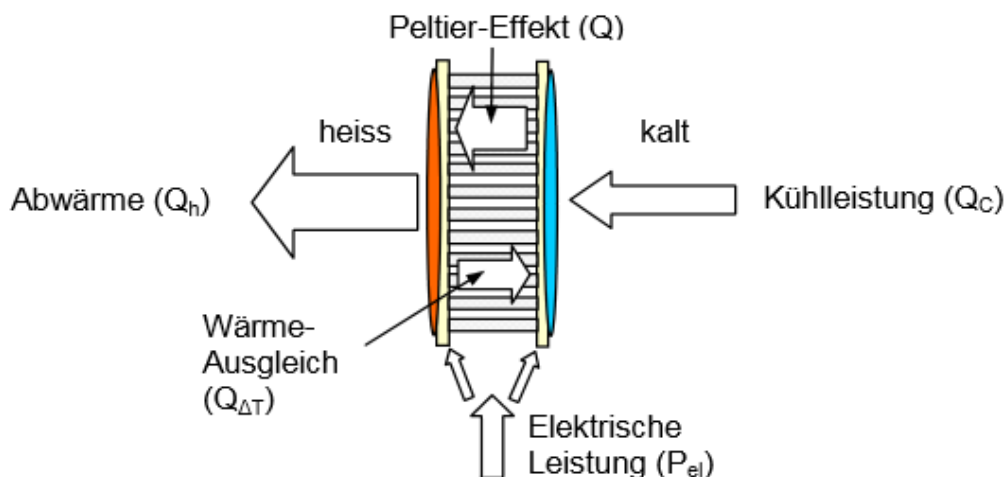


Abbildung 6: Wärmebilanzierung am Peltier-Element (Schaad, St., 2016)

Für den Wärmetransport, verursacht durch den Peltier-Effekt, gilt:

$$Q_S = Se \cdot I \cdot T_C \quad (5.1)$$

Theoretische Grundlagen

Dabei ist S_e der Seebeck-Koeffizient. Ein Teil der zugeführten elektrischen Leistung wird in Wärme umgewandelt, wobei der Betrag der Wärmeverlustleistung proportional zu R ist. Diese Verlustwärme wird auch als Joule'scher Effekt bezeichnet und kann in einer Formel wie folgt ausgedrückt werden:

$$Q_J = \frac{1}{2} \cdot I^2 \cdot R_{el} \quad (5.2)$$

Aufgrund des linearen Zusammenhangs ist eindeutig zu erkennen, dass eine Reduktion des internen elektrischen Widerstandes bzw. eine Erhöhung der elektrischen Leitfähigkeit die Verlustwärme reduziert werden kann.

Der Wärmeverlust wegen des Wärmeflusses von der warmen zur kalten Seite wird mit der Formel

$$Q_{\Delta T} = C \cdot \Delta T \quad (5.3)$$

beschrieben, wobei C der Wärmeleitwert zwischen der kalten und warmen Seite ist und es gilt

$$C = 2 \cdot N \cdot \lambda \cdot \frac{A}{h} \quad (5.4)$$

Dabei ist N die Anzahl der Thermopaare, A die Querschnittsfläche und h die Höhe eines Thermopaars. Mit der Vorzeichenvereinbarung, dass alle Wärmen die ins System geleitet werden als positiv und alle Wärmen, die aus dem System geleitet werden als negativ angenommen werden, ergibt sich daraus für die Kühlleistung (Q_C):

$$Q_C = Q_S - Q_{\Delta T} - Q_J \quad (5.5)$$

Und für die Abwärme (Q_H), bei Betrachten des gesamten Peltier-Elementes:

$$Q_H = Q_C + P_{el} \text{ bzw. } Q_C \text{ eingesetzt: } Q_H = Q_S - Q_{\Delta T} + \frac{1}{2} P_{el} \quad (5.6)$$

Wichtig dabei zu beachten ist, dass P_{el} in diesem Zusammenhang das Doppelte von Q_J ist, da Q_J so definiert wurde, dass P_{el} zu gleichen Teilen auf die Hälften aufgeteilt wurde.

Ein sehr wichtiger Parameter zur Klassifizierung der Peltier-Elemente ist die Leistungsziffer, welche das Verhältnis von nützlicher Arbeit/Wärme zu zugeführter/verrichteter Arbeit, oder anders ausgedrückt das Verhältnis von Nutzen zu Aufwand darstellt:

$$COP = \frac{Q_C}{P_{el}} \quad (5.7)$$

Oft wird dieser Wert als *coefficient of performance* (COP) bezeichnet und kann bei Peltier-Elementen einen Wert von ungefähr 0,2 bis 3 annehmen, je nachdem wie groß die Temperaturdifferenz und die zugeführte Nennleistung ist. Wenn die Temperaturdifferenz und die Nennleistung sehr gering sind erreicht der COP die größten Werte.

Außerdem ist die maximale Temperaturdifferenz (ΔT_{max}) von großer Bedeutung und ist definiert als die größtmögliche Temperaturdifferenz zwischen der warmen und kalten Seite bei I_{max} (Abbildung 7).

Die maximale Kälteleistung ist definiert als Q_C bei I_{max} mit $\Delta T = 0 \text{ K}$.

(Meerstetter Engineering, 2016; Fichthorn, Hansjörg, 2016; Schaad, St., 2016; Schnell & Scharrer, 1966)

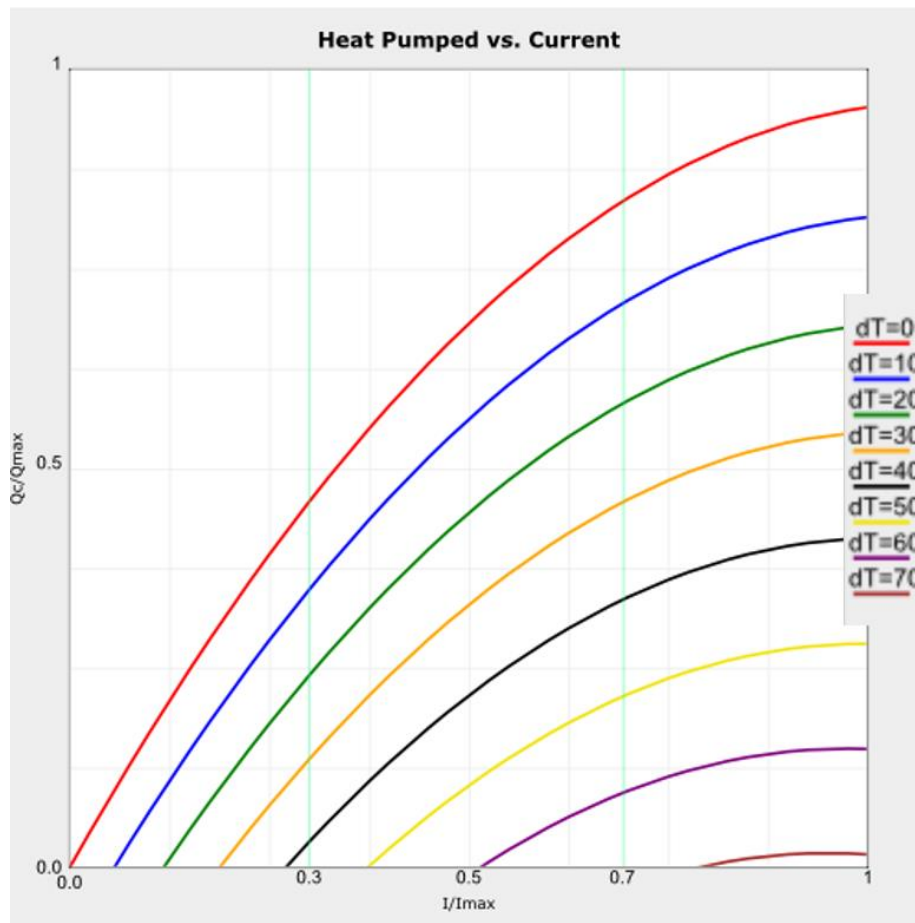


Abbildung 7: Kälteleistung in Abhängigkeit vom anliegenden Strom und der Temperaturdifferenz innerhalb des Peltier-Elementes (Meerstetter Engineering, 2016)

5.1.4 Anwendungen von Peltier-Elementen

Das Peltier-Element fungiert als Wärmepumpe oder auch als Kältemaschine, je nach Außentemperatur. Mit Hilfe des Stromflusses gelingt es, dass der resultierende Wärmestrom von der kalten zur warmen Seite verläuft.

Peltier-Elemente werden dann eingesetzt, wenn relativ kleine Kälteleistungen bis maximal 500 W benötigt werden. Damit ergeben sich unter anderem die folgenden Anwendungsbereiche:

- Laser-Kühlung
- Hochleistungs-LED-Kühlung
- Lebensmittelkühlung
- Röntgengeräte

Der Grund für die weite Verbreitung von Peltier-Elementen sind die vielen Vorteile bei der Verwendung dieser:

- Geringe Bauteilgröße
- Sehr günstig
- Geringes Gewicht

Theoretische Grundlagen

- Hohe Zuverlässigkeit
- Verzicht auf bewegliche Teile, Flüssigkeiten und Gase
- Kühlen und Heizen ist möglich
- Mit Stromregler kann Temperatur ziemlich genau eingestellt werden

Jedoch gibt es auch Nachteile von Peltier-Elementen, die den Einsatzbereich und die Verbreitung beschränken:

- Geringer Wirkungsgrad (ca. 10 % des Carnot-Wirkungsgrades)
- Limitierte Kühlleistung
- Nur in sehr kleinen Maßen erhältlich

(Fichthorn, Hansjörg, 2016; Schaad, St., 2016)

5.1.5 Alternativen zum Peltier-Element

Wie bereits zuvor erwähnt, ist das Peltier-Element eine Kältemaschine, wobei es noch alternative Kältemaschinen gibt. Sehr weit verbreitet ist die sogenannte zyklische Dampf-Kältemaschine oder Kompressionskälteanlage. Der Unterschied zum Peltier-Element ist, dass die Dampf-Kältemaschine auf zwei Druckniveaus mit einem Kältemittel arbeitet. Dabei sind mechanische Elemente wie ein Kompressor und eine Drossel notwendig. In Abbildung 8 ist der Kreisprozess einer Dampf-Kältemaschine mit den Komponenten Verdichter (a) , Verdampfer (b), Kondensator (c) und Drossel-Ventil (d) schematisch dargestellt.

(Esch & Feyerl, 2005)

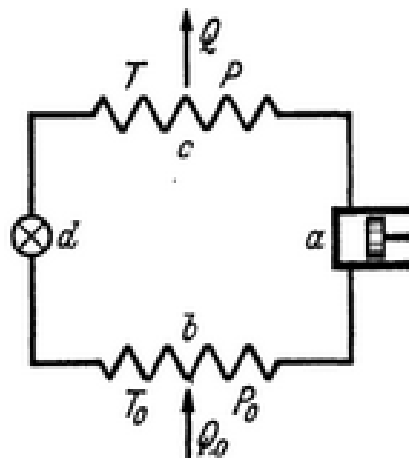


Abbildung 8: Schematische Darstellung einer Dampf-Kältemaschine (Schmidt, 1945)

Die zwei Druckniveaus, sowie die thermodynamischen Zustandsänderungen sind gut in dem p-h-Diagramm (Abbildung 9) zu erkennen. Von dem einen zum anderen Druckniveau gelangt man mittels einer Kompression bzw. Drosselung.

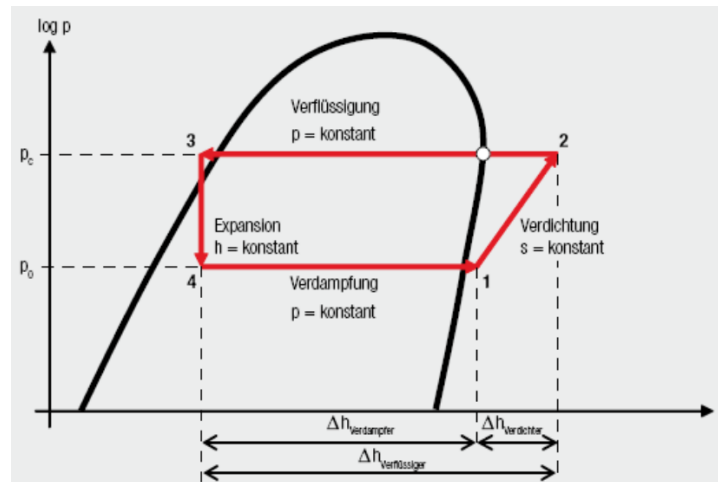


Abbildung 9: Beispielhafter Verlauf des thermodynamischen Dampf-Kältemaschinen-Prozesses im p-h-Diagramm (Lohr & Sommer, 2010)

Die Kältemittel bestehen meist aus Fluor- oder Fluor-Chlor-Kohlenwasserstoff-Verbindungen und sind wegen der Langzeitschädigung der Ozonschicht umwelttechnisch sehr umstritten.

Neben den verwendeten umstrittenen Kältemitteln ist die relative Komplexität des Systems ein weiterer Nachteil. Jedoch werden diese Kältemaschinen weitläufig eingesetzt, wegen der hohen Zuverlässigkeit, der relativ hohen Leistungszahl und vor allem der riesigen Bandbreite. So werden diese Systeme für Kühlschränke mit einer Kälteleistung von ca. 100 W bis zu riesigen Kühlhäusern mit einer benötigten Kälteleistung von mehr als 10 MW eingesetzt (Hirsch, 1932; Esch & Feyerl, 2005).

5.1.6 Auswahl des Peltier-Elementes

Für das Eiserkennungssystem an der Flügelvorderkante ist das Peltier-Element aus mehreren Gründen der Dampf-Kältemaschine vorzuziehen. Zum einen ist die benötigte Kälteleistung nur sehr gering und der zur Verfügung stehende Bauraum sehr begrenzt. Des Weiteren weist das Peltier-Element eine nicht so große Komplexität auf. Durch den außerdem noch sehr geringen Preis des Peltier-Elementes wurde das Peltier-Element ausgewählt.

Jedoch gibt es eine riesen Auswahl an Peltier-Elementen mit den unterschiedlichsten Größen, Kälteleistungen und Aufbauarten. Zunächst einmal wurde ein einstufiges Peltier-Element ausgewählt, da diese im Regelfall eine maximale Temperaturdifferenz von $\Delta T = 72 \text{ K}$ erreichen können und diese vollkommen ausreichend für den Prototypen ist. Des Weiteren hat das einstufige Element den Vorteil einer geringen konstruktivrelevanten Höhe, wodurch mehr Freiheit bei der Integration in die Flügelvorderkante besteht, wie im Unterpunkt Konzept genauer dargestellt wird. (Meerstetter Engineering, 2016)

Ein weiteres elementares Auswahlkriterium zur Bestimmung des Peltier-Elementes ist die Größe der benötigten Kälteleistung, welche zuvor mittels numerischer Simulation bestimmt wurde. Dabei ist auch zu beachten, dass der COP möglichst groß sein sollte, damit die benötigte zugeführte elektrische Leistung möglichst klein ist und weniger Wärme abgeführt werden muss, wodurch eine kleinere Dimensionierung des Kühlkörpers möglich ist (Abbildung 10).

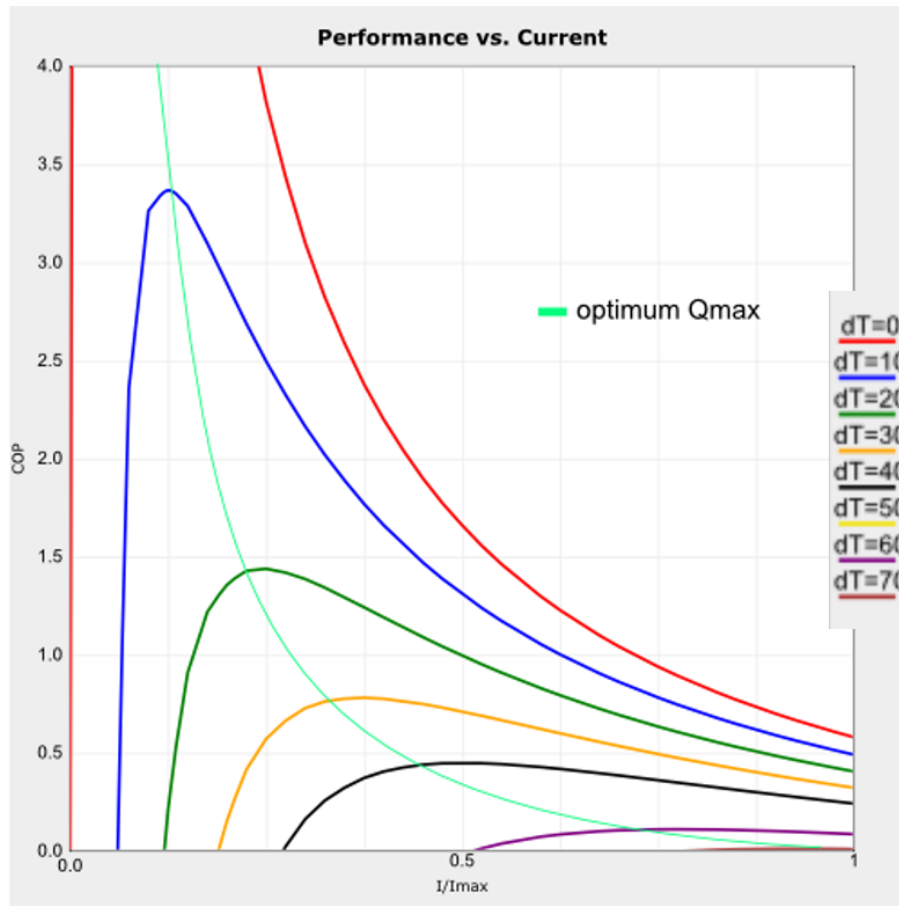


Abbildung 10: COP in Abhängigkeit vom anliegenden Strom und der Temperaturdifferenz im Peltier-Element und Verlauf der COP-Maxima (Meerstetter Engineering, 2016)

5.2 Thermische Grundlagen

Nach Wang, et al. (2008) ist ein detailliertes Verständnis von Wärme und Wärmeübertragung unerlässlich bei der Entwicklung von Eiserkennungssystemen, De-Icing-Systemen oder Anti-Icing-Systemen.

5.2.1 Definition Wärme

Grundlegend für die folgende Arbeit ist der Begriff der Wärme. Wärme ist definiert nach dem ersten Hauptsatz der Thermodynamik:

$$\Delta E = Q + W \quad (5.8)$$

Dieser besagt, dass die Zu- oder Abfuhr von Wärme (Q) oder Arbeit (W) die Energie eines abgeschlossenen Systems ändert (ΔE) (Gnielinski, et al., 2006). Nach Esch & Feyerl (2005) und Baehr & Kabelac (2012) fordert der erste Hauptsatz die Erhaltung der Energie. Die Energieänderung kann man wiederum in eine Änderung der inneren (ΔU) und äußeren Energie (ΔE_a) einteilen.

Vor allem für die Betrachtung offener Systeme ist die Definition der Enthalpie entscheidend. Die Enthalpie setzt sich aus der inneren Energie U und dem Produkt $p \cdot V$ zusammen. Daraus ergibt sich der erste Hauptsatz der Thermodynamik für offene Systeme (Esch & Feyerl, 2005):

$$\dot{Q}_{1,2} + P_t = \dot{m} \cdot \Delta h + \dot{m} \cdot \Delta e_a \quad (5.9)$$

Dabei ist P_t die zu- oder abgeführte technische Leistung, \dot{Q} der Wärmestrom und Δh die spezifische Enthalpiedifferenz.

Genauso wichtig wie die Definition von Wärme ist die Kinetik der Wärmeübertragung.

5.2.2 Wärmeübertragungsarten

Grundsätzlich wird bei der Wärmeübertragung unterschieden zwischen Konvektion, Wärmeleitung und Wärmestrahlung, wobei Konvektion und Wärmeleitung zu einer Wärmeübertragung mit Kontakt zusammengefasst werden können.

Im Allgemeinen unterscheiden sich Konvektion und Wärmeleitung nicht voneinander, wie bereits in der 1915 von Wilhelm Nußelt veröffentlichten Arbeit „Das Grundgesetz des Wärmeübergangs“ beschrieben wurde, da man stets an der Kontaktfläche von einer Wärmeübertragung durch molekularen Transport sprechen kann (Gnielinski, et al., 2006). Damit gilt an der Kontaktfläche das Fouriersche Grundgesetz, welches besagt, dass die lokale Wärmestromdichte von dem lokalen Gradienten des Temperaturgefälles proportional abhängig ist:

$$\dot{q} = -\lambda \cdot \frac{dT}{ds} \text{ bzw. integriert } \dot{Q} = \lambda \cdot A \cdot \frac{\Delta T}{l} \quad (5.10)$$

Dabei ist \dot{q} die Wärmestromdichte, d.h. der Wärmestrom bezogen auf die durchflossene Fläche ($\dot{q} = \frac{d\dot{Q}}{dA}$) und ds die Ortskoordinate senkrecht zur durchflossenen Fläche. Des Weiteren ist die Proportionalitätskonstante λ die sogenannte thermische Wärmeleitfähigkeit und ist abhängig von dem verwendeten Material. Die Wärmeleitfähigkeit dient als ein entscheidendes Kriterium bei der Auswahl eines geeigneten Werkstoffes für die jeweilige Anwendung.

Die typischen Werte für Gase unter Normalbedingungen liegen im Bereich $0,015 \frac{W}{K \cdot m} < \lambda_{Gas} < 0,15 \frac{W}{K \cdot m}$. Vor allem bei Gasen ist eine Temperatur- und Druckabhängigkeit der Wärmeleitfähigkeit zu beachten. Bei Metallen ist die Wärmeleitfähigkeit ca. drei bis vier Größenordnungen höher, jedoch gibt es bei den Metallen auch größere Unterschiede. So hat zum Beispiel Silber eine Wärmeleitfähigkeit von $\lambda = 429 \frac{W}{K \cdot m}$ und Titan von $\lambda = 22 \frac{W}{K \cdot m}$. Kohlenstoffnanoröhren sind die derzeit besten Wärmeleiter mit einer fast dreifach so hohen Wärmeleitfähigkeit wie Diamant von ca. $\lambda = 6000 \frac{W}{K \cdot m}$ (Diamant $\lambda = 2190 \frac{W}{K \cdot m}$).

Bei einer Wärmeübertragung durch Konvektion wird meistens der sogenannte Wärmeübergangskoeffizient α verwendet, welcher in dieser Arbeit eine elementare Größe ist. Nach (Gnielinski, et al., 2006) ist der Wärmeübergangskoeffizient ein Maß für die Intensität des Wärmestroms.

Formal wird dies beschrieben über den linearen Ansatz $\dot{Q} = \alpha \cdot A \cdot \Delta T$ bzw. nach α umgestellt:

$$\alpha = \frac{\dot{q}}{\Delta T} = \frac{\dot{Q}}{A \cdot \Delta T} \quad (5.11)$$

Hierbei ist die Analogie von dem Wärmeübergangskoeffizienten zu der Wärmeleitfähigkeit zu erkennen, die sich nur durch die Länge unterscheiden. Es gilt lokal:

$$\lambda = \alpha \cdot l \quad (5.12)$$

Im VDI-Wärmeatlas (Gnielinski, et al., 2006) wird beschrieben, dass der Wärmeübergangskoeffizient keine Stoffeigenschaft, sondern eine bezogene Wärmestromdichte ist, welcher von der Zeit, dem Strömungszustand des Mediums und den Stoffeigenschaften abhängt.

Unterschieden wird außerdem zwischen freier und erzwungener Konvektion. Verantwortlich für die freie Konvektion sind die durch die Temperaturdifferenz bedingten Dichteunterschiede, welche eine natürliche Strömung erzeugen. Zur Bestimmung ob die Wärmeübertragung in einem Fluid durch freie Konvektion oder Wärmeleitung gegeben ist, dient die dimensionslose Rayleigh-Zahl. Ab der kritischen Rayleigh-Zahl von ca. $Ra_c \geq 40$ beginnt freie Konvektion (Spektrum der Wissenschaft, 2000).

Eine erzwungene Konvektion wird verursacht durch eine von einer Pumpe oder einem Lüfter angetriebenen Strömung. Für die Berechnung des Wärmeübergangskoeffizienten in einer erzwungenen Strömung werden die Masse-, Energie- und Impulserhaltungssätze benötigt. (ITW - Uni Stuttgart, 2016)

Die Nußelt-Zahl beschreibt das dimensionslose Verhältnis von konvektiver Wärmeübertragung zur reinen Wärmeleitung:

$$Nu = \frac{\alpha \cdot d}{\lambda} \quad (5.13)$$

Das Verhältnis $\frac{\lambda}{\alpha}$ kann man als thermische Grenzschichtdicke verstehen, weshalb die Nußelt-Zahl auch als Verhältnis von der Länge d zur Grenzschichtdicke interpretieren werden kann. (Gnielinski, et al., 2006; Spektrum der Wissenschaft, 1998)

Die abgestrahlte Wärme ist proportional zur vierten Potenz der Objekttemperatur und kann mit dem Stefan-Boltzmann-Gesetz beschrieben werden. Danach gilt:

$$\dot{Q} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (5.14)$$

wobei ε der sogenannte Emissionsgrad und σ die Stefan-Boltzmann-Konstante ($\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$) ist. Der Emissionsgrad ist definiert als das Verhältnis zwischen der tatsächlich abgegebenen Strahlungsintensität eines Körpers zu der Strahlungsintensität eines schwarzen Körpers mit derselben Temperatur, sodass der Emissionsgrad stets zwischen 0 und 1 liegt (Gnielinski, et al., 2006). Für die weitere Berechnung kann die Strahlungswärme vernachlässigt werden, wie nachfolgend bei der Berechnung der Kälteleistung gezeigt wird.

5.2.3 Weitere thermische Größen und Definitionen

Für die Auslegung des Eiserkennungssystems sind noch weitere thermische Größen relevant.

Zum einen ist auch die Definition des thermischen Widerstands wichtig. Für den thermischen Widerstand gilt:

$$R_{Th} = \frac{\Delta T}{\dot{Q}} = \frac{l}{\lambda \cdot A} \quad (5.15)$$

Erkennbar ist eine Zunahme des thermischen Widerstands wenn die wärmedurchflossene Strecke länger oder die Querschnittsfläche verkleinert wird. Eine Reihenschaltung mehrerer Wärmewiderstände entspricht der Summe der einzelnen thermischen Widerstände:

$$R_{ges} = \sum_{i=1}^n R_i = R_1 + R_2 + \dots \quad (5.16)$$

(Tipler & Mosca, 2008)

Eine weitere wichtige thermische Größe ist zum anderen die spezifische Wärmekapazität. Wenn einem Element Energie zugeführt wird, erhöht sich dessen Temperatur, abgesehen von der Betrachtung bei Phasenübergängen. Allgemein kann man sagen, dass die Wärmemenge, die benötigt wird, um eine spezifische Temperaturerhöhung im Element zu erzeugen, proportional zu der Masse und der Temperaturerhöhung ist. In einer Formel ausgedrückt ergibt das:

$$Q = m \cdot c \cdot \Delta T \quad (5.17)$$

Bei Gasen ist zudem noch die Kompressibilität zu berücksichtigen, sodass häufig mit der molaren Wärmekapazität bei konstantem Druck (c_p) gerechnet wird. (Tipler & Mosca, 2008)

Sehr wichtig ist die Unterscheidung der zu verwendenden Temperaturdifferenzen. Verwendet werden die Temperaturdifferenzen unter anderem innerhalb eines Elementes, zwischen einem Element und der Umgebung und die Temperaturdifferenz an dem gleichen Ort nach einer gewissen Zeit mit Wärmestromeinwirkung (transiente Temperaturdifferenz).

6 Konzeptionierung

Für die Entwicklung eines Eiserkennungssystems und zur Integration des Sensors in die Flügelvorderkante wurden verschiedene Konzepte entwickelt und gegeneinander abgewogen.

Sowohl für die thermische Simulation als auch für den Probekörper/Prototypen ergaben sich unterschiedliche Konzepte, die für den jeweiligen Zweck angepasst wurden.

6.1 Konzepte für den Probekörper

Für den Probekörper ergaben sich zwei grundlegende Konzepte, welche gegeneinander abgewägt werden mussten. Die Konzepte sind in Abbildung 11 und Abbildung 12 dargestellt. Die Grundidee hinter dem ersten Konzept ist die Ausrichtung des Peltier-Elementes senkrecht zur Anströmrichtung, wohingegen das zweite Konzept eine Ausrichtung in Richtung der Anströmung vorsieht. Beide Konzepte haben Vor- und Nachteile bezogen auf die Einbausituation und der minimalen Sensorfläche. Beim Entwurf der beiden Konzepte wurde das gleiche Peltier-Element benutzt. Da die meisten Peltier-Elemente eine quadratische Grundfläche mit einer Kantenlänge von 40 mm haben, wurden diese Abmaße als Grundlage genommen.

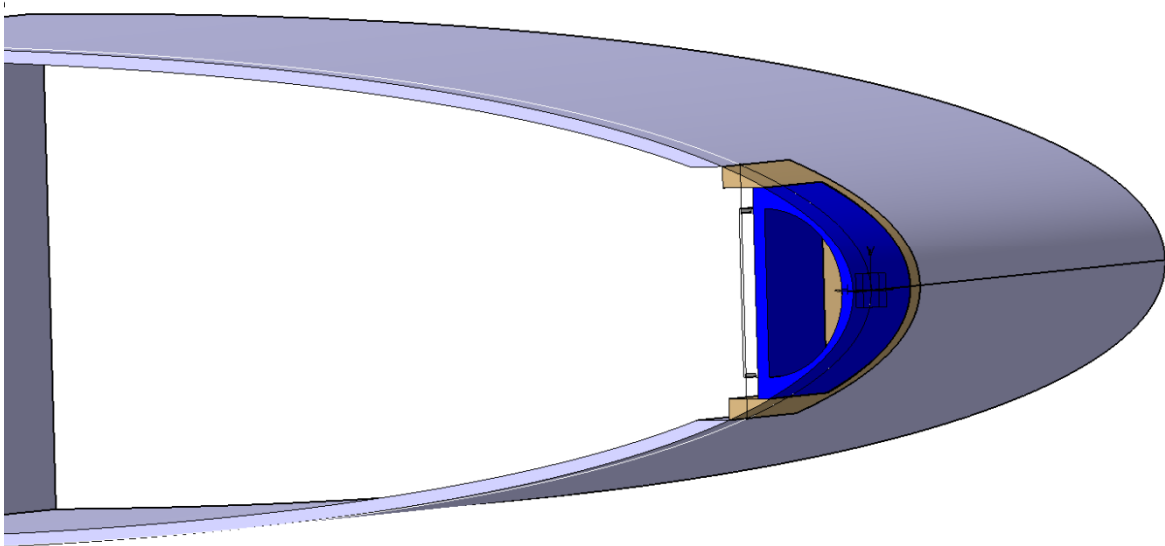


Abbildung 11: CAD-Schnittzeichnung des ersten Konzepts bei Ausrichtung des Peltier-Elementes orthogonal zur Anströmrichtung

Beim 1. Konzept war der Grundgedanke den Kühlkörper mit Lüfter direkt auf die warme Seite des Peltier-Elementes zu montieren und die kalte Seite mit einer metallischen Verlängerung, die dem Nasenradius entsprechend ist, in den Flügel zu integrieren (Abbildung 11). Dadurch

reduziert sich die benötigte Anzahl der Bauteile und man kann das System sehr platzsparend integrieren.

Bei dem zweiten Konzept wurde die geringe Höhe des Peltier-Elementes ausgenutzt und waagrecht eingebaut (Abbildung 12). Dadurch kann das Peltier-Element näher an der Nasenvorderkante positioniert werden.

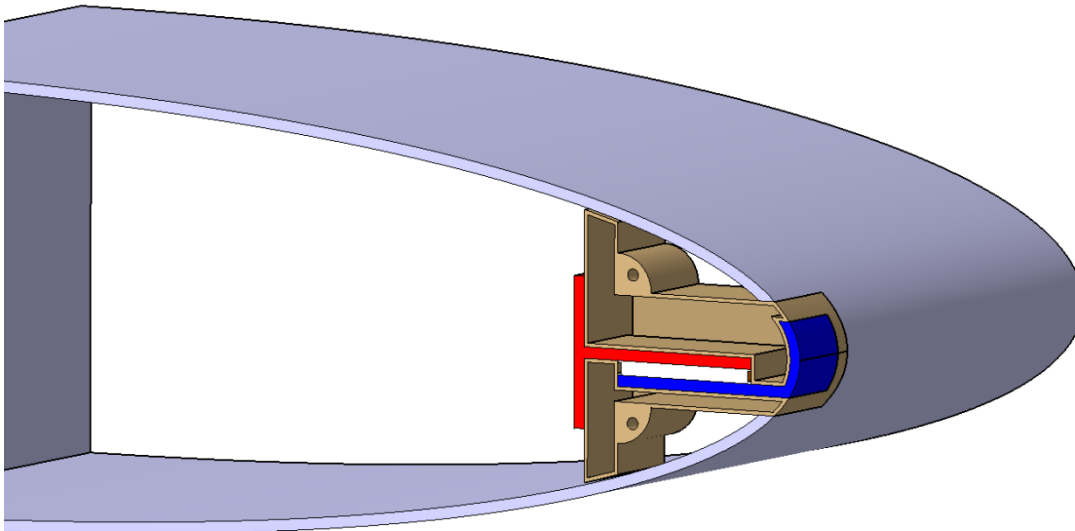


Abbildung 12: CAD-Schnittzeichnung des zweiten Konzepts bei Ausrichtung des Peltier-Elementes in Anströmrichtung

In den CAD-Schnittzeichnungen der beiden Konzepte ist jeweils das Flügelprofil grau, die Isolierung hellbraun, das Peltier-Element weiß, die metallische Verlängerung bzw. der Messteller blau und die Wärmeabführende Seite rot dargestellt (Abbildung 11 und Abbildung 12).

Ein weiterer Vorteil ist, dass der Messteller kleiner ausfallen kann und daher sowohl die benötigte Kälteleistung (s. Berechnung Kälteleistung) als auch die Schwächung der Struktur durch die notwendige Bohrung für das Messinstrument reduziert werden können. In Abbildung 13 sind die beiden Varianten gegenübergestellt. Der Größenunterschied des Messtellers ist deutlich zu erkennen. Die Abmessungen der projizierten Fläche des Messtellers betragen für die Variante 1 (oben) 40 mm x 50 mm und für Variante 2 (unten) 40 mm x 20 mm. Im Anhang befinden sich die Konstruktionsskizzen für beide Varianten (Fertigungsskizze Variante 1 und Variante 2).

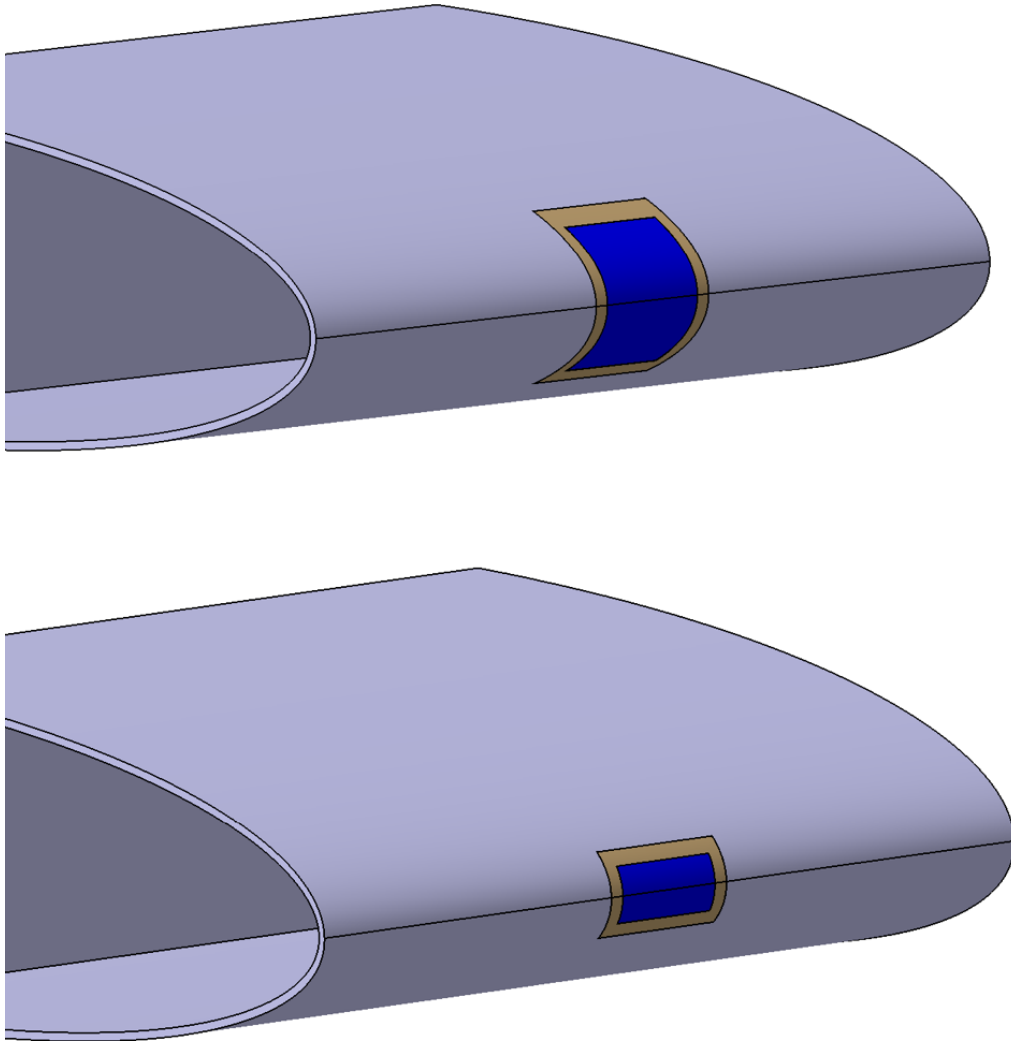


Abbildung 13: Darstellung der Einbauverhältnisse und des Größenunterschieds

Aus diesen Gründen wurde das zweite Konzept ausgewählt und dient als Grundlage für den Bau des Probekörpers.

6.2 Ausführung für thermische Simulation

Für die thermische Simulation wurden die zuvor erwähnten Konzepte leicht abgewandelt, um ausschlaggebende Ergebnisse zu erzielen.

Da man nur mit der effektiven Kälteleistung rechnet und den Joule'schen Effekt sowie den Wärmeübergang von der warmen zur kalten Seite somit nicht einbezieht, weil die Systemgrenzen um das Peltier-Element gelegt werden, benötigt man nur den Messteller in der thermischen Simulation. Dieser Messteller ist zwei geteilt und besteht aus zwei verschiedenen Körpern. Das ist dadurch zu begründen, dass damit auf der Fläche, die in direktem Kontakt zu dem Peltier-Element steht, ein Wärmestrom definiert werden kann (Abbildung 14).

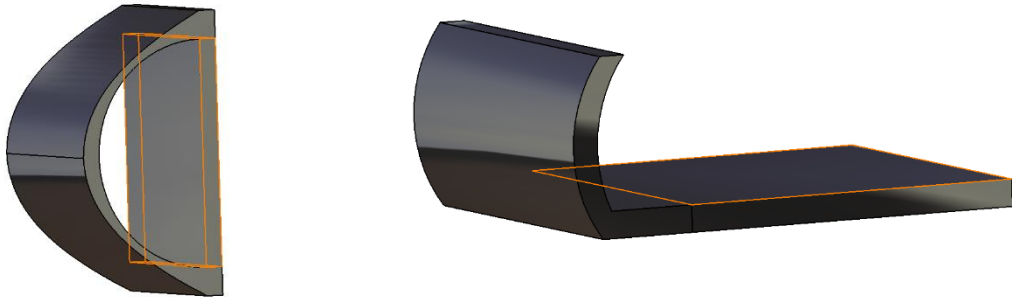


Abbildung 14: Simulationsausführungen für Variante 1 (links) und 2 (rechts); Kenntlichmachung der Zweiteilung durch orangefarbene Kanten

Diese vereinfachten Modelle sind für eine thermische Simulation vollkommen ausreichend. Durch die Reduzierung des Eiserkennungssystems auf den Messteller kann die benötigte Kälteleistung und die Temperaturverteilung sehr anschaulich dargestellt werden und somit können erste relevante Ergebnisse für die Konstruktion erzielt werden.

7 Auslegung Eiserkennungssystem

Nach dem Erstellen der Konzeptentwürfe wurde das Eiserkennungssystem mit den Komponenten Messteller, Peltier-Element und Wärmeabführende Seite angepasst. Eine gegenseitige Abhängigkeit dieser einzelnen Komponenten musste berücksichtigt werden. Zudem wurde ein Vorentwurf für ein weiteres Element entwickelt und die Integration des Eiserkennungssystems behandelt.

7.1 Wärmeübergangskoeffizient bestimmen

Der Auslegung des Messtellers bzw. des gesamten Eiserkennungssystems liegt eine möglichst genaue Kenntnis des Wärmeübergangskoeffizienten an der Flügelvorderkante zu Grunde. Neben der theoretischen Berechnung des Wärmeübergangskoeffizienten wurden zusätzlich durch vorangegangene Untersuchungen gewonnene Messdaten berücksichtigt und eine Messung im Eiswindkanal durchgeführt.

7.1.1 Berechnung mit der Nußelt-Zahl

Für die Berechnung des Wärmeübergangskoeffizienten ist die Nußelt-Zahl entscheidend. Für Standard-Geometrien wie eine ebene Platte ist die Nußelt-Zahl analytisch darstellbar. Bei anderen Geometrien sind empirische Zusammenhänge von experimentellen Daten notwendig, wie von Wang et al. (2008) beschrieben wurde.

In einer Studie von Wang et al. (2007) wurde überprüft, inwieweit die erzielten Messwerte für ein NACA-Profil bei Variation der Reynolds-Zahlen mit der Formel für die Nußelt-Zahl für einen querangeströmten Zylinder, gemäß der Hilpert-Korrelation, übereinstimmen. Das Ergebnis der Tests bestätigt eine gute Übereinstimmung. Im Vergleich zu anderen Untersuchungen wurde dabei die lokale Nußelt-Zahl nicht nur für die Flügelvorderkante, sondern entlang des gesamten Profils ermittelt.

Zudem wurde in einer weiterführenden Studie von Wang et al. (2008) zusätzlich der Zusammenhang zwischen dem Anstellwinkel (*Angle of Attack* (AOA)) und dem Wärmeübergangskoeffizienten an einem NACA-Profil analysiert und dokumentiert. Bei unterschiedlichen Reynolds-Zahlen wurden die Anstellwinkel zwischen 0° und 25° variiert. Dabei wurde erneut eine gute Übereinstimmung der Nußelt-Zahl-Messwerte mit der Hilpert-Korrelation für querangeströmte Zylinder dargestellt.

Für die Berechnung wurde ein NACA-0012-Profil ausgewählt, aufgrund der symmetrischen Profilform und der relativ großen Anzahl an durchgeführten Untersuchungen an diesem Profil für die Eisbildung und den Wärmeübergangskoeffizienten (Gudmonsson, 2014).

Um den Wärmeübergangskoeffizienten α für ein Flügelprofil zu berechnen, werden meistens Geometrieannäherungen oder Vereinfachungen verwendet. Eine Vereinfachung ist das Ersetzen der Vorderkante durch einen querangeströmten Zylinder und der Hinterkante durch eine ebene Platte. Gute Ergebnisse werden bei großen, dünnen Profilen mit einer hohen Anströmungsgeschwindigkeit erzielt.

Für die Flügelvorderkante kann die folgende Formel, die in leicht modifizierter Weise der Formel für einen querangeströmten Zylinder entspricht, näherungsweise verwendet werden:

$$Nu_{L1} = Re_L^{0,5} \cdot Pr^{0,4} \cdot \left[1,14 \cdot \left(\frac{L}{d}\right)^{0,5} - 2,353072 \cdot \left(\frac{L}{d}\right)^{3,5} \cdot \left(\frac{S}{L}\right)^3 \right] \quad (7.1)$$

Für den laminaren Bereich vor dem Umschlagpunkt kann die folgende ebenfalls empirisch ermittelte Formel benutzt werden:

$$Nu_{L2} = 0,286 \cdot Re_L^{0,5} \cdot \left(\frac{v_l}{v_\infty}\right)^{0,5} \cdot \left(\frac{L}{s}\right)^{0,5} \quad (7.2)$$

während für den Bereich nach dem Umschlagpunkt mit turbulenter Grenzschicht diese Beziehung gilt:

$$Nu_{L3} = 0,0296 \cdot Pr^{\frac{1}{3}} \cdot Re_L^{0,8} \cdot \left(\frac{v_l}{v_\infty}\right)^{0,8} \cdot \left(\frac{L}{s}\right)^{0,2} \quad (7.3)$$

(Sherif & Pasumarthi, 1995)

Die dazu benötigte Geschwindigkeit v_l ist per Definition die lokale Strömungsgeschwindigkeit an der äußeren Kante der Grenzschicht, welche numerisch unter den vorgegebenen Randbedingungen ermittelt wurde (Abbildung 15). Dabei erstreckt sich die farbliche Auflösung von blau (0 m/s) bis rot (48,7 m/s).

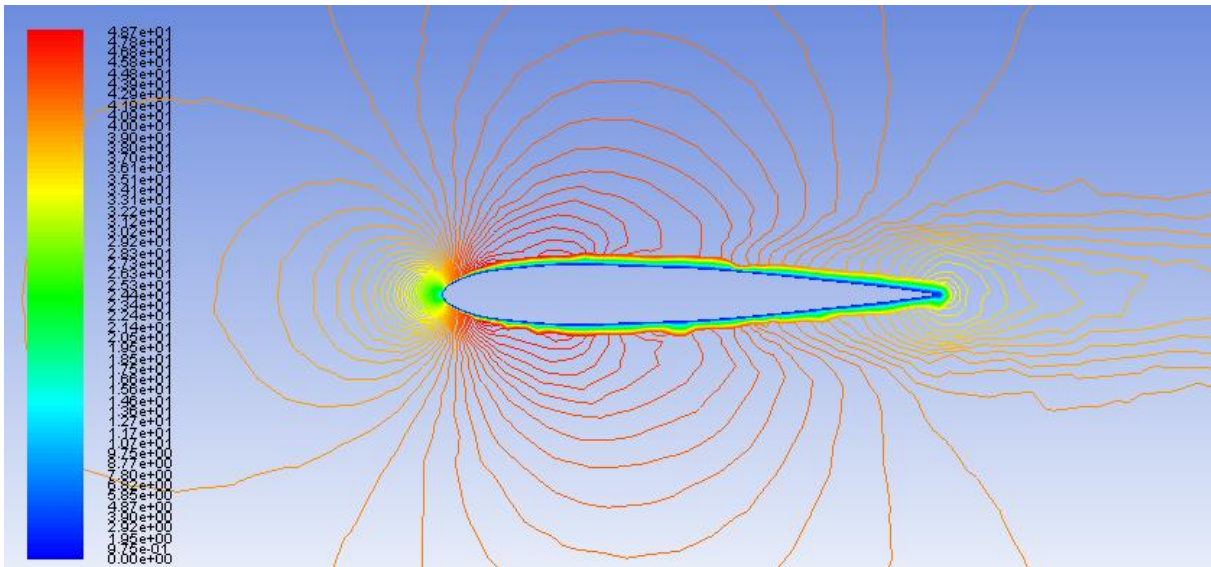


Abbildung 15: CFD-Analyse eines NACA-0012-Profils zur Kennzeichnung der aerodynamischen Grenzschicht und Ermittlung der Geschwindigkeit v_l

Gemittelt über die erste Hälfte des Profils ergab sich für die Geschwindigkeit an der äußeren Kante der Grenzschicht ein Wert von ca. 46 m/s.

Somit galten für die Berechnung der der Nußelt-Zahl an einer bestimmten Stelle s entlang der Profilhöhe L die folgenden Randbedingungen:

Auslegung Eiserkennungssystem

Geometrische Kennwerte:	$L = 1000 \text{ mm}$	$d = 31,6 \text{ mm}$
Geschwindigkeiten:	$v_\infty = 40 \text{ m/s}$	$v_l = 46 \text{ m/s}$
Thermische Kennwerte:	$c_p = 1005 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$	$\lambda_{Luft} = 0,0262 \text{ W/k} \cdot \text{m}$
Sonstige Werte:	$T = 268,15 \text{ K}$	$P = 1013 \text{ hPa}$
	$\eta = 17,1 \cdot 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s/m}^2$	

Daraus ergaben sich diese für die Formeln relevanten Kennwerte:

Dimensionslose Kennwerte:	$Re = 3077419,5$	$Pr = 0,6559351$
----------------------------------	------------------	------------------

Tabelle 1: Die für die Berechnung der Nußelt-Zahl zu Grunde liegenden Randbedingungen

Mit Hilfe der Formel (7.1) werden im Anschluss mit der Nußelt-Zahl die lokalen Wärmeübergangskoeffizienten für die Flügelvorderkante berechnet und in Abhängigkeit von der Entfernung s zur Flügelvorderkante entlang der Profiloberfläche grafisch dargestellt (Abbildung 16). Der Anstellwinkel des Profils beträgt dabei 0° . Weil sich der Sensor von der Symmetrielinie nur 10 mm entlang der Profiloberfläche erstreckt, werden nur die ersten 30 mm bei der Berechnung berücksichtigt.

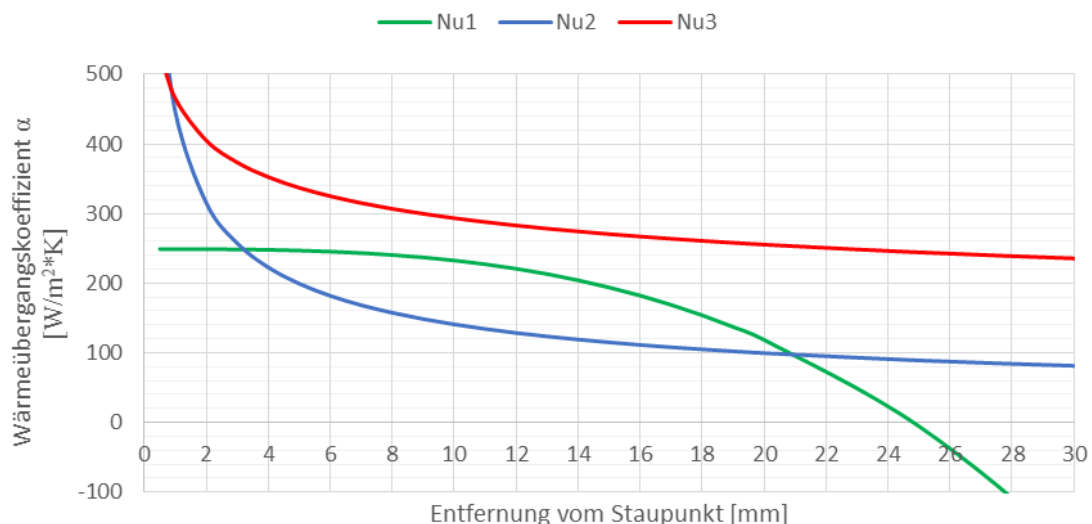


Abbildung 16: Die Wärmeübergangskoeffizienten-Verläufe in Abhängigkeit vom Abstand zur Flügelvorderkante

Wichtig ist, dass bei geringeren Temperaturen der Wärmeübergangskoeffizient größer ist, wegen der Temperaturabhängigkeit der Dichte und dynamischen Viskosität und deren direktem Einfluss auf die Reynolds-Zahl. Zwar sinkt die dynamische Viskosität bei sinkender Temperatur entsprechend einer Wurzelfunktion, aber die Dichte ist direkt antiproportional zur Temperatur.

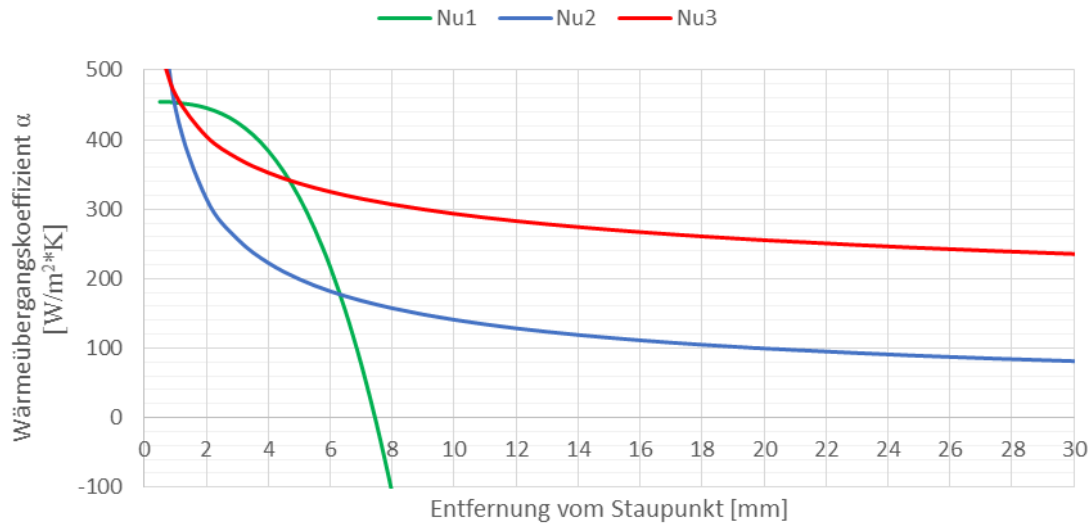


Abbildung 17: Die Wärmeübergangskoeffizienten-Verläufe in Abhängigkeit vom Abstand zur Flügelvorderkante für eine Profillänge von 300 mm

Weitere Einflussfaktoren sind die Anströmgeschwindigkeit, welche ebenfalls die Reynolds-Zahl beeinflusst, und insbesondere die Länge des NACA-0012-Profils. In Abbildung 17 sind die Verläufe für den Wärmeübergangskoeffizienten in den unterschiedlichen Bereichen nochmals für eine Profillänge von 300 mm dargestellt. Erkennbar ist eine deutliche Erhöhung des Wärmeübergangskoeffizienten vor allem im Bereich nahe des Staupunktes (Graph für Nu₁). Eine Erklärung für den erhöhten Wärmeübergangskoeffizienten kann der kleinere Nasenradius des Profils, welcher eine größere Umlenkung der Luft zur Folge hat, und der kleinere Wert für die Reynolds-Zahl sein. Wichtig dabei ist, dass bei der Ergebnisdarstellung in Abbildung 17 die Geschwindigkeit v_1 aus zeitlichen Gründen nicht der Profillänge angepasst wurde, jedoch ist nur eine geringe bzw. keine Abhängigkeit der Nußelt-Zahlen von dem Geschwindigkeitsverhältnis $\left(\frac{v_1}{v_\infty}\right)$ bei Nu_{L2} und Nu_{L3} bzw. bei Nu_{L1} festzustellen.

7.1.2 Bisherige Untersuchungen zur Bestimmung von α an einem NACA-0012

Bereits im Jahr 1990 hat das NASA Lewis Research Centre in Ohio anlässlich des 28. Aerospace Sciences Meeting den konvektiven Wärmeübergangskoeffizient für ein NACA-0012-Profil im Flug und im NASA Lewis Icing Research Tunnel untersucht (Poinsatte, et al., 1990). Verwendet wurden NACA-0012-Profile mit einer Profilschneidlänge von 0,533 m und einer glatten bzw. aufgerauten Oberfläche. Dabei wurde die Frossling-Zahl entlang der Profilschneide ermittelt. Für eine gegebene Reynolds-Zahl kann mit der Frossling-Zahl und dem Zusammenhang $Fr = \frac{Nu}{\sqrt{Re}}$ der Wärmeübergangskoeffizient bestimmt werden.

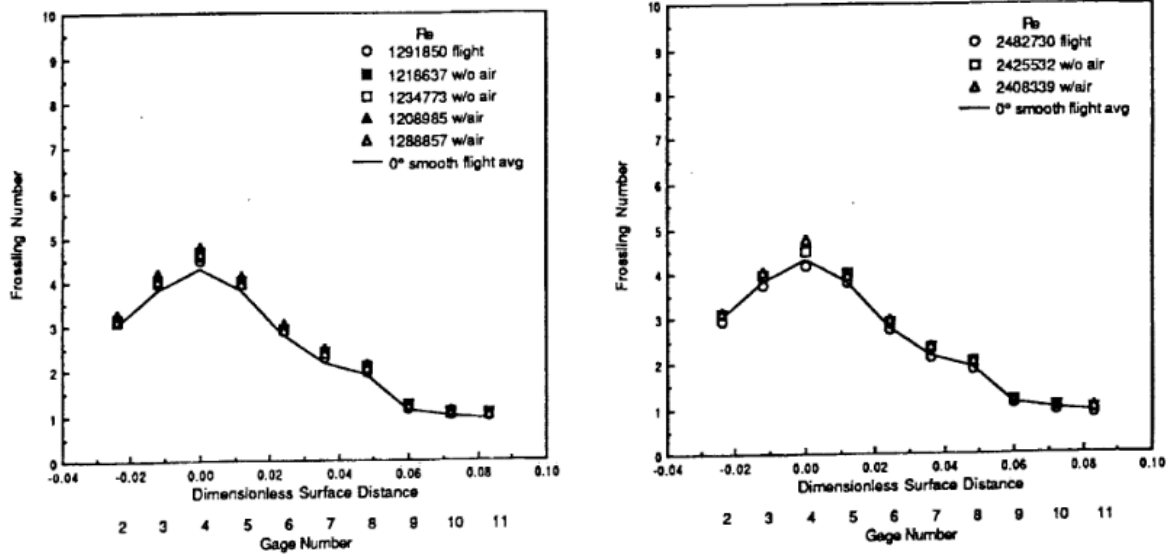


Abbildung 18: Ermittelte Frossling-Zahlen in Abhängigkeit von der dimensionslosen Profiloberflächendistanz zur Flügelvorderkante (Poinsatte, et al., 1990)

Für die Reynolds-Zahlen von $1,2 \cdot 10^6$ (links) und $2,4 \cdot 10^6$ (rechts) ist bei einem Anstellwinkel von 0° ein nahezu identischer Verlauf der Frossling-Zahlen erkennbar (Abbildung 18). Ausgehend von standardatmosphärischen Bedingungen, einer Windkanaltemperatur von $-6,7^\circ\text{C}$ und der vorgegebenen Profillänge ergeben sich Anströmgeschwindigkeiten von $29,09\text{ m/s}$ und $58,176\text{ m/s}$ für die jeweiligen Reynolds-Zahlen. Nach grafischer Auslesung und Umrechnung der Frossling-Zahl zum Wärmeübergangskoeffizienten können die Wärmeübergangskoeffizienten über die dimensionslose Entfernung von der Flügelvorderkante aufgetragen werden.

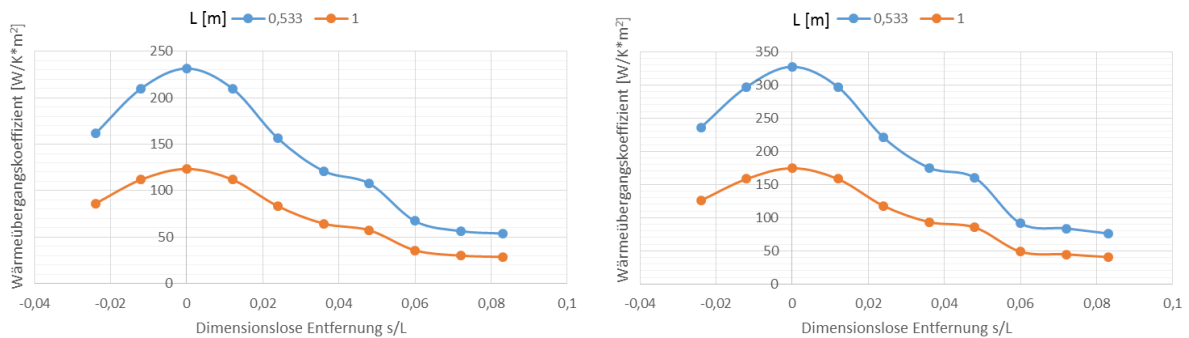


Abbildung 19: Wärmeübergangskoeffizientenverlauf abhängig von der dimensionslosen Profiloberflächenentfernung

In Abbildung 19 ist der Wärmeübergangskoeffizientenverlauf für eine Reynolds-Zahl von $1,2 \cdot 10^6$ (links) und $2,4 \cdot 10^6$ (rechts) sowie einer Profilsenhnenlänge von $0,533\text{ m}$ bzw. 1 m dargestellt. Daraus kann man entnehmen, dass gemäß der umgestellten Formel $\alpha = \frac{Fr \cdot \lambda}{L} \cdot \sqrt{Re}$ die Wärmeübergangszahl bei gleicher Profilsenhnenlänge proportional zu der Wurzel der Reynolds-Zahl ist, was sich sehr gut mit der Näherungsformel (7.1) nahe des Staupunktes deckt. Zudem sinkt der lokale Wärmeübergangskoeffizient bei gleicher Reynolds-Zahl und verlängerter Profilsenhne, wie ebenfalls bei der Berechnung über die Näherungsformeln festgestellt wurde. Um den Wärmeübergangskoeffizientenverlauf für eine

Profillänge von 1 m berechnen zu können, ist dabei zu beachten, dass bei konstanter Reynolds-Zahl und gleichzeitig erhöhter Profilhöhenlänge die Anströmgeschwindigkeit reduziert werden muss. Somit beträgt zum Beispiel die Geschwindigkeit für das Profil mit der Länge von 1 m bei einer Reynolds-Zahl von $2,4 \cdot 10^6$ nur $31,0 \text{ m/s}$ und liegt somit unterhalb der vorgegebenen Geschwindigkeit bei den Versuchen von 40 m/s .

In einer weiteren Studie wurde von Dukhan, et al. (2003) der Einfluss eines bereits existenten Eisansatzes auf den Wärmeübergangskoeffizienten für ein NACA-0012-Profil untersucht. Dabei wurde wie in der anderen Studie der Wärmeübergangskoeffizient durch die Frossling-Zahl dargestellt. Die Ergebnisse zeigen, dass durch die Eisbildung lokal eine Verdreifachung der Frossling-Zahl bei ansonsten unveränderten Randbedingungen auftreten kann. Außerdem wurden Näherungsfunktionen für den Verlauf der Frossling-Zahl auf Basis von Polynomen für einen bereits vorhandenen Eisansatz für die einzelnen Bereiche aufgestellt.

Der Einfluss der Eisdicke auf den Wärmeübergangskoeffizienten wird in der Arbeit von Mindermann genauer beschrieben. Dabei wird näher auf die Oberflächenvergrößerung und den Isolationseffekt einer bereits vorhandenen Eisschicht eingegangen.

7.1.3 Messung im Eiswindkanal

Zusätzlich wurde zur Bestimmung des Wärmeübergangskoeffizienten eine Messung im Windkanal durchgeführt. Dabei wurde der fertige Prototyp in den Windkanal eingebaut und unter den gleichen Randbedingungen wie bei den späteren Untersuchungen zur Eiserkennung getestet. Die Umgebungstemperatur sollte möglichst genau bei -5 °C liegen und die Windgeschwindigkeit bei 40 m/s , jedoch konnten diese Werte nicht exakt eingehalten werden. Die Windgeschwindigkeit war mit ungefähr 42 m/s ein wenig höher als bei den Berechnungen und aufgrund der Regelung der Kältekammer und des in diesem befindlichen Windkanals schwankte die Windkanaltemperatur zwischen $-5,85 \text{ °C}$ und $-6,46 \text{ °C}$. Die über den Bereich gemittelte Umgebungstemperatur entsprach $-6,18 \text{ °C}$ mit einer Standardabweichung von $0,149 \text{ °C}$.

Zur Ermittlung von α wurde das sogenannte Newtonsche Abkühlungsgesetz verwendet, welches die Abkühlkurve eines warmen Gegenstands in einer kälteren Umgebung beschreibt. Die Formel des Newtonschen Abkühlgesetzes lautet:

$$T(t) = T_U + (T_A - T_U) \cdot e^{-K \cdot t} \quad (7.4)$$

Dabei ist T_U die Umgebungstemperatur, T_A die Anfangstemperatur des Objekts -in diesem Fall des Messtellers- und K die Abkühlungskonstante. Dieser Proportionalitätsfaktor kann durch

$$K = \frac{\alpha \cdot A}{c \cdot m} \quad (7.5)$$

beschrieben werden. Die Werte für die Fläche, Wärmekapazität und Masse entsprechen dabei denen des Messtellers. Das Peltier-Element und die wärmeabführende Seite werden dabei nicht mit einbezogen, da auslegungsbedingt durch die Wahl der Materialien bei dem Peltier-Element dieses eine geringe Wärmeleitfähigkeit aufweist um den Wärmerückfluss zu minimieren (Formel(5.3)). Nach Umstellung der Formel (7.4) nach der Abkühlungskonstante K und Messung des Messtellertemperaturverlaufs kann man somit auf den Wärmeübergangskoeffizienten zurückschließen (Meschede, 2015). Dazu wurde zu jedem Messwert die Abkühlungskonstante berechnet und daraus der arithmetische Mittelwert berechnet.

Auslegung Eiserkennungssystem

Für die Messung wurde der TEC-Controller (*Thermoelectric Cooler Controller*) so eingestellt, dass der Messteller auf eine Temperatur von $+7\text{ °C}$ erwärmt wird. Nachdem diese Temperatur auch nach dem Einschalten des Windkanals nahezu konstant gehalten wurde, wurde die elektrische Leistungsversorgung des Peltier-Elementes schlagartig abgeschaltet, wodurch eine rasche Abkühlung des Messtellers durch die Strömung erfolgte. Die Messergebnisse sind in Abbildung 20 grafisch dargestellt und umfassen den Messtellertemperaturverlauf (oben), die ausgegebene Spannung des TEC-Kontrollers bzw. die anliegende Spannung am Peltier-Element (mitte) und die ausgegebene Stromstärke des TEC-Kontrollers (unten). Deutlich zu erkennen ist der schlagartige Leistungsabfall in dem mittleren und unteren Diagramm nach etwa 48 Sekunden, sowie die leicht verzögerte Abkühlungskurve im oberen Diagramm. Die Abkühlungskurve verdeutlicht das exponentielle Abnehmen der Temperaturdifferenz zur Umgebung. Die Messwerte wurden dabei sekundlich ermittelt und ausgegeben.

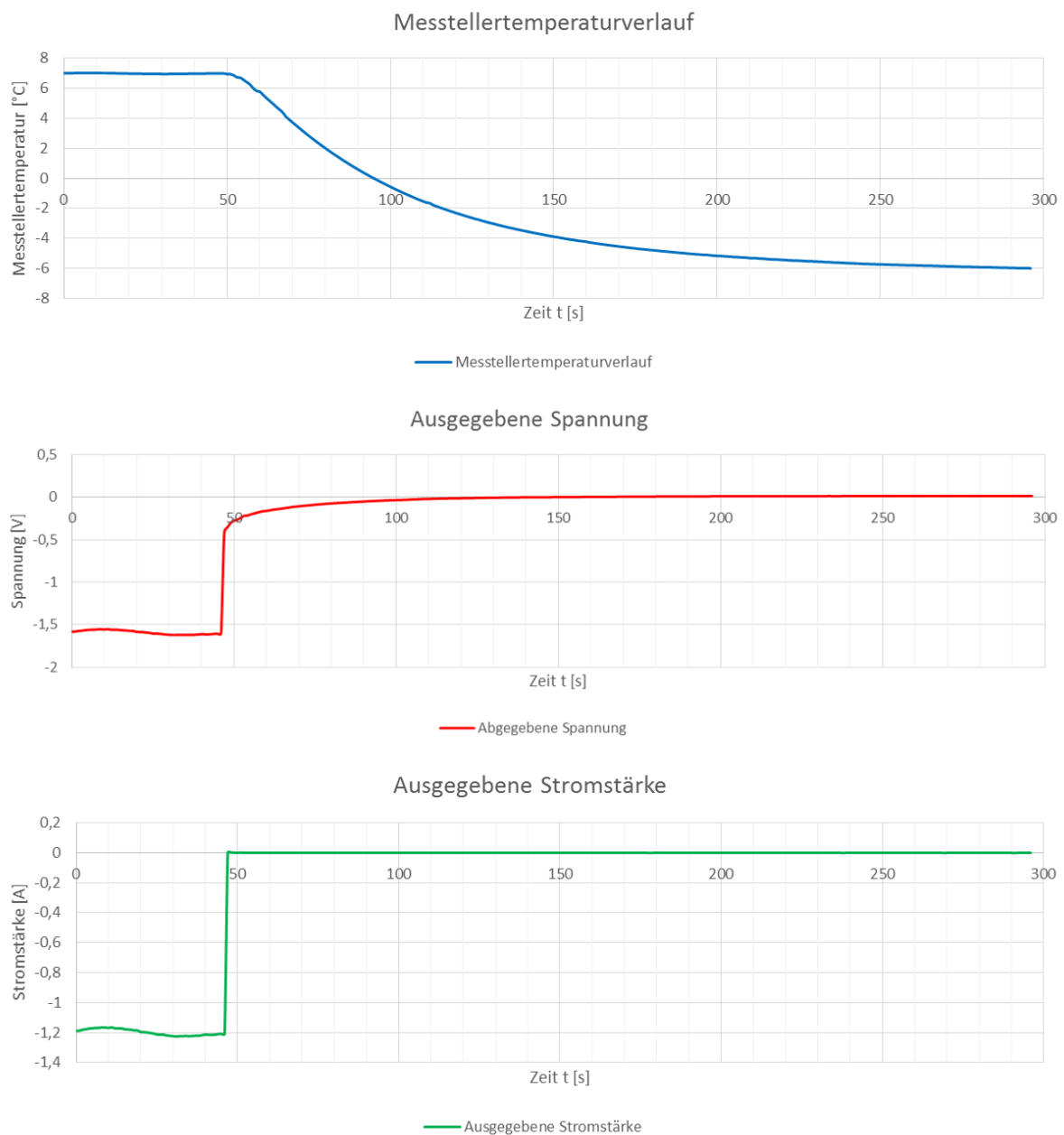


Abbildung 20: Windkanalmessergebnisse zur Bestimmung von α

Nach Auswertung ergab sich ein mittlerer Proportionalitätsfaktor von $\bar{K} = 0,0159 \frac{1}{s}$ mit einer Standardabweichung von $\sigma = 2,93 \cdot 10^{-3} \frac{1}{s}$. Mit der Formel (7.5) ergab sich daraus ein Wärmeübergangskoeffizient von $\alpha = 286,91 \frac{W}{m^2 \cdot K}$.

Den Unterschied zwischen der gemessenen und der mit Hilfe der Nußelt-Zahl berechneten Wärmeübergangszahl im Staupunkt ($Nu_{L,1}$ bei 1 mm) kann neben Messungenauigkeiten auf mehrere Annahmen und Vereinfachungen zurückgeführt werden. Zum einen wurde der Wärmestrom durch die Isolierung des Messtellers und insbesondere der Wärmestrom von der warmen zur kalten Seite des Peltier-Elementes entsprechend der Formel (5.3) bei der Berechnung und der Messung vernachlässigt. Zum anderen war die Windgeschwindigkeit bei der Messung größer und die mittlere Umgebungstemperatur kleiner als bei der Berechnung.

Alternativ könnte man den Wärmeübergangskoeffizienten auch über die benötigte elektrische Leistung ermitteln. Dafür müsste man eine definierte Temperaturdifferenz zur Umgebung einstellen und die benötigte Stromstärke und Spannung ausgeben lassen. Zusätzlich wäre es notwendig die genaue Temperaturdifferenz am Peltier-Element zu kennen um mit dem Leistungsdiagramm des Peltier-Elementes (Abbildung 7) die benötigte Kälteleistung zu berechnen. Mit der Formel (5.11) kann darüber auf den Wärmeübergangskoeffizienten geschlossen werden. Jedoch wurde diese Vorgehensweise nicht weiter berücksichtigt, da man zusätzlich zwei weitere Temperatursensoren am Peltier-Element anbringen müsste, wodurch nicht nur die Komplexität des Systems zunimmt, sondern auch die Wärmekapazität und damit die Trägheit des Systems steigt.

7.2 Berechnung Kälteleistung

Wie zuvor erwähnt ist die Berechnung der Kälteleistung von elementarer Bedeutung, um ein geeignetes Peltier-Element auszuwählen. Dazu wurde eine thermische Simulation mit der vereinfachten Ausführung durchgeführt und auf der Basis der berechneten Ergebnisse iterativ weiter angepasst. Das Vorgehen bei der thermischen Analyse wird in dem folgenden Funktionsschema (Abbildung 21) genauer dargestellt. Als Einstieg in den eigentlichen iterativen Kreislauf (blaue Pfeile) ist zu Beginn den schwarzen Pfeilen zu folgen. Als Abbruchkriterium wurde der Zeitpunkt definiert, als sich nach Anpassung der Simulationsausführung die Kälteleistung nicht weiter verändert hat.

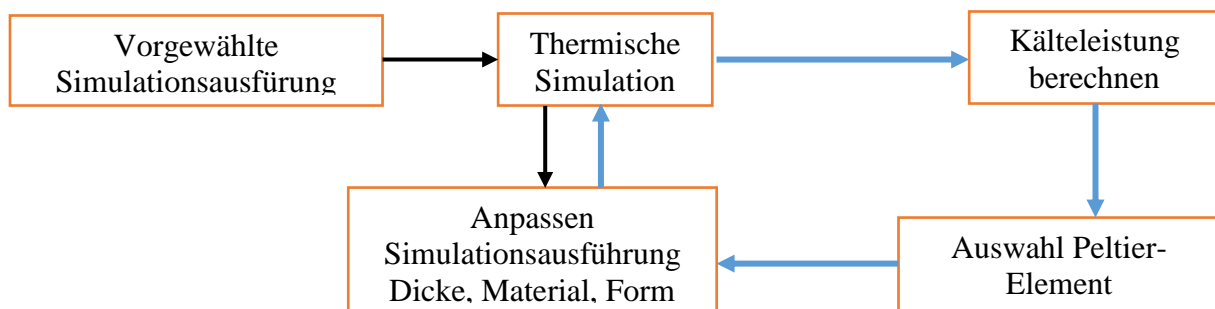


Abbildung 21: Funktionsschema zur Darstellung des Vorgehens bei der thermischen Analyse

Auslegung Eiserkennungssystem

Untersucht wurden drei Materialien für den Messteller: Kupferlegierung, Stahl und Aluminium. Dabei wurden diese Metalle wegen verschiedenen speziellen Materialeigenschaften ausgewählt.

Die Kupferlegierung wurde numerisch untersucht, da Kupfer eine hohe thermische Leitfähigkeit von $400 \frac{W}{m \cdot K}$ hat und damit der Temperaturgradient innerhalb des Messtellers relativ gering ist. Außerdem reagiert der Messteller wegen der relativ geringen spezifischen Wärmekapazität und der guten thermischen Leitfähigkeit schneller auf äußere Temperaturänderungen und das Detektions-System ist weniger träge. Ein Nachteil von reinem Kupfer ist die Korrosionsanfälligkeit, weshalb Kupferlegierungen ausgewählt wurden. Diese haben die nahezu gleiche thermische Leitfähigkeit, aber sind weniger korrosionsanfällig.

Stahl wurde ausgewählt, weil es kostengünstig herzustellen und gut zu verarbeiten ist. Zudem sind bestimmte Legierungen sehr korrosionsbeständig und haben eine relativ hohe Festigkeit, jedoch ist die thermische Leitfähigkeit von Stahl mit $60,5 \frac{W}{m \cdot K}$ sehr gering.

Des Weiteren wurde Aluminium untersucht, da es eine relativ hohe thermische Leitfähigkeit besitzt ($236 \frac{W}{m \cdot K}$). Die spezifischen Kennwerte für Aluminium sind ebenfalls sehr gut. Aluminium hat ca. nur ein Drittel der Dichte von Stahl und die Legierungen haben eine relativ hohe spezifische Festigkeit. Ein Nachteil ist jedoch, dass Aluminium mit Luft schnell zu Aluminiumoxid oxidiert, jedoch schützt die dadurch entstandene undurchlässige dünne Oxidschicht das Aluminium vor einer weiteren Korrosion.

Der vereinfachten Ausführung wurden somit diese verschiedenen Materialien nacheinander zugewiesen und zusätzlich wurde die Dicke des Messtellers angepasst. Dabei wurden drei Dicken (1 mm, 2 mm und 3 mm) untersucht um die optimale Variation zu erhalten.

Zunächst einmal wurde mit einer thermisch-stationären Analyse von dem Messteller aus der Kupferlegierung mit 3 mm Dicke überprüft, was für eine Kälteleistung notwendig ist, um zwischen dem Messteller und der Umgebung eine Temperaturdifferenz von 5 K aufrechtzuerhalten. Dabei galten als Randbedingungen:

- Messtellervorderseite: Konvektion mit $\alpha = 500 \frac{W}{K \cdot m^2}$
- Auflagefläche Peltier-Element: Kälteleistung Variabel ($-3 W$ bzw. $-5 W$ bei Parameteranalyse)
- Rest der Flächen: Perfekt isoliert ($0 W$)
- Außentemperatur und Anfangstemperatur: $-5 \text{ } ^\circ C$

Dem Wärmeübergangskoeffizient wurde ein Wert von $\alpha = 500 \frac{W}{K \cdot m^2}$ zugeteilt, aufgrund der vereinfachten Annahme der perfekten Isolierung für die restlichen Flächen und um einen zusätzlichen Sicherheitsfaktor zu berücksichtigen, damit zu keinem Zeitpunkt die erforderliche Kälteleistung die maximale Kälteleistung überschreitet. Außerdem wurde ebenfalls dieser Wert bei Mindermann (2014) für seine numerischen Berechnungen zugrunde gelegt, sodass ein Vergleich der Ergebnisse vereinfacht wird.

Diese Randbedingungen gelten für alle weiteren thermischen Simulationen in dieser Arbeit, wenn nicht anders beschrieben. In der folgenden Abbildung 22 sind die Randbedingungen dargestellt. Links oben und unten sind die Randbedingungen und die markierten Flächen für die perfekte Isolierung, rechts oben für die entzogenen Wärme und rechts unten für die Wärmeübertragung durch Konvektion zu erkennen.

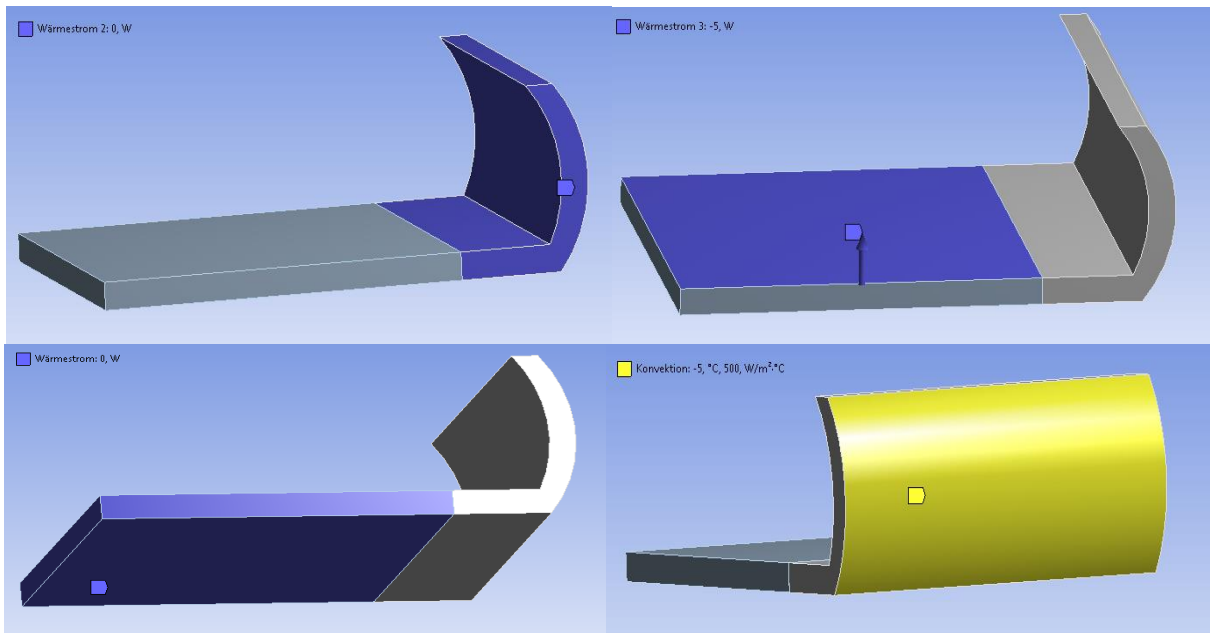


Abbildung 22: Randbedingungen bei der thermischen Simulation zur Berechnung der Kälteleistung

Die dafür benötigte Kälteleistung entsprach ca. einem absoluten Wert von 2,3 W. Das bedeutet, dass bei einer Kälteleistung von 2,3 W nach sehr langer Zeit die Temperatur an der Messtellervorderkante gegen den Sollwert von -10 °C konvergiert (Abbildung 23). In dieser Abbildung sind zusätzlich Temperaturstichproben mit einer Angabe in °C dargestellt. Mit dem aufgerundeten Wert von 3 W wurde die Parameteranalyse durchgeführt und der Messteller angepasst um die Solltemperatur schneller zu erreichen und die Rechenzeit zu verkürzen.

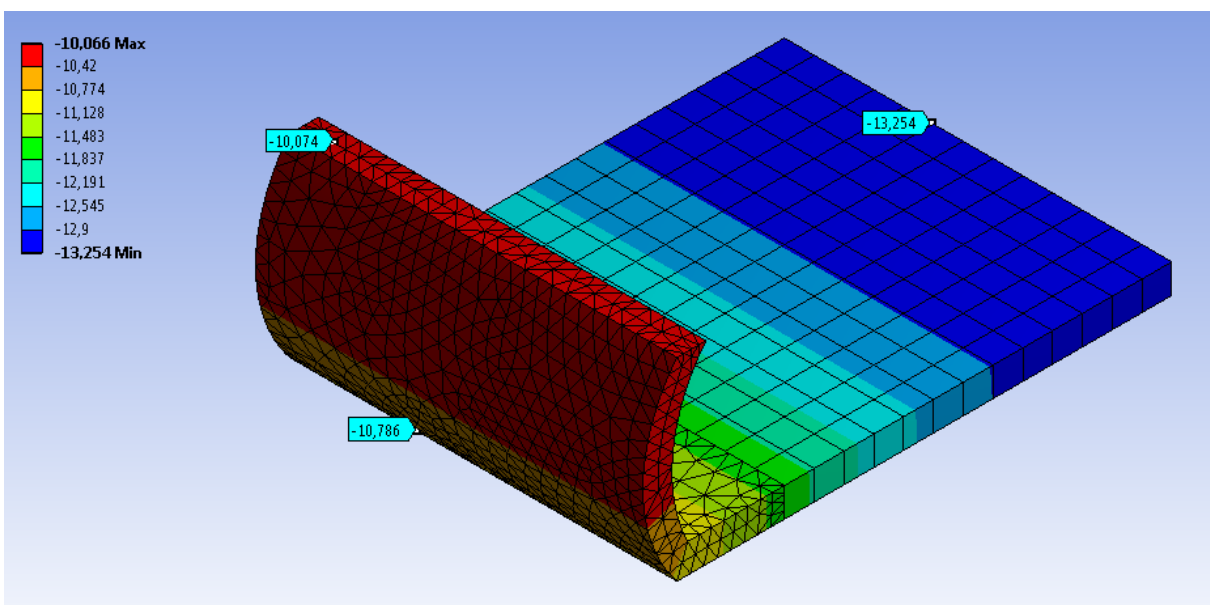


Abbildung 23: Temperaturverteilung innerhalb des Messtellers als Ergebnis der thermischen Analyse

Die Plausibilität dieses Ergebnisses kann mit einer einfachen Rechnung überprüft werden. Für den Wärmestrom gilt vereinfacht wie zuvor beschrieben $\dot{Q} = \alpha \cdot A \cdot \Delta T$ (Formel (5.11)). Die

Auslegung Eiserkennungssystem

Fläche der Messtellervorderkante, die der Strömung ausgesetzt ist, kann näherungsweise durch die projizierte Fläche ausgedrückt werden: $A = 0,02 \text{ m} \cdot 0,04 \text{ m} = 8 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$.

Mit dem Wärmeübergangskoeffizienten $\alpha = 500 \frac{\text{W}}{\text{K} \cdot \text{m}^2}$ und der Temperaturdifferenz von 5 K ergibt sich ein errechneter Wärmestrom von 2 W. Nach einer gewissen Zeit stellt sich ein thermodynamisches Gleichgewicht ein, sodass die abgeführte Wärme ebenfalls diesem Wert entsprechen muss. Die Differenz von 0,3 W kann zum einen mit der realen etwas größeren Fläche und zum anderen durch die gemittelte größere Temperaturdifferenz als 5 K erklärt werden. Wie in Abbildung 23 zu erkennen ist, beträgt die Temperatur auf der Oberseite des Messtellers ca. $-10,0 \text{ }^\circ\text{C}$ und auf der Unterseite $-10,7 \text{ }^\circ\text{C}$, was etwa einer mittleren Temperaturdifferenz von 5,35 K entspricht.

An dieser Stelle soll mit einer Überschlagsrechnung gezeigt werden, dass die Strahlungswärme für die weiteren Berechnungen vernachlässigt werden kann. Berechnet wird die Strahlungswärme für die Messtellervorderkante bei der lediglich eine Wärmeübertragung durch Konvektion angesetzt wurde nach der Formel (5.14). Mit dem Emissionsgrad von Aluminium von $\varepsilon = 0,04$, einer Messtellertemperatur von $-10 \text{ }^\circ\text{C}$ und der zuvor berechneten Fläche ergibt sich:

$$\dot{Q} = 0,04 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \cdot \text{K}^4} \cdot 8 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \cdot 263,15 \text{ K}^4 = 8,747 \cdot 10^{-3} \text{ W}$$

Damit ist die Strahlungswärme ungefähr um einen Faktor 230 kleiner als der Wärmeübergang durch Konvektion. Auch bei der Wahl eines anderen Materials, der Berücksichtigung von einer Oxidschicht ($\varepsilon_{\text{Al}_2\text{O}_3} = 0,2$) oder der Anpassung des Messtellers wird die Strahlungswärme stets um ein vielfaches kleiner sein als die Konvektionswärme.

7.3 Anpassung Simulationsausführung

Bei der Parameteranalyse wurde zunächst das Material verändert und die Dicke wie zuvor beschrieben angepasst. Untersucht wurde dabei zum einen die Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers und zum anderen die Zeit, die benötigt wird, damit die geforderte Temperaturdifferenz auf der Vorderseite des Messtellers zur Umgebungstemperatur von 5 K erreicht ist.

7.3.1 Geforderte Randbedingungen

Die Aufgabe bestand darin die benötigte Abkühlzeit so gering wie möglich zu halten bei gleichzeitig geringer Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers. Die nachfolgenden berechneten Werte für die Temperaturdifferenz im Messteller beziehen sich immer auf die maximale und minimale Temperatur im Messteller.

Die Forderung nach einer möglichst geringen Abkühlzeit ist durch die Anforderung der geringen Trägheit für Eiserkennungssysteme begründet. Dabei ist bei diesem Eiserkennungssystem die Änderungsgeschwindigkeit der Außentemperatur von großer Bedeutung, da die Sensortemperatur nachgeführt werden muss. Wenn man von der maximalen Steigleistung bei Passagierflugzeugen ausgeht ($\sim 2000 \frac{\text{ft}}{\text{min}}$) und einer Temperaturdifferenz von

100 K, was einem Start bei ca. 50 °C und einer Temperatur von -50 °C auf Reiseflughöhe entspricht, ergibt das ein mittleres Temperaturgefälle von $6,02 \frac{K}{min}$. Dabei ist die maximale Steiggeschwindigkeit bei Passagierflugzeugen definiert über die maximale Kabinendruckhöhenänderung ($\sim 500 \frac{ft}{min}$) und der menschlichen Verträglichkeit. In Notsituationen können deutlich höhere Werte auftreten. (Braun, 2015)

Ein möglichst geringer Temperaturgradient innerhalb des Messtellers ist deshalb relevant, damit das ΔT des Peltier-Elementes nicht zu groß wird. Denn wie in Abbildung 24 zu erkennen ist, steigt die Temperaturdifferenz des Peltier-Elementes mit dem ΔT im Messteller an. Die Geometrie und die ungefähren Werte der Temperaturen in der Abbildung sind auf Basis der weiteren Berechnungen und Analysen entstanden. Dabei beträgt die Umgebungstemperatur -5 °C und die Kälteleistung 5 W.

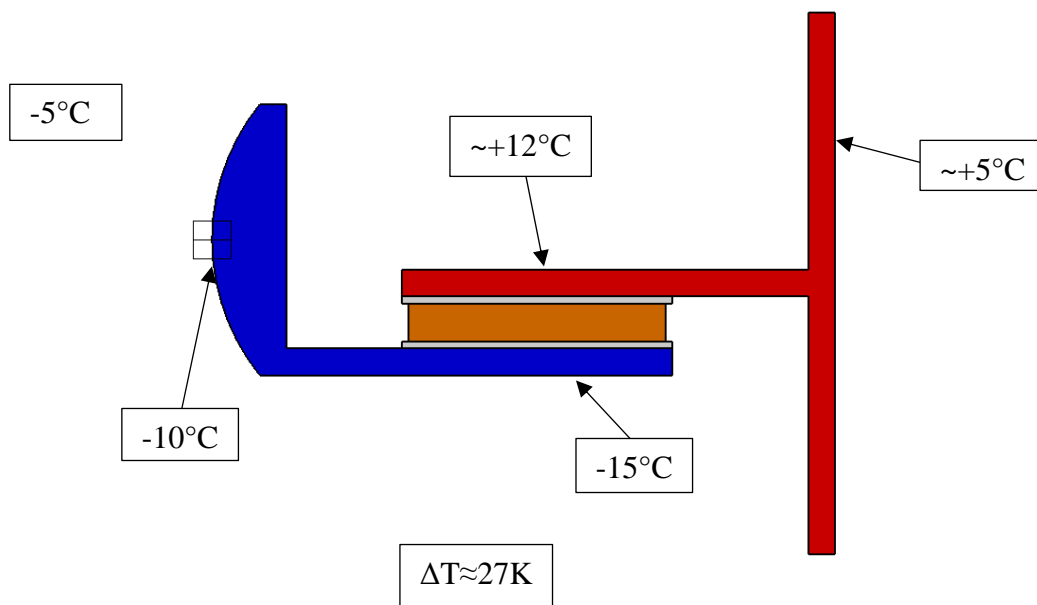


Abbildung 24: Charakteristische Temperaturwerte zur groben Bestimmung der Temperaturdifferenz im Peltier-Element

Denn wie in Abbildung 10 zu erkennen ist, verringert sich der maximale COP mit steigendem ΔT sehr stark und man benötigt für die gleiche Kälteleistung mehr elektrische Energie.

7.3.2 Parameteranalyse

Um einen möglichst optimalen Messteller mit möglichst geringer Trägheit und kleiner Temperaturdifferenz zu entwerfen, ist eine Parameteranalyse erforderlich. Dazu wurden die Dicke und das Material des Messtellers genauer untersucht.

Bei der Verwendung eines anderen Materials sind eindeutige Unterschiede festzustellen. In Abbildung 25 wurde der zeitliche Verlauf der minimalen und maximalen Temperaturen des Messtellers bei gleichen geometrischen Eigenschaften für die Materialien Baustahl (oben), Aluminium (mitte) und Kupfer (unten) untersucht. Klar zu erkennen ist, dass die Temperaturdifferenz zwischen der maximalen und minimalen Temperatur bei Baustahl am größten und bei Kupferlegierungen am niedrigsten ist. Bei Baustahl beträgt die Temperaturdifferenz nach 60 Sekunden 7,01 K, bei Aluminium 3,02 K und bei der Kupferlegierung 1,74 K. Diese Ungleichheiten in der Temperaturverteilung lassen sich durch

Auslegung Eiserkennungssystem

die unterschiedlichen Wärmeleitfähigkeiten der Metalle erklären. Des Weiteren ist interessant, dass sowohl die maximale als auch die minimale Temperatur bei Aluminium stets niedriger ist als die von der Kupferlegierung bei gleicher zugeführter Wärmeenergie und Geometrie, obwohl Aluminium eine größere spezifische Wärmekapazität als Kupfer besitzt (vgl. Formel (5.17)). Nicht zu vernachlässigen dabei ist jedoch die geringe Dichte von Aluminium, weshalb bei gleicher Geometrie und damit auch gleichem Volumen nach $\rho = \frac{m}{V}$ die Masse geringer ist. Zwar ist die spezifische Wärmekapazität von Aluminium ca. 2,47-mal größer als die von Kupfer, jedoch ist die Dichte von Kupfer um den Faktor 3,32 größer als von Aluminium, weshalb Aluminium schneller abkühlt.

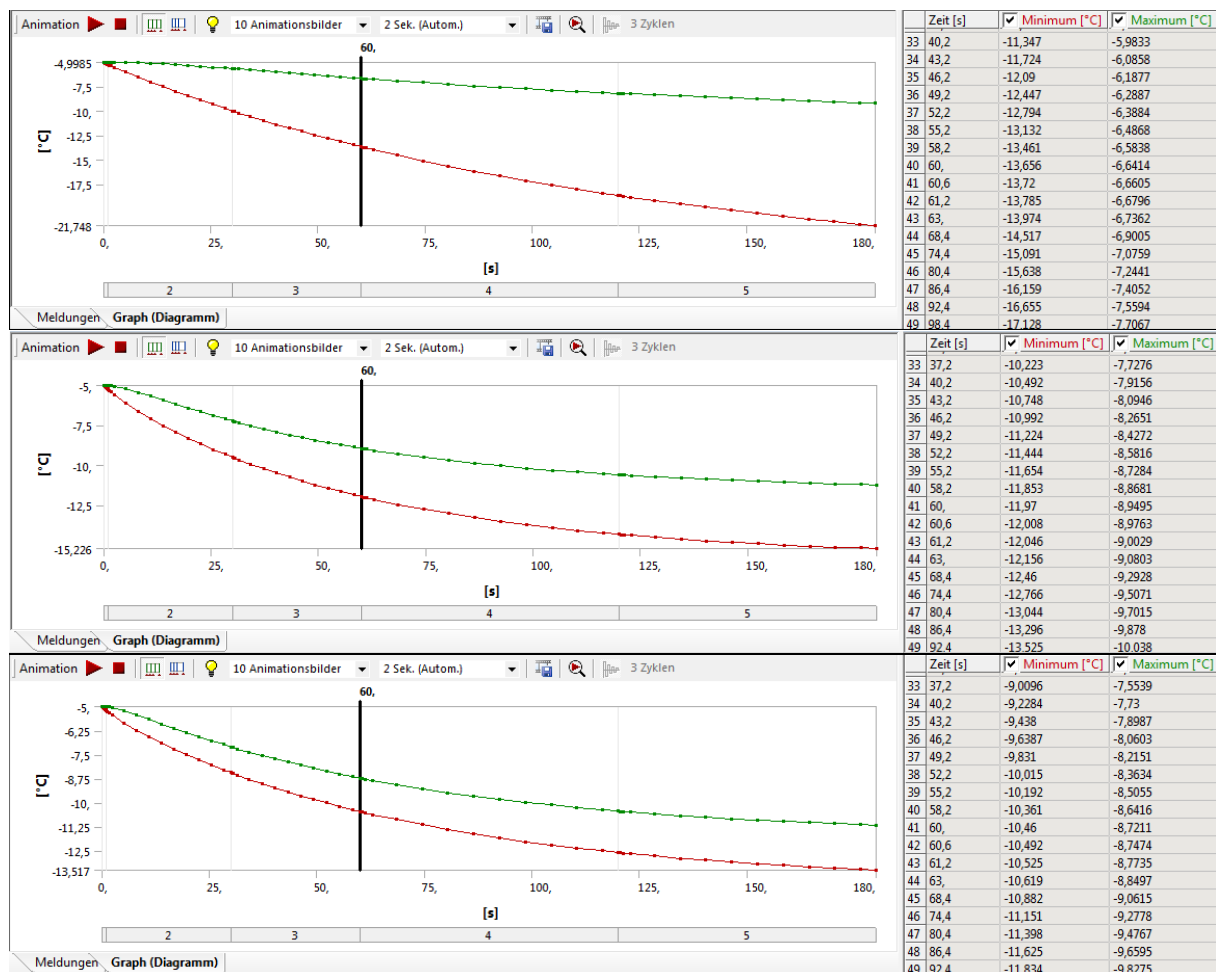


Abbildung 25: Zeitlicher Verlauf der minimalen und maximalen Temperaturen in grafischer und tabellarischer Form im Messteller für unterschiedliche Materialien

Bei der Variation der Dicke sind die Veränderungen ebenfalls klar zu erkennen. Beispielhaft sind folgend die Ergebnisse für die Dickenvariation bei Aluminium dargestellt (Abbildung 26). Die Dicke des Messtellers betrug dabei 1 mm (oben), 2 mm (mitte) und 3 mm (unten) und der schwarze Balken in den Diagrammen gibt den Zeitpunkt an, wenn die maximale Temperatur einen Wert von -10 °C unterschreitet.

Erkennbar ist, dass sich bei Verringern der Dicke die benötigte Abkühlzeit auch verkleinert. Die Abkühlzeit ist definiert als die Dauer bis eine Temperaturdifferenz von 5 K erreicht ist, d.h. die maximale Temperatur des Messtellers -10 °C beträgt. So beträgt die Abkühlzeit für eine Dicke von 3 mm, 2 mm und 1 mm jeweils 90 Sekunden, 68 Sekunden bzw. 55 Sekunden. Gleichzeitig steigt aber auch die Temperaturdifferenz ($\Delta T = 11,0\text{ K}$ bei 1 mm Dicke,

$\Delta T = 5,2 K$ bei 2 mm Dicke und $\Delta T = 3,5 K$ bei 3 mm Dicke) an, da die wärmedurchflossene Fläche verkleinert und folglich der thermische Widerstand erhöht wird. Ferner ist zu berücksichtigen, dass bei einem gefrästen Messteller eine Dicke von 1 mm oder weniger zu fertigungstechnischen Problemen führen kann.

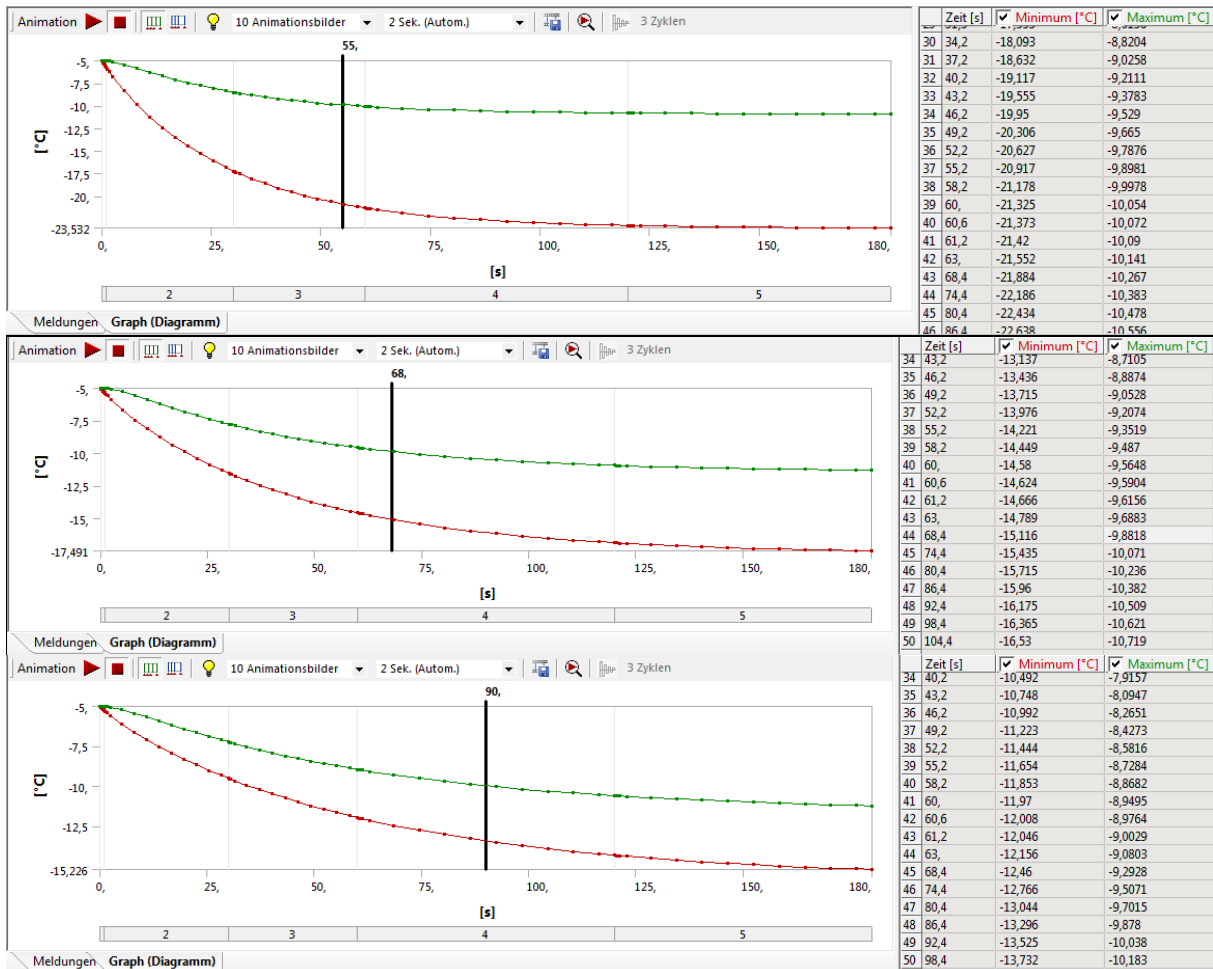


Abbildung 26: Zeitlicher Verlauf der minimalen und maximalen Temperaturen im Messteller für Aluminium bei unterschiedlichen Dicken

Um den beiden Forderungen nach einer geringen Temperaturdifferenz und einer schnellen Abkühlzeit gerecht zu werden, wird der Werkstoff Stahl nicht weiter analysiert. Aus Fertigungs- sowie Kosten- und Verfügbarkeitsgründen werden Kupferlegierungen auch nicht weiter berücksichtigt. Außerdem ist die Abkühlgeschwindigkeit bei Aluminium größer als bei Kupferlegierungen und durch geeignete konstruktive Maßnahmen kann der Temperaturunterschied innerhalb des Messtellers auch klein gehalten werden.

Ein guter Kompromiss zwischen geringer Abkühlzeit und nicht zu großer Temperaturdifferenz ist die Simulationsausführung aus Aluminium mit einer Dicke von 2 mm. Um die benötigte Abkühlzeit noch weiter zu reduzieren, wurde die Kälteleistung von 3 W auf 5 W erhöht, sodass sich die Abkühlzeit auf ca. 32 Sekunden mehr als halbiert hat bei einer gleichzeitigen Temperaturdifferenzerhöhung von 1,2 K (Abbildung 27). Zusätzlich sind in der Abbildung 27 die Temperaturverteilung, markante Temperaturstichproben und der zeitliche Verlauf der Temperaturen in grafischer und tabellarischer Form dargestellt.

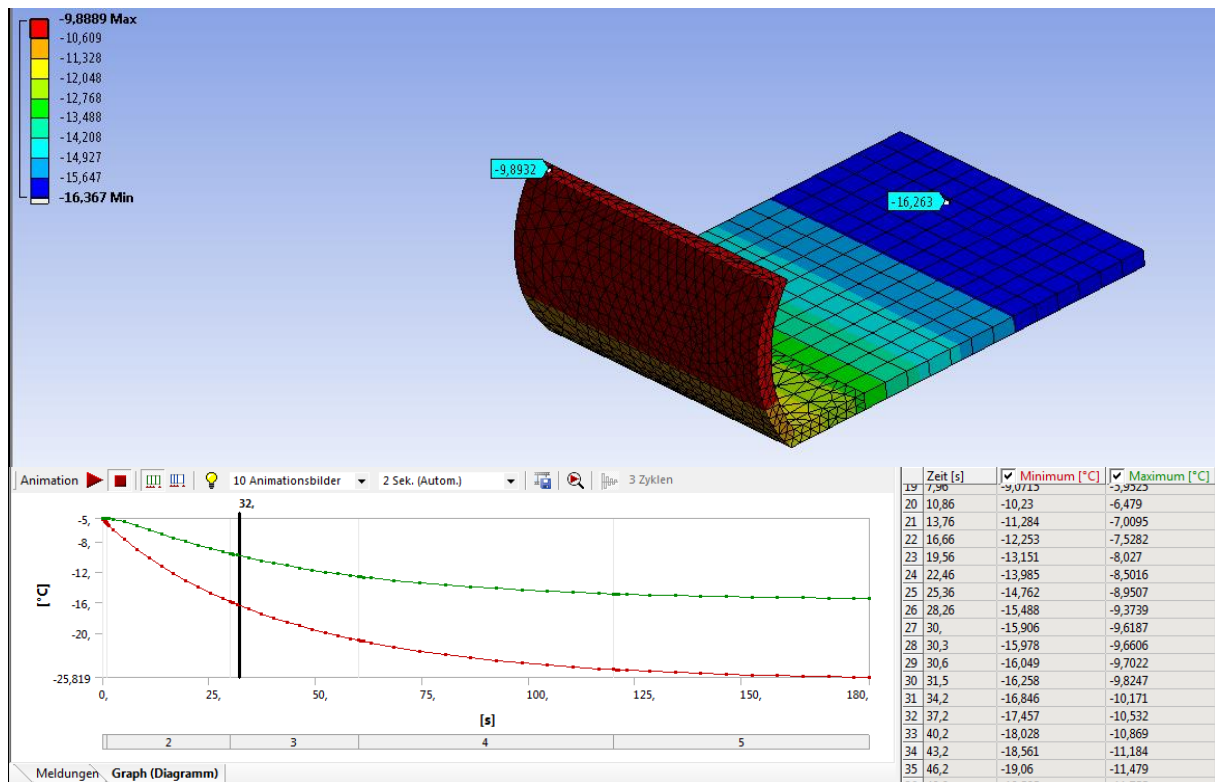


Abbildung 27: Analyseergebnis für den Messteller aus Aluminium mit einer Dicke von 2 mm und einer Kälteleistung von 5 W

7.3.3 Anpassung Messteller

Wenn man nun das Leistungsdiagramm (Abbildung 10) mit einer erforderlichen Kälteleistung von $Q_{cerf} = 5 \text{ W}$ und einem $\Delta T \approx 20 \text{ K} - 30 \text{ K}$ bei maximalen COP heranzieht, ergibt sich ein Verhältnis von ungefähr $\frac{I}{I_{max}} \approx 0,3$. Mit der Abbildung 7 ergibt sich ein Verhältnis von $\frac{Q_c}{Q_{max}} \approx 0,21$, was bedeutet, dass die maximale Kälteleistung des Peltier-Elementes eine Kälteleistung von mindestens $Q_{max} \approx 24 \text{ W}$ haben sollte. Da für die Simulation eine perfekte Isolierung an allen nicht relevanten Flächen vorausgesetzt wurde und dieses nicht realitätsgerecht ist, sollte die maximale Kälteleistung größer als 24 W sein.

Die Peltier-Elemente mit einer Kälteleistung von ca. 24 W haben sehr unterschiedliche Abmaße, aber es ist ratsam ein Peltier-Element auszuwählen, welches eine relativ große Auflagefläche besitzt, da somit der Wärmestrom über eine größere Fläche in den Messteller eingeleitet werden kann und dadurch der Wärmewiderstand sowie die auftretende Temperaturdifferenz minimiert wird. Daher wurde ein Peltier-Element mit den Abmaßen $20 \text{ mm} \times 40 \text{ mm} \times 3,8 \text{ mm}$ und einem Q_{max} von 28 W ausgewählt. Untersucht wurde auch noch ein Peltier-Element mit den Abmaßen $15 \text{ mm} \times 30 \text{ mm}$ mit angepasstem Messteller, jedoch wurden bei dem größeren Peltier-Element bessere Ergebnisse hinsichtlich der Abkühlzeit und Temperaturdifferenz im Messteller erzielt.

Daher musste die Simulationsausführung angepasst und zwei neue Ausführungsformen untersucht werden (Abbildung 28). Die lange Seite des Peltier-Elementes ist bei der Variante 1 parallel (links) und bei der Variante 2 senkrecht (rechts) zur Flügelvorderkante positioniert.

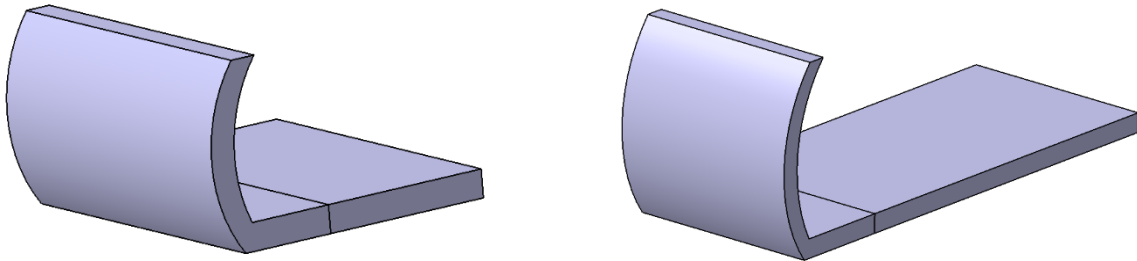


Abbildung 28: Ausführungsformen für die Lage des Peltier-Elementes

Beide angepassten Varianten wurden thermisch neu simuliert mit den gleichen zuvor definierten Randbedingungen (Abbildung 29). In Abbildung 29 ist das Analyseergebnis der Variante 1 oben und das der Variante 2 unten dargestellt. Erkennbar ist, dass sich bei der 1. Variante die Abkühlzeit von 32 Sekunden auf 21 Sekunden und außerdem die Temperaturdifferenz im Messteller auf $T = 5,5 \text{ K}$ reduziert haben. Die Abkühlzeit bei der 2. Variante wurde nochmals reduziert auf 15 Sekunden, jedoch ist der Temperaturgradient um ca. $3,5 \text{ K}$ höher als bei der 1. Variante.

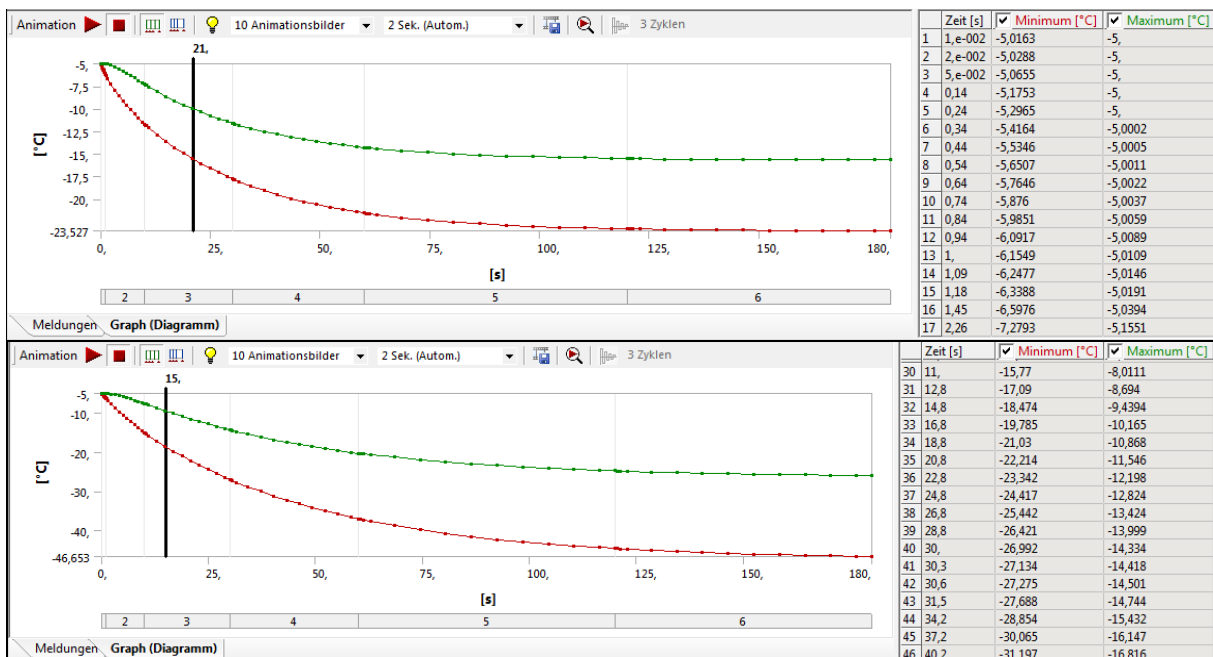


Abbildung 29: Tabellarische und grafische Darstellung der Temperaturverlaufs über der Zeit

Da eine Abkühlzeit der ersten Variante von 21 Sekunden bzw. das Temperaturgefälle von ungefähr $14,3 \frac{\text{K}}{\text{min}}$ die Trägheitsforderung erfüllt und die Temperaturdifferenz kleiner ist als bei der 2. Variante, wurde diese ausgewählt.

In der thermischen Simulation wurde bisher der Temperatursensor nicht berücksichtigt. Am geeignetsten dafür ist ein Oberflächensensor der angeschraubt oder angeklebt werden kann. Den Sensor anzuschrauben hat den Vorteil, dass dieser direkt an der Oberfläche anliegt, kein

Auslegung Eiserkennungssystem

weiterer thermischer Widerstand durch den Klebstoff entsteht und dieser austauschbar ist. Für die Anbringung des Temperatursensors wurde der Messteller mit einem Block erweitert und thermisch analysiert (Abbildung 30).

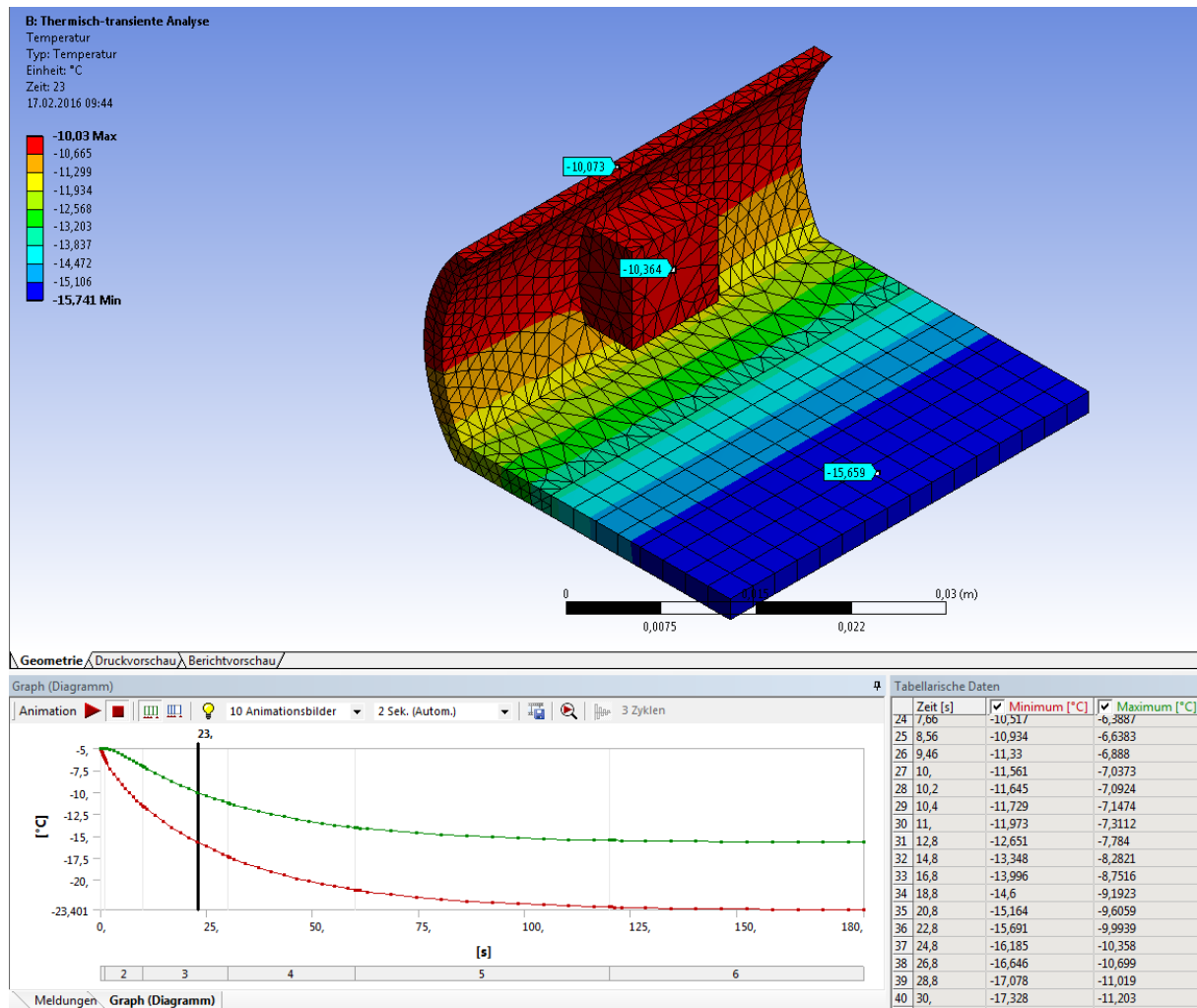


Abbildung 30: Thermische Analyseergebnis für die Blockerweiterung mit Darstellung von Temperaturstichproben

Durch die zusätzliche Masse des Blocks haben sich die Trägheit des Messtellers und damit die Abkühlzeit um ca. 3 Sekunden erhöht. Allerdings ist dieses Teil fertigungstechnisch sehr kritisch zu sehen und kann aufgrund der Übergangsradien nur bedingt als Frästeil hergestellt werden, weshalb der Messteller nochmals angepasst wurde (Abbildung 31).

Zwar ist der Messteller nach dieser Anpassung noch massereicher geworden, was eine Erhöhung der Abkühldauer um weitere 2 Sekunden zur Folge hat, jedoch ist die wärmestromdurchflossene Fläche vergrößert worden, weshalb die Ungleichheit der Temperaturverteilung im Messteller reduziert wurde ($\Delta T = 5,0 K$), vor allem am Ort der Aufdickung, der Vorderseite des Messtellers.

Diese Variante erfüllt die geforderten Randbedingungen, ist gut zu fertigen und die Anbringung des Temperatursensors ist gewährleistet. Die Fertigungsskizzen für beide Entwürfe befinden sich im Anhang (Fertigungsskizzen; Messteller mit Block und Messteller).

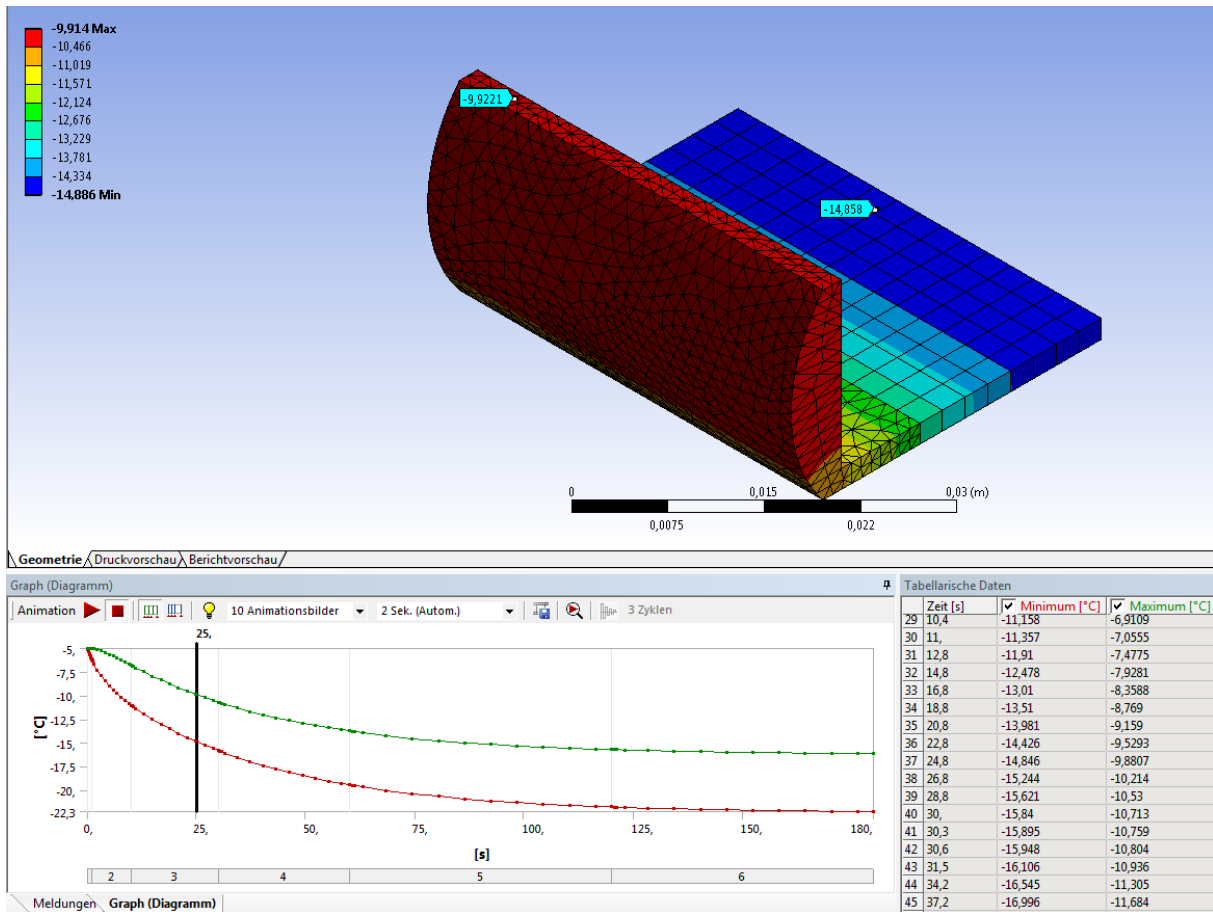


Abbildung 31: Ergebnis der Simulation für die fertigungstechnisch bedingte Anpassung

Alle Schritte der Anpassung der Simulationsausführung sind im folgenden morphologischen Kasten nochmal übersichtlich dargestellt (Abbildung 32).

	Variante 1	Variante 2	Variante 3	Auswahlgrund
Ausrichtung Peltier-Element				1. Ausnutzung der geringen Höhe 2. Positionierung nahe der Flügelvorderkante möglich
Geometrie Messteller				1. Geringere Kälteleistung erforderlich 2. Einfacher zu Fertigen
Material	Kupfer-legierung	Aluminium	Stahl	1. Geringe Abkühldauer 2. Nicht zu große Temperaturdifferenz
Dicke	1mm	2mm	3mm	1. Reduzierte Wärmekapazität 2. Wärmewiderstand nicht zu groß
Geometrie Anpassung Peltier-Element				1. Wärmewiderstand am geringsten 2. Abkühldauer reduziert
Anbringung Temperatursensor				1. Besser zu Fertigen 2. Temperaturdifferenz reduziert

Abbildung 32: Morphologischer Kasten zur Anpassung des Messtellers

7.3.4 Erweiterte Analyse

Wenn die Notwendigkeit nach einer schnelleren Kühlung des Messtellers besteht, kann die Kälteleistung kurzfristig erhöht werden. Dazu wurden die Temperaturdifferenz im Messteller (Abbildung 33 unten) und die Abkühlzeit (Abbildung 33 oben), wenn die Maximaltemperatur einen Wert von -10 °C unterschreitet, in Abhängigkeit von der Kälteleistung mit den gleichen Randbedingungen untersucht.

Dabei sei anzumerken, dass die maximale Kälteleistung des Peltier-Elementes von 28 W nur beim Einschalten erzielt werden kann, wenn keine Temperaturdifferenz zwischen den beiden Platten vorherrscht. Das würde eine unendlich hohe Wärmeleitfähigkeit bzw. einen Wärmewiderstand von $0\frac{\text{K}}{\text{W}}$ voraussetzen.

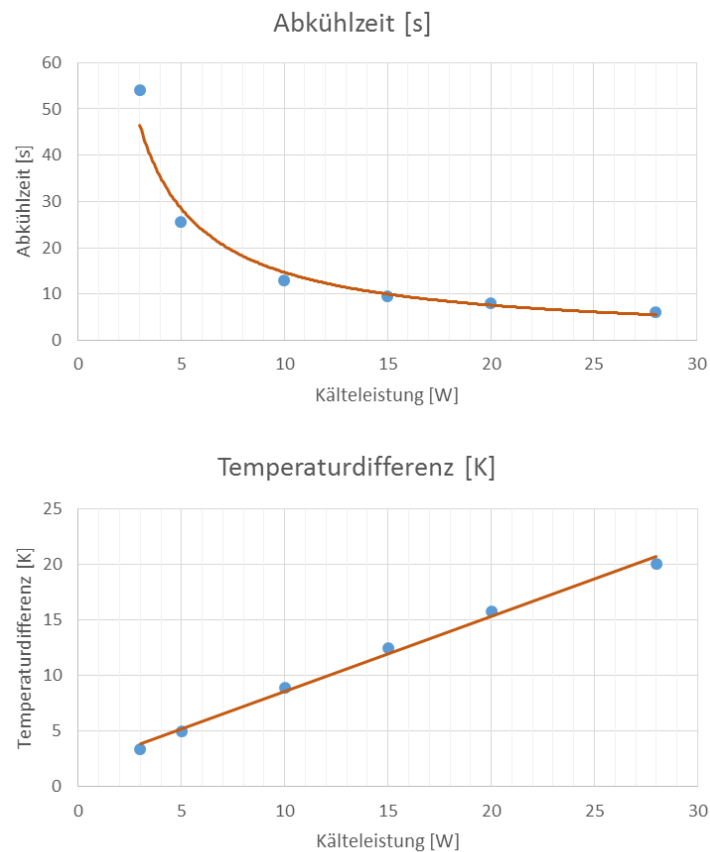


Abbildung 33: Die Abkühlzeit und Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers in Abhängigkeit von der Kälteleistung

Wie bei dem ersten Diagramm zu erkennen ist, besteht eine Abhängigkeit zwischen der Abkühlzeit und der Kälteleistung, die einer Potenzfunktion ähnelt. Die eingezeichnete Trendlinie folgt der Funktion $y = 132,61 \cdot x^{-0,955}$ mit dem Bestimmtheitsmaß von $R^2 = 0,9812$. Des Weiteren wird in dem Diagramm dargestellt, dass vor allem bei kleinen Kälteleistungen (kleiner als 10 W) bereits durch eine geringe Steigerung der Kälteleistung die Abkühlzeit stark reduziert wird.

Die Temperaturdifferenz ist linear abhängig von der Kälteleistung. Die Funktion der Trendlinie lautet $y = 0,6753x + 1,8334$ mit einem Bestimmtheitsmaß von $R^2 = 0,9939$. Wichtig ist hierbei, dass die Temperaturdifferenz abgelesen wurde als die Maximaltemperatur -10 °C mit einer Toleranzgrenze von $0,1\text{ K}$ betrug. Da sich die Temperaturdifferenz im Messteller aber mit der Zeit ändert und somit bei den verschiedenen Kälteleistungen zu unterschiedlichen Zeiten das ΔT gemessen wurde, kann der Versatz der Funktion in y-Richtung, d.h. die Temperaturdifferenz bei einer Kälteleistung von 0 W und die flache Steigung erklärt werden. Somit ist diese Temperaturdifferenz nicht nur abhängig von der Kälteleistung, sondern auch von der Abkühlzeit. In Abbildung 34 ist die zeitabhängige Temperaturdifferenz für die einzelnen Kälteleistungen dargestellt. Insbesondere in den ersten 20 Sekunden ist eine starke Veränderung der Temperaturdifferenz in Abhängigkeit der Kälteleistung zu beziffern.

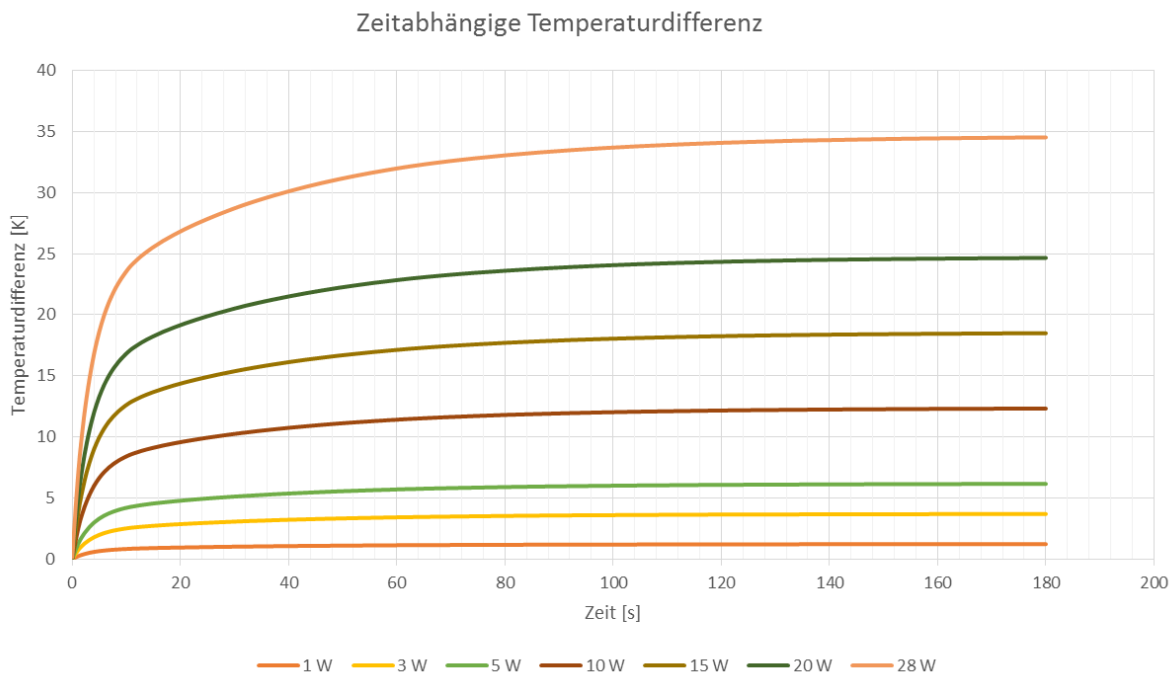


Abbildung 34: Die Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers über der Zeit für einzelne charakteristische Kälteleistungen

In Abbildung 35 ist die Temperaturdifferenz im Messteller nach einer konstanten Zeit von 180 s in Abhängigkeit von der Kälteleistung dargestellt. Die Funktion und das Bestimmungsmaß sind dem Diagramm zu entnehmen. Diesen linearen Verlauf kann man mit der Formel für den Wärmewiderstand erklären (5.15). Danach ist $\Delta T = R_{th} \cdot \dot{Q}$, wobei der Wärmewiderstand die lineare Konstante ist.

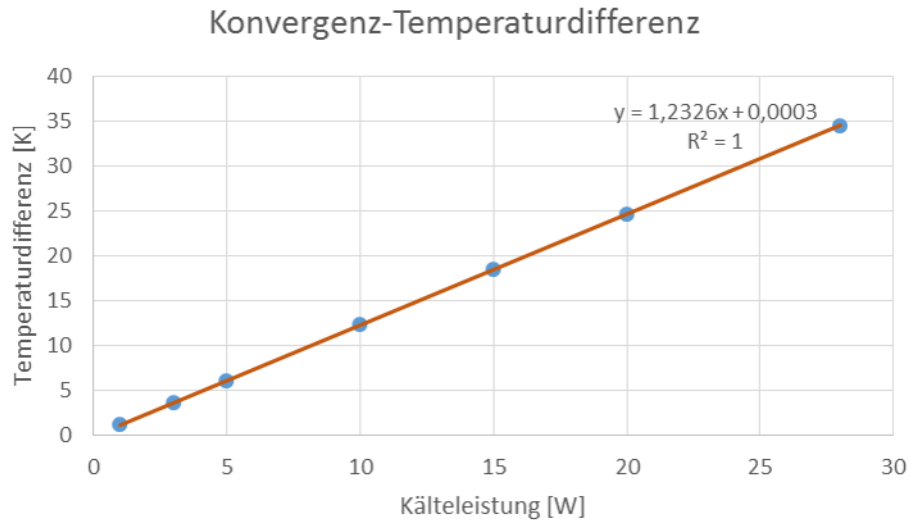


Abbildung 35: Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers nach Konvergenzzeit in Abhängigkeit von der Kälteleistung

Als Plausibilitätsprüfung für dieses Ergebnis kann der Wärmewiderstand näherungsweise über diesen Zusammenhang berechnet werden. In einem Abstand von 10,5 mm bis 30,5 mm von der Messtellervorderkante wird die Wärme entzogen, da dort das Peltier-Element aufliegt. Gemittelt ist die Länge zur Messtellervorderkante daher 20,5 mm mit einer wärmedurchflossenen Fläche von $2 \text{ mm} \cdot 40 \text{ mm} = 80 \text{ mm}^2$. Das verwendete Material ist Aluminium mit einer Wärmeleitfähigkeit von $236 \frac{\text{W}}{\text{m}\cdot\text{K}}$. Daraus ergibt sich ein Wärmewiderstand von $R_{th} = \frac{l}{\lambda \cdot A} = \frac{0,0205}{236 \cdot 8 \cdot 10^{-5}} \frac{\text{K}}{\text{W}} = 1,086 \frac{\text{K}}{\text{W}}$. Die Abweichung zur Steigung in Abbildung 35 ist damit zu erklären, dass bei der Überschlagsrechnung der Wärmewiderstand nur bis zur Unterseite der Vorderkante des Messtellers berechnet wurde und nicht bis zur Oberkante, an die Stelle der maximalen Temperatur. Der tatsächliche Wärmewiderstand ist daher größer. Den Wärmewiderstand für die Messtellervorderseite zu berechnen ist, wegen der sich mit der Geometrie ändernden wärmedurchflossenen Fläche, nicht so einfach möglich.

An dieser Stelle soll noch hinzugefügt werden, dass der Einfluss der Wärmeleitpaste auf den thermischen Widerstand vernachlässigt werden kann. Mit einer Wärmeleitfähigkeit von $7,5 \frac{\text{W}}{\text{m}\cdot\text{K}}$ und einer Dicke von ca. 0,1 mm ergibt sich ein vernachlässigbarer thermischer Widerstand von $R_{th} = 0,0083 \frac{\text{K}}{\text{W}}$.

7.4 Anpassung wärmeabführende Seite

Um eine bestmögliche Wärmeableitung zu erreichen und einen geeigneten Kühlkörper auszuwählen, ist die wärmeabführende Seite genauer zu untersuchen. Eine möglichst große Wärmeableitung ist erstrebenswert, damit die Temperaturdifferenz im Peltier-Element nicht zu groß wird und ein hoher COP erreicht werden kann (vgl. Abbildung 24).

7.4.1 Parameteranalyse

Aufgrund der Komplexität der Wärmeabgabe mittels eines Kühlkörpers und eines Lüfters, deren Berechnung den Zeitrahmen dieser Arbeit überschreiten würde, wurden diese in der thermischen Simulation nicht betrachtet aber in dem Wärmeübergangskoeffizienten für die Kühlkörperanlagefläche berücksichtigt.

Zunächst einmal soll der Einfluss des Übergangsradius zu der Kühlkörperanlagefläche auf die thermischen Verhältnisse untersucht werden. Dazu werden die Radien 4 mm bzw. 10 mm verwendet und thermisch analysiert, wie in Abbildung 36 oben bzw. unten zu erkennen ist.

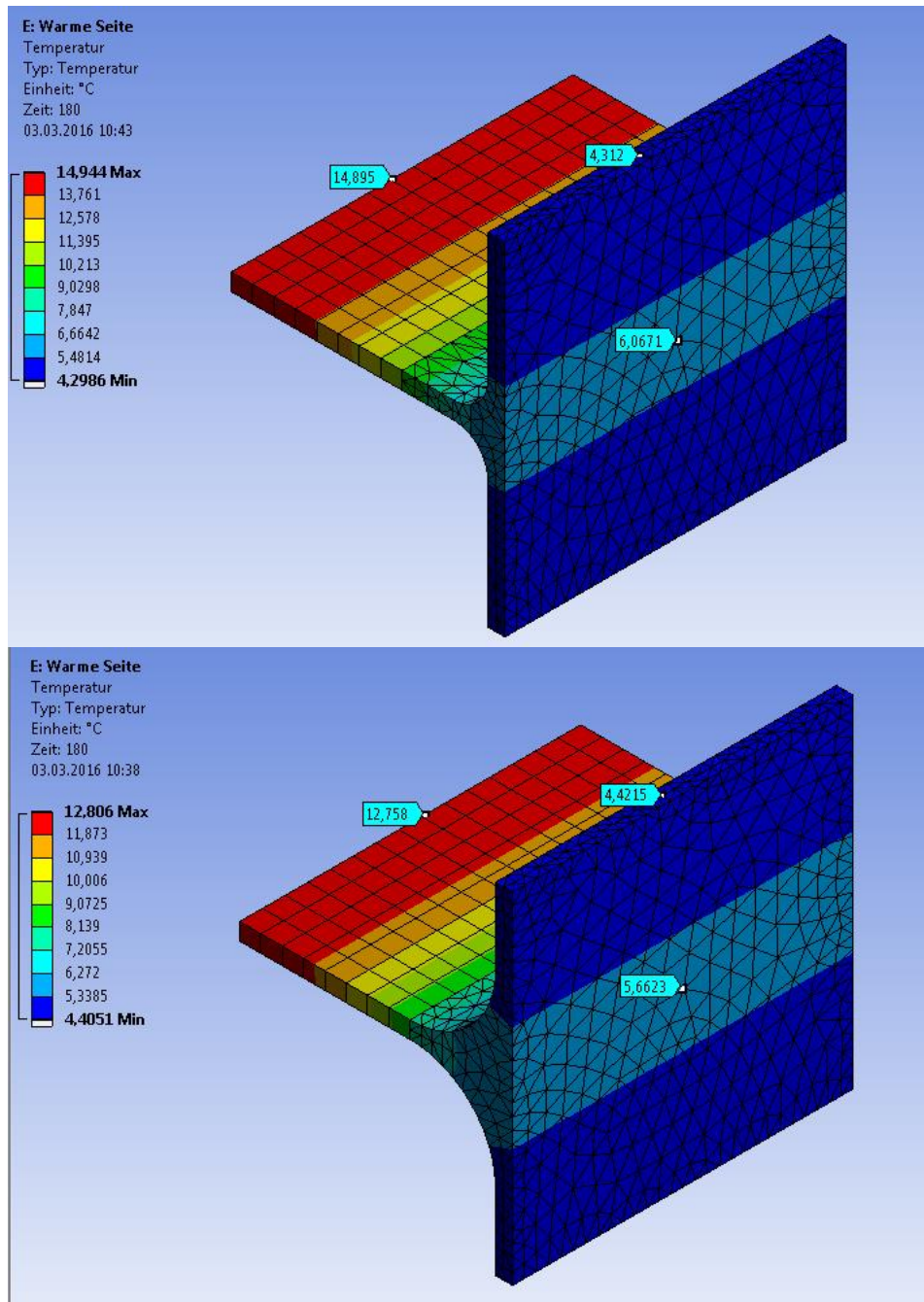


Abbildung 36: Analyseergebnisse mit Temperaturstichproben für die wärmeabzuführende Seite für einen Übergangsradius von 4 mm bzw. 10 mm

Auslegung Eiserkennungssystem

Dazu wurden die folgenden Randbedingungen ausgewählt:

Die abzuführende Leistung berechnet sich nach $\dot{Q}_H = \dot{Q}_C + P_{el}$ (Formel (5.6)), wobei das Peltier-Element für ein $\dot{Q}_C = 5 \text{ W}$ ausgelegt wurde. Aus dem Leistungsdiagramm (Abbildung 10) entnimmt man, dass die ungefähren Werte für den maximalen COP-Wert bei einer Temperaturdifferenz des Peltier-Elementes zwischen $20 \text{ K} - 30 \text{ K}$ zwischen 0,8 und 1,4 liegen. Ein COP-Wert von 1,3 bei einer Temperaturdifferenz innerhalb des Peltier-Elementes von ungefähr 22 K wurde gewählt, aufgrund der reduzierten Temperaturdifferenz zur Umgebung bei höheren Wärmeübergangskoeffizienten. Damit ergibt sich nach Formel (5.7) eine elektrische Leistung von $P_{el} = \frac{5 \text{ W}}{1,3} = 3,85 \text{ W}$ und somit eine abzuführende Leistung von $8,85 \text{ W}$.

Auf der Kühlkörperanlagefläche wurde ein Wärmeübergangskoeffizient von $\alpha = 553 \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \cdot \text{K}}$ angenommen, welcher sich gemäß der Formel (5.11) näherungsweise bei der abzuführenden Wärme und einer vorgegebenen Temperaturdifferenz zur Umgebungsluft von 10 K ergibt. Des Weiteren sind alle anderen Flächen als perfekt isoliert angenommen worden.

Untersucht wurde die Temperaturdifferenz innerhalb des Bauteils nach einer Zeit von 180 Sekunden , bei der die Temperatur sehr nahe der Konvergenztemperatur liegt. Zu erkennen ist, dass sowohl die Temperaturdifferenz innerhalb der Kühlkörperauflagefläche ($\Delta T_{10 \text{ mm}} \approx 1,24 \text{ K}$ zu $\Delta T_{4 \text{ mm}} \approx 1,75 \text{ K}$) als auch der Temperaturunterschied zwischen der Auflagefläche des Peltier-Elementes und des Kühlkörpers ($\Delta T_{10 \text{ mm}} \approx 7,1 \text{ K}$ zu $\Delta T_{4 \text{ mm}} \approx 8,8 \text{ K}$) bei einem Radius von 10 mm kleiner ist, weshalb diese Variante präferiert wird (Fertigungsskizze befindet sich im Anhang). Dieses Ergebnis kann man, wie bei der Anpassung des Messtellers, durch den geringeren Wärmewiderstand R_{th} erklären.

Da der Wärmeübergangskoeffizient von vielen Parametern, wie den Strömungsverhältnissen, den Stoffeigenschaften, der Zeit usw. abhängig ist und sich diese bei Verwendung eines Kühlkörpers und eines Lüfters nur sehr schwer bestimmen lassen, wurde der Einfluss verschiedener α -Werte ($200, 500, 1000$ und $2000 \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \cdot \text{K}}$) analysiert. Außerdem wurde ebenfalls der Einfluss der Größe der abzuführenden Wärme ($5, 8,85, 10, 20, 30, 50 \text{ W}$) genauer betrachtet.

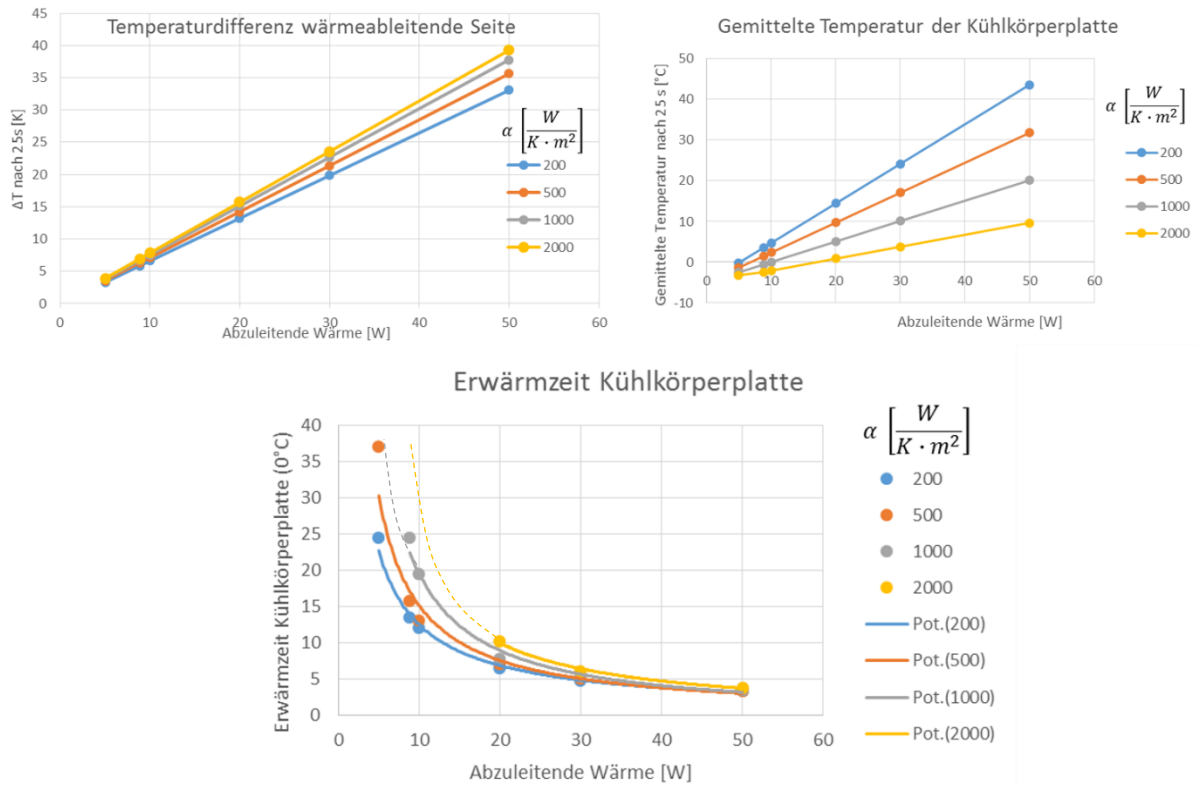


Abbildung 37: Auswertungen der Parameteranalyse für die wärmeabführende Seite

In Abbildung 37 sind die Ergebnisse dargestellt. Analysiert wurden die Temperaturdifferenz zwischen der Temperatur an definierten mittigen Knotenpunkten der Auflagefläche des Peltier-Elementes und der Kühlkörperplatte nach 25 Sekunden (oben links), die gemittelte Temperatur der Kühlkörperplatte nach 25 Sekunden (oben rechts) und die Erwärmzeit der Kühlkörperplatte bis eine Temperatur von 0 °C überschritten wird (unten). Zudem wurden bei der Erwärmzeit der Kühlkörperplatte die intrapolierten und extrapolierten Potenzfunktionen dargestellt. Der Auswahlgrund für eine Auswertung nach 25 Sekunden ist die äquivalente Abkühldauer des angepassten Messtellers bis eine Temperaturdifferenz von 5 K zur Umgebung erreicht ist.

Erkennbar ist, dass die Temperaturdifferenz innerhalb des Elementes (oben links) maßgeblich von der abzuleitenden Wärme abhängig ist. Es besteht ein proportionaler Zusammenhang nach der Formel (5.10). Jedoch besteht auch eine geringfügige Abhängigkeit von dem Wärmeübergangskoeffizienten, wodurch sich eine Änderung der Steigung ergibt. Erklärbar ist diese Abhängigkeit mit den leicht unterschiedlichen Konvergenzzeiten von der Anlagefläche des Peltier-Elementes und des Kühlkörpers und dass mit steigendem α das thermodynamische Gleichgewicht schneller erreicht wird, sodass ein größerer Temperaturunterschied nach 25 s entsteht, wie in Abbildung 38 für eine abzuführende Wärme von 20 W und einem Wärmeübergangskoeffizienten von $\alpha = 200 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ (oben) bzw. $\alpha = 2000 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ (unten) dargestellt ist. Im Anhang (Abbildung 59 oben) befindet sich die gleiche Grafik (Abbildung 37 links oben), allerdings gemessen nach 180 s (nahezu Konvergenz). Eine ziemlich genaue Deckungsgleichheit der Geraden ist zu erkennen.

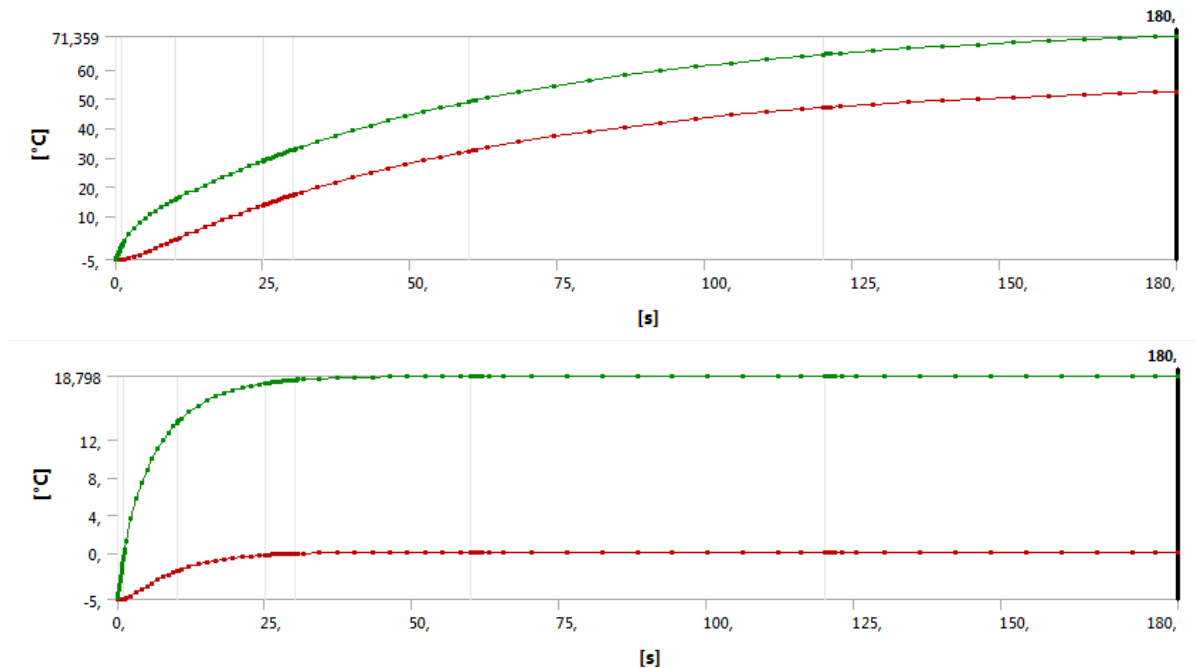


Abbildung 38: Grafischer Verlauf der minimalen und maximalen Temperatur innerhalb des Elementes für unterschiedliche Wärmeübergangskoeffizienten

Auch die gemittelte Temperatur der Kühlkörperplatte hängt linear proportional mit der abzuleitenden Wärme zusammen (Abbildung 37 oben rechts), wobei alle Geraden einen extrapolierten Ordinatenabschnitt bei $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ haben, was einem ΔT von 0 K bei keiner abzuleitenden Wärme entspricht, gemäß der zuvor genannten Formel (5.10). Erkennbar ist hierbei außerdem, dass die Steigung der Geraden von dem Wärmeübergangskoeffizienten abhängig ist (Formel (5.11)), jedoch ist eine zunehmende Stauchung der Geraden bei abnehmenden Wärmeübergangskoeffizienten in Ordinate-Richtung festzustellen, was sich ebenfalls mit Hilfe der verlängerten Konvergenzzeiten begründen lässt. Der Formel (5.11) entsprechend müsste bei gleichbleibender abzuleitender Wärme eine Verdopplung des Wärmeübergangskoeffizienten eine Halbierung der Temperaturdifferenz zur Umgebung ($-5\text{ }^{\circ}\text{C}$) zur Folge haben, wie äquivalent im Anhang (Abbildung 59 unten) auf Basis einer erneuten thermischen Analyse nach 300 s dargestellt ist.

Dem Diagramm in Abbildung 37 unten ist außerdem zu entnehmen, dass die Abkühlzeit in Abhängigkeit der Wärme einer Potenzfunktion entspricht. Wichtig dabei ist, dass die Zeit gemessen wurde bis die Kühlkörperanlagefläche eine gemittelte Temperatur von $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ hat. Bei hohen Wärmeübergangszahlen und kleinen abzuführenden Wärmen wird diese Temperatur jedoch nie erreicht, da die Wärme zu schnell abgeführt wird. Der Verlauf der Funktionen ist für einen α -Wert von 1000 bzw. $2000\frac{\text{W}}{\text{m}^2\cdot\text{K}}$ unterhalb von 8,85 W bzw. 20 W skizziert.

Diese Ergebnisse verdeutlichen somit, dass bei einer Erhöhung der abzuleitenden Wärme eine Erhöhung des Wärmeübergangskoeffizienten notwendig ist um eine Temperaturerhöhung der Kühlkörperplatte zu vermeiden. Mit der Wahl eines Kühlkörpers kann der Wert des Wärmeübergangskoeffizienten und mit der Geschwindigkeitsregelung des Lüfters die Erhöhung des Koeffizienten beeinflusst werden. Um einen Temperaturunterschied zur Umgebungstemperatur von ca. 10 K nach einer Zeit von 25 s einzuhalten, darf die abzuführende Wärme nicht größer als 8 W bei $\alpha \cong 200\frac{\text{W}}{\text{m}^2\cdot\text{K}}$ bzw. 20 W bei $\alpha \cong 2000\frac{\text{W}}{\text{m}^2\cdot\text{K}}$ sein. Falls die

abzuführende Wärme kurzzeitig diese Werte überschreitet, wird sich der Temperaturunterschied zur Umgebung erhöhen.

Außerdem ist zu erkennen, dass die Temperaturdifferenz innerhalb des Elementes für den Auslegungszustand, bei dem eine Wärme von ca. 8,85 W abgeführt werden muss, einen Wert von ungefähr 7 K hat.

7.4.2 Erweiterte Analyse

Des Weiteren werden der Wärmestromdichteverlauf und der Temperaturverlauf über die Kühlkörperanlagefläche untersucht, um den Ort der Anbringung des Temperatursensors an der wärmeabführenden Seite genau bestimmen zu können.

In Abbildung 39 sind der Temperaturverlauf und die Wärmestromdichtevektoren nach 180 s dargestellt. Um ein möglichst aussagekräftiges Ergebnis zu erlangen, wurde ein Wärmestrom von 50 W und ein Wärmeübergangskoeffizienten von $\alpha = 200 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ gewählt. Klar zu erkennen ist eine ungleichmäßige Wärmeein- bzw. ableitung, die eine starke Nichtlinearität des Temperaturverlaufs bewirkt und somit auch Auswirkungen auf die Positionierung des Temperatursensors zur Überwachung der wärmeabführenden Seite hat. Wichtig hierbei ist, dass es sich um Wärmestromdichtevektoren handelt und daher mit der Abbildung nur erschwert Rückschlüsse auf die abgegebene Wärme durch Konvektion gezogen werden können.

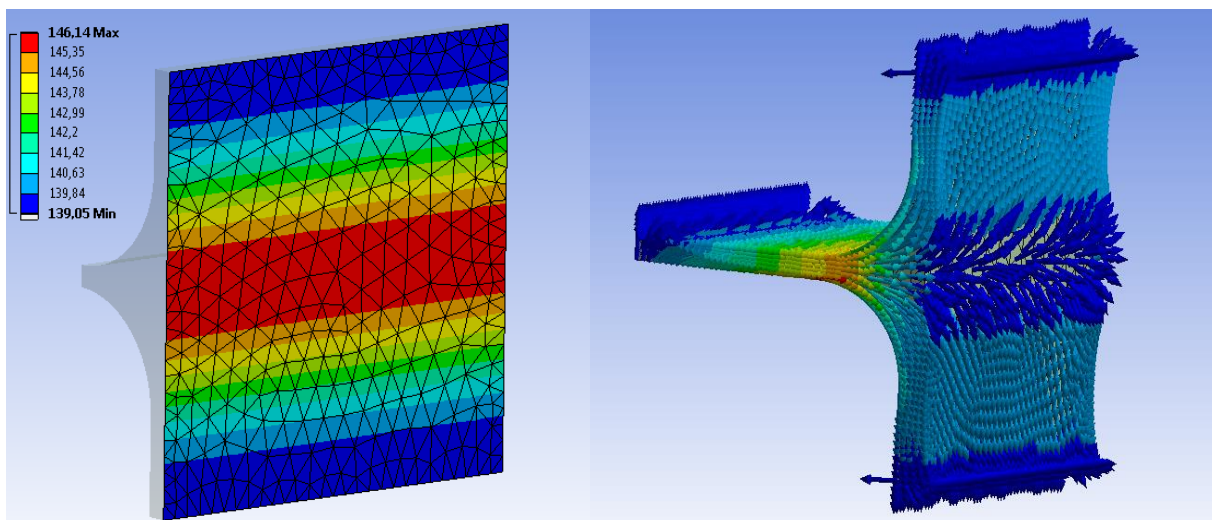


Abbildung 39: Temperaturverteilung auf der Kühlkörperanlagefläche (links) bzw. Wärmestromdichtevektoren (rechts)

Außerdem wurde der Einfluss des Wärmeübergangskoeffizienten auf den Temperatur- und Wärmestromdichteverlauf näher betrachtet. Dazu wurde ein repräsentativer Pfad an der linken Kante der Kühlkörperanlagefläche angelegt (Abbildung 40 oben links) und die Zusammenhänge zwischen der Wärmestromdichteverteilung in x-Richtung für $\alpha = 200 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ und $\alpha = 2000 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ (unten links), bzw. der Temperaturverteilung für $\alpha = 200 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ (oben rechts) und $\alpha = 2000 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ (unten rechts) und der Wegkoordinate entlang des Pfades für einen Wärmestrom von 50 W nach einer Zeit von 300 s analysiert. Aus Gründen der Übersichtlichkeit sind nur die Wärmeübergangskoeffizienten $\alpha = 200 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ und $\alpha = 2000 \frac{W}{m^2 \cdot K}$ dargestellt um eine Tendenz zu erkennen. Zusätzlich wurden die jeweiligen Mittelwerte berechnet und die Vernetzung wurde nochmals verfeinert um bessere Ergebnisse zu erhalten.

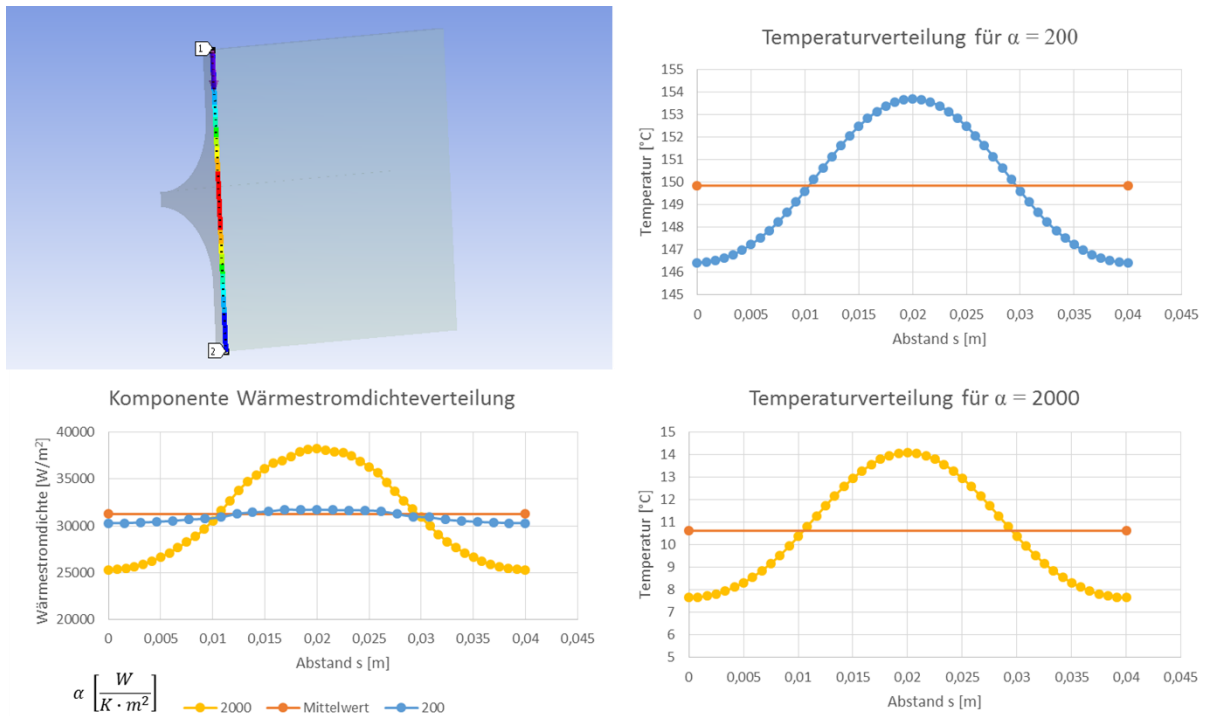


Abbildung 40: Skizzierung des repräsentativen Pfades sowie Darstellung der Temperatur- und Wärmestromdichteverteilungen für unterschiedliche Werte von α

Erkennbar ist ein symmetrischer Verlauf für die Verteilung der Wärmestromdichtekomponente in Richtung der x-Achse, die orthogonal auf der Kühlkörperanlagefläche liegt, mit einem Hochpunkt in der Mitte des Elementes (Abbildung 40 unten links). Außerdem wird bei einem größeren Wärmeübergangskoeffizient bereits deutlich mehr Wärme in der Mitte der Kühlkörperanlagefläche abgegeben, wodurch generell weniger Wärme in der äußeren Hälfte abgegeben wird. Dies hat nach der Formel (5.11) direkten Einfluss auf die Temperaturdifferenz bzw. der Temperaturverteilung (Abbildung 40 rechts). Der Graph für die Temperaturverteilung entspricht einer polynomischen Funktion, wobei sich ebenfalls das Maximum in der Mitte befindet. Vor allem in den Randbereichen und der Mitte weicht die Temperatur von der gemittelten Temperatur ($149,85\text{ °C}$ bzw. $10,625\text{ °C}$) stark ab. Bei gleicher Ordinaten- und Abszissenskalierung ist zu erkennen, dass die Funktion für die Temperaturverteilung für $\alpha = 2000\frac{W}{m^2 \cdot K}$ flacher ausfällt als für $\alpha = 200\frac{W}{m^2 \cdot K}$ aufgrund der zuvor beschriebenen unterschiedlichen Wärmestromdichteverteilung. So beträgt das Verhältnis des Temperaturunterschieds in dem Bereich von $s = 0\text{ mm}$ bis $s = 10\text{ mm}$ (Randbereich) zu der gesamten Temperaturdifferenz für einen Wärmeübergangskoeffizient von $200\frac{W}{m^2 \cdot K}$ und $2000\frac{W}{m^2 \cdot K}$ $43,74\%$ bzw. $42,17\%$, wohingegen das Verhältnis im Bereich von $10\text{ mm} - 20\text{ mm}$ (mittlerer Bereich) $56,26\%$ bzw. $57,83\%$ beträgt.

Die Ergebnisse verdeutlichen, dass der Temperatursensor am besten bei einem Viertel der Höhe der Kühlkörperanlagefläche ($s = 10\text{ mm}$) angebracht werden sollte, damit in etwa die gemittelte Temperatur der Kühlkörperanlagefläche unabhängig von dem Wärmeübergangskoeffizienten gemessen wird.

In Analogie zu diesen Ergebnissen kann man auch den Messsteller betrachten. Dieser entspricht in etwa der halbierten wärmeableitenden Seite mit der Besonderheit einer Krümmung.

7.5 Auslegung Kühlkörper

Eine sehr wichtige Komponente bei der Auslegung und Dimensionierung des Eiserkennungssystems ist die Kühlung, bzw. die Wärmeabfuhr. Verwendet wird dazu ein Kühlkörper in Verbindung mit einem Lüfter. Wenn der Kühlkörper zu klein dimensioniert wird, kann es sein, dass die Temperaturdifferenz zwischen der warmen und kalten Seite des Peltier-Elementes sehr groß wird, bzw. sich das ganze System aufheizt. Das kann zur Folge haben, dass die Kälteleistung nicht mehr ausreicht um die Solltemperatur einzuhalten oder die Grenztemperatur des PLA von ca. 40 °C überschritten wird. Zudem reduziert sich dadurch die Effizienz des Systems.

Die thermische Leistung, die mit einem Kühlkörper abgeführt werden kann, hängt von vielen Parametern ab:

- Oberflächengröße
- Masse des Kühlkörpers
- Wärmeleitfähigkeit des Materials
- Farbe der Oberfläche (bzw. Emissionsgrad)
- Einbaulage
- Temperatur der Umgebungsluft
- Geschwindigkeit der Umgebungsluft
- Art des Kontaktes zwischen Kühlkörper und zu kühlendem Element

Entscheidend für die Wahl des Kühlkörpers ist der thermische Widerstand, der als Klassifizierungsgröße für Kühlkörper gilt. Daher muss der zulässige Wärmewiderstand berechnet werden.

Berechnet wird der Wärmewiderstand eines Kühlkörpers mit:

$$R_{thKerf.} = \frac{\Delta T}{\dot{Q}_H} - (R_{thM} + R_{thG}) \quad (7.6)$$

Dabei ist ΔT die Temperaturdifferenz zwischen der Umgebungsluft und dem Kühlkörper, \dot{Q}_H die abzuführende Wärmeleistung, R_{thM} der Wärmewiderstand der Montagefläche und R_{thG} der innere Wärmewiderstand des zu kühlenden Elementes. Wenn man nur den Kühlkörper mit Montagefläche betrachtet und man die Temperaturdifferenz für das Verbindungselement zwischen Kühlkörper und Peltier-Element mit berücksichtigt, kann man R_{thG} vernachlässigen. (Fischer Elektronik, 2016)

Die abzuführende Wärme entspricht dem zuvor berechneten Wert für den Auslegungszustand ($\dot{Q}_H = 8,85 \text{ W}$) mit einem zusätzlichen Sicherheitszuschlag, sodass sich ein Wert von $\dot{Q}_H = 10 \text{ W}$ ergibt. Der Wärmewiderstand der Montagefläche beträgt für den Einsatz von Wärmeleitpaste $0,005 - 0,1 \frac{\text{K}}{\text{W}}$, wobei für die Auslegung des Kühlkörpers mit dem schlechtesten Wert ($R_{thM} = 0,1 \frac{\text{K}}{\text{W}}$) gerechnet wird. Das ΔT wird mit 10 K angenommen (Abbildung 24) und damit ergibt sich ein zulässiger Wärmewiderstand von $R_{thKerf.} = 0,9 \frac{\text{K}}{\text{W}}$.

Wegen des begrenzten Platzangebotes und der Forderung nach einer möglichst kompakten Bauweise, sollte der Kühlkörper möglichst klein gewählt werden, aber gleichzeitig einen Wärmewiderstand kleiner als $0,9 \frac{\text{K}}{\text{W}}$ haben. Der ausgewählte Kühlkörper mit den Abmaßen

Auslegung Eiserkennungssystem

40 mm x 40 mm x 20 mm hat einen Wärmewiderstand von $3,5 \frac{K}{W}$. Jedoch lässt sich dieser Wert durch den Einsatz eines Lüfters verringern, da durch die erzwungene Konvektion mehr Luftmasse am Kühlkörper vorbeigeführt wird. Je nach Literatur kann durch den Einsatz eines Lüfters der Wärmewiderstand um den Faktor 4-5 reduziert werden (Fischer Elektronik, 2016), sodass für den neuen Wärmewiderstand gilt:

$$R_{thK} = \frac{3,5}{4} \frac{K}{W} = 0,87 \frac{K}{W} < 0,9 \frac{K}{W} = R_{thKerf.}$$

Um die Leistungseffizienz des Lüfters zu steigern kann die Drehzahl abhängig von der Temperatur angesteuert werden. Dazu wurde ein Lüfter mit einem Frequenz-Signal-Ausgang und einem PWM-Signal-Eingang zur Bestimmung bzw. Regulierung der Drehzahl ausgewählt und an den TEC-Kontroller angeschlossen.

Falls eine schnellere Kühlung des Messtellers notwendig ist und damit die benötigte Kälteleistung sowie die elektrische Leistung ansteigt (vgl. Abbildung 7), muss die abgeführte Wärmeleistung erhöht werden nach der Formel (5.15). Dadurch erhöht sich die Temperaturdifferenz zur Umgebung, was wiederum eine Reduktion des Wärmewiderstandes zur Folge hat. Durch die Temperaturerhöhung des Kühlkörpers vergrößert sich ebenfalls die Temperaturdifferenz innerhalb des Peltier-Elementes, sodass der COP-Wert verkleinert bzw. die Effizienz verschlechtert wird (Abbildung 10). Allerdings ist eine schnellere Kühlung nur selten notwendig und meist nur sehr kurzzeitig.

Wegen dem geringen Platzangebot innerhalb der Flügelvorderkante und dem daraus resultierenden konstruktivem Aufbau ist der TEC-Controller in unmittelbarer Nähe der wärmeabführenden Seite positioniert. Deshalb ist eine Berechnung der Erwärmung der Luft durch den Kühlkörper notwendig. Diese beträgt aber nur 0,897 K (Anhang Rechnung 1) und ist somit unkritisch für den TEC-Controller.

7.6 Auslegung Element 2

Zur Unterscheidung ob die Zunahme der Kälteleistung bedingt ist durch die Erstarrungsenthalpie oder anderen umweltbedingten Einflüssen, wie einer Sonneneinstrahlung, ist eine weitere Komponente für das Eiserkennungssystem notwendig.

Ein einfacher zusätzlicher Temperatursensor kann diese Fallunterscheidung nicht darstellen, da sowohl bei der Eisbildung als auch bei einer Sonneneinstrahlung die Kälteleistung des ersten Elementes vergrößert wird und eine Temperaturerhöhung des Sensors 2 festzustellen ist.

Ein optischer Sensor zur Überwachung der Helligkeit bzw. einen Sensor auf Basis des Photovoltaik-Effekts könnte zur Messung der Strahlungsintensität verwendet werden um bei geeigneter Kalibrierung eine Unterscheidung zu ermöglichen.

Eine andere Lösung, die in dieser Arbeit noch genauer untersucht wird, stellt die Verwendung eines weiteren Messtellers dar, welcher nicht gekühlt sondern beheizt wird, sodass die Temperatur stets über dem Gefrierpunkt liegt (in diesem Auslegungsfall bei +5 °C). Der Vorteil ist, das nahezu gleiche verwendete Prinzip wie bei dem eigentlichen Eiserkennungssystem, wodurch eine Ergebnisauswertung, sowohl per Hand als auch computergestützt und automatisiert, relativ gut umsetzbar ist. Während beim Sensor 1 die Kälteleistung sowohl bei einer Eisbildung, als auch bei einer Sonneneinstrahlung zunimmt,

steigt die Heizleistung des zweiten Sensors durch das Erwärmen der unterkühlten Tropfen an, bei einer Sonneneinstrahlung hingegen wird eine kleinere Heizleistung benötigt.

Auch muss unterschieden werden ob die Tropfen an der Oberfläche gefrieren oder flüssig bleiben. Durch die Messung der Umgebungstemperatur können diese Fälle zuverlässig differenziert werden.

Um die Wärme in den Sensor einzubringen kann ein Silikon-Heizelement verwendet werden, wegen der Flexibilität und der Wasserdichtigkeit. Dadurch ist es möglich das Heizelement direkt hinter den Messteller anzubringen wodurch zum einen ein sehr geringer Temperaturunterschied innerhalb des Messtellers und zum anderen eine sehr schnelle Erwärmzeit erreicht wird (Abbildung 41). Die Umgebungstemperatur bei der thermischen Analyse entsprach dabei $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, was der nahezu tiefsten Temperatur des Eiswindkanals und der Eisbildungsumgebungstemperatur entspricht um das Element 2 für den temperaturkritischsten Fall auszulegen. Die Dicke (2 mm) und das Material (Aluminium) des Messtellers entsprechen denen des ersten Sensors. Außerdem wurde ein Wärmestrom von 25 W angelegt.

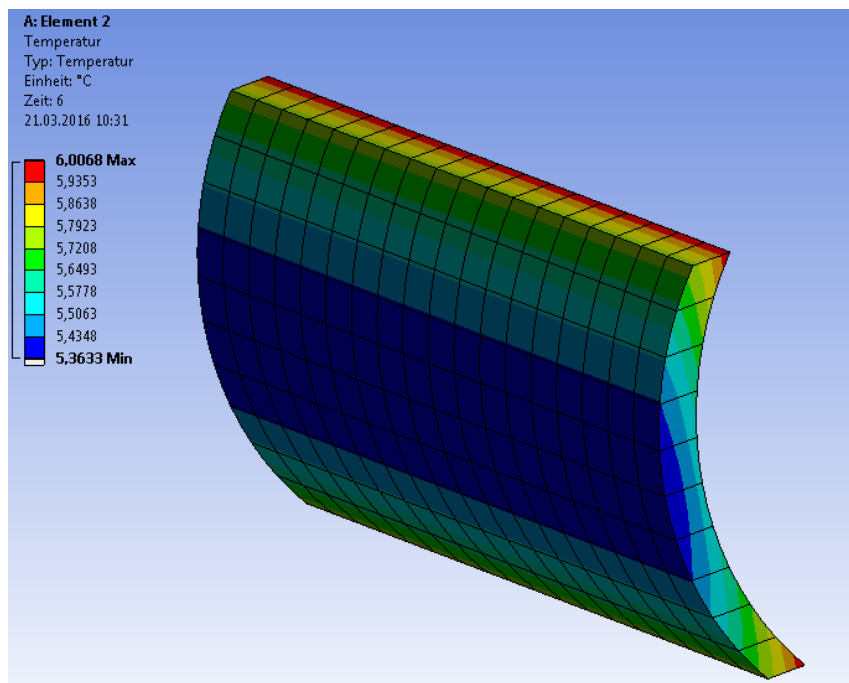


Abbildung 41: Temperaturverlauf im Messteller für das Element 2 nach 6 Sekunden

Alternativ könnte man auch wieder ein Peltier-Element verwenden und den Messteller an die wärmeabführende Seite anbringen. Da die Temperaturdifferenz zwischen Messteller und der Umgebung aber für diesen Auslegungsfall um den Faktor 5 größer ist als bei dem gekühlten Messteller, ist auch die benötigte Wärmeleistung um den Faktor 5 größer (Formel (5.11)). Dadurch ist bei gleichem Wärmewiderstand die Temperaturdifferenz innerhalb des Elementes ebenfalls ca. um den Faktor 5 größer (Abbildung 42) und entsprechend dem Diagramm in Abbildung 10 hat eine Erhöhung der Temperaturdifferenz gravierenden Einfluss auf den Wirkungsgrad des Peltier-Elementes. Dem Analyseergebnis zu Grunde liegend sind ebenfalls ein anliegender Wärmestrom von 25 W und eine Umgebungstemperatur von $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$.

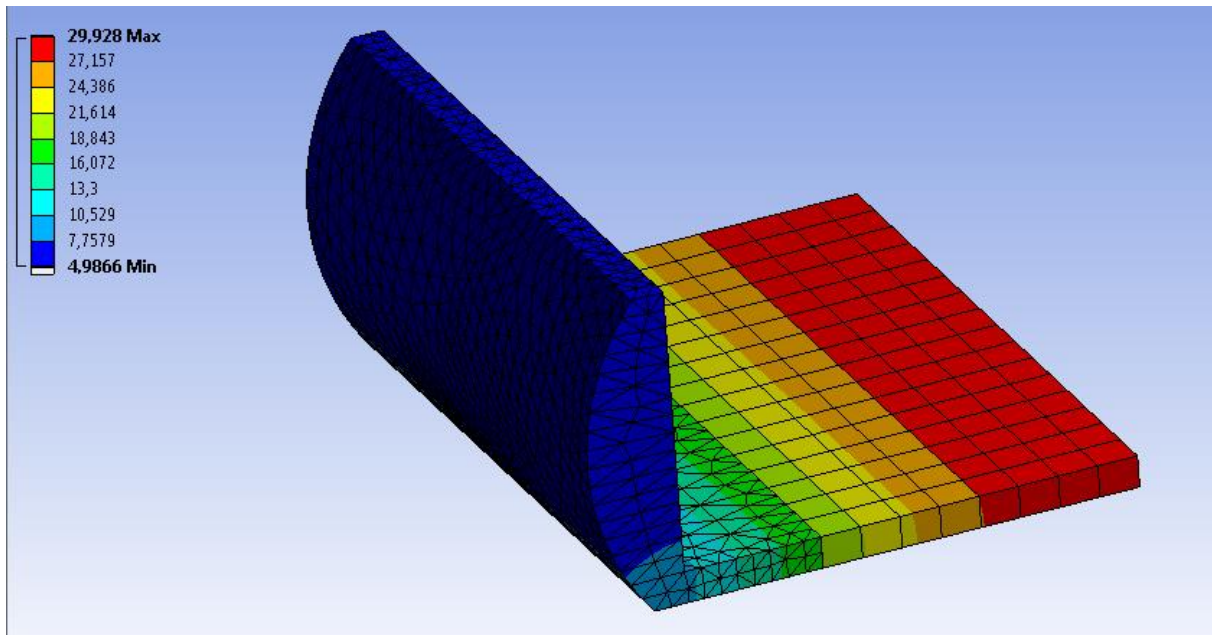


Abbildung 42: Temperaturverlauf im Messteller für das Element 2 bei Verwendung eines Peltier-Elementes nach 26 Sekunden

Um die Temperaturdifferenz innerhalb eines Peltier-Elementes zu verringern kann man mehrere Peltier-Elemente in Serienschaltung platzieren. Durch diesen mehrstufigen Aufbau entstehen jedoch mehr Anschaffungskosten, der Designaufwand wird erhöht und mehr Bauraum wird beansprucht wodurch auch der Vorteil der geringen Höhe des Peltier-Elementes entkräftet wird.

Eine weitere Alternative wäre der Einsatz einer Heizpatrone, die auch von Mindermann (2014) in seiner Untersuchung verwendet wurde. Diese haben den Vorteil der geringen Anschaffungskosten, der großen Auswahlvielfalt und der Möglichkeit eines bereits integrierten Temperatursensors, aber aufgrund der Langzeitprobleme bedingt durch Feuchtigkeit, wurde diese Möglichkeit nicht ausgewählt.

Aus zeitlichen und umfangstechnischen Gründen wurde an dieser Stelle nur die theoretische Auslegung berücksichtigt. Die praktische Auslegung des zweiten Elementes kann in einer weiteren Arbeit detailreicher analysiert werden.

7.7 Systemintegration

Ein sehr wichtiger und nicht zu vernachlässigender Aspekt bei Flugzeugsystemen ist die Integration dieser in das Flugzeug. Um möglichst viele kritische Bereiche des Flugzeugs zu überwachen (vgl. Abbildung 2), werden mehrere Eiserkennungssysteme verwendet. Weil dieses Eiserkennungssystem in eine Geometrie integriert werden kann, ergeben sich vielfältige Einbaumöglichkeiten. Insbesondere kann dieses System, wie in dieser Arbeit gezeigt, in der Flügelvorderkante bündig zur aerodynamischen Oberfläche eingebaut werden. Aber auch in den Höhen- und Seitenleitwerken, sowie den Propellerblättern und der Radarkuppel bzw. Flugzeugnase kann dieses System bei leichter Modifikation eingesetzt werden (Abbildung 43). Bei der Systemintegration sind die Komponenten Eisdetektionssensoren (blau),

Kontroller/RegelEinheiten (grün), EFIS (rot), Datenleitungen (violett) und Versorgungsleitungen (orange) zu berücksichtigen.

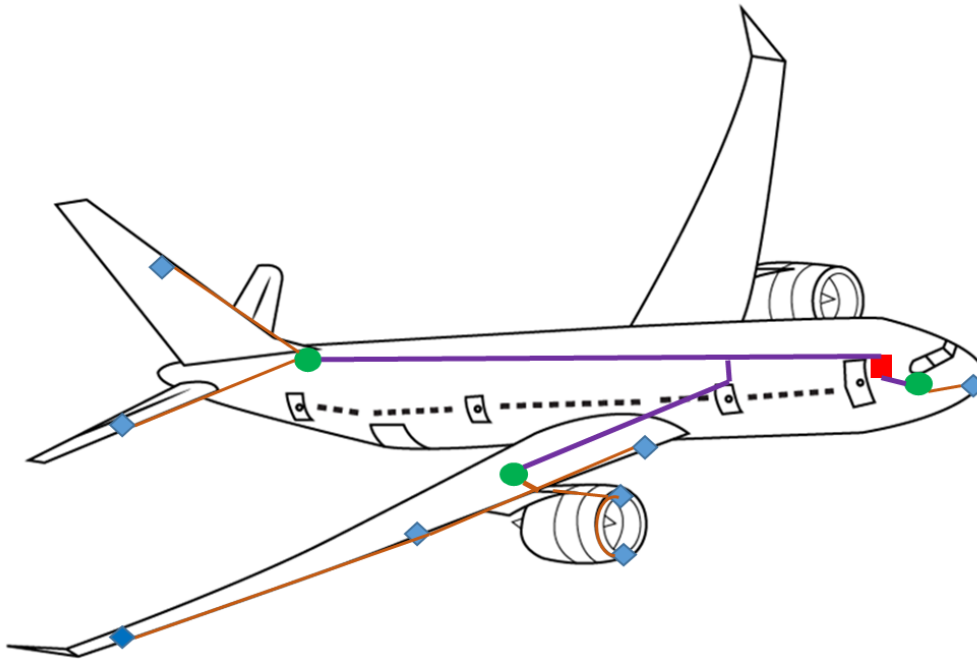


Abbildung 43: Schematische Halbseiten-Darstellung der Systemintegration

Wie bei allen eingebauten Flugzeugsystemen ist bei der Integration dieses Eiserkennungssystems auf Segregation und Redundanz zu achten, um die Wahrscheinlichkeit eines kompletten Systemausfalls zu minimieren. Deswegen ist es essentiell für die Integration des Eiserkennungssystems mehrere einzelne räumlich voneinander getrennte Sensoren zu verwenden. An größeren strömungsexponierten Flächen wie den Tragflügeln sollten mindestens zwei Sensoren (in der Nähe der Flügelwurzel und der Flügelspitze) eingesetzt werden. Um Gewicht und benötigten Bauraum möglichst gering zu halten, werden räumlich zusammenhängende Sensoren, zum Beispiel alle Sensoren eines Flügels, von einem Controller angesteuert, der sich in unmittelbarer Nähe zu diesen befindet. Diese Controller übermitteln ihre Daten anschließend entweder *Wireless* oder mittels Datenleitungen zu dem EFIS (*Electronic Flight Instrument System*) im Cockpit.

8 Erprobung

Im Anschluss an die theoretische Auslegung des Eiserkennungssystems wurde ein Prototyp entsprechend den Auslegungsergebnissen gefertigt. Dieser wurde im Eiswindkanal des IAF in Braunschweig getestet und analysiert. Um tendenziell voraussagen zu können wie sich die Kälteleistung verändert, wurde zunächst über einen theoretischen Ansatz die Veränderung des Wärmestroms ermittelt.

8.1 Theoretischer Ansatz

Für die theoretische Abschätzung der Veränderung des gemessenen Wärmestroms durch einen Eisansatz ist eine Wärmestrombilanzierung am Messteller empfehlenswert.

Die Wärmestrombilanzierung bei der Eisbildung innerhalb eines bestimmten Volumens lässt sich wie folgt ausdrücken:

$$\dot{Q}_{Grenz} = \dot{Q}_{aero} + \dot{Q}_{kin} + \dot{Q}_{lat} + \dot{Q}_{conv} + \dot{Q}_{evap} + \dot{Q}_{sens} \quad (8.1)$$

Dabei ist:

\dot{Q}_{Grenz}	Wärmestrom der gemessen wird
\dot{Q}_{aero}	Wärmestrom durch Luftreibung
\dot{Q}_{kin}	Wärmestrom durch Tropfenkollision
\dot{Q}_{lat}	Wärmestrom durch Erstarrung der Tropfen (latente Wärme)
\dot{Q}_{conv}	Wärmestrom durch Konvektion
\dot{Q}_{evap}	Wärmestrom durch Wasserverdunstung
\dot{Q}_{sens}	Wärmestrom durch den Temperaturunterschied zwischen Oberfläche und Tropfen

Tabelle 2: Wärmestromanteile bei der Eisbildung am Flügel

(Masiulaniec & Wright, 1994)

In Abbildung 44 ist die Wärmestrombilanzierung am Messteller dargestellt. Der Eisansatz ist hell-blau dargestellt und die orange-gestrichelte Linie beschreibt das Kontrollvolumen. Vernachlässigt wird dabei der aus dem Kontrollvolumen austretende Massen- bzw. Wärmestrom des Run-Back-Ice und der Wärmestrom bedingt durch Strahlung. Außerdem wird der Wärmestrom, der an die Isolierung abgegeben wird ebenfalls vernachlässigt, d.h. die Oberfläche des Messtellers, die nicht der Strömung ausgesetzt ist, wird als adiabatisch angenommen.

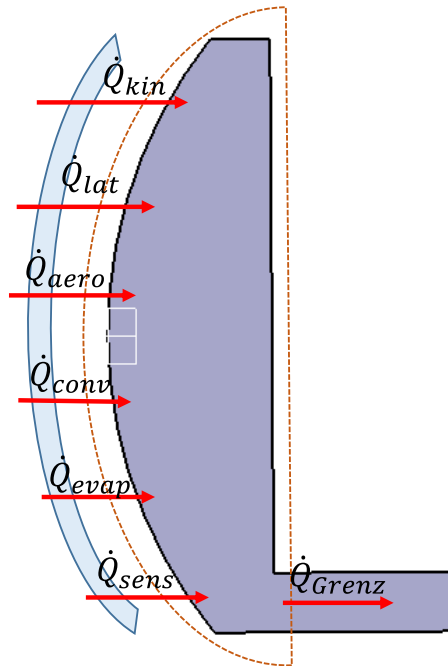


Abbildung 44: Wärmestrombilanzierung am Messteller bei Eisbildung

Da zur Bestimmung des Eisansatzes eine Veränderung der Kälteleistung gemessen wird, sind bei der Berechnung nur die Wärmestromanteile relevant, die durch die Eisbildung hinzukommen. Da bereits ohne die Tropfen und den bildenden Eisansatz die Wärmestromanteile durch Konvektion (\dot{Q}_{conv}) und Reibung (\dot{Q}_{aero}) bestehen, werden diese bei der Berechnung der Veränderung der Kälteleistung nicht berücksichtigt. Eine Veränderung der Umströmungsverhältnisse durch den Eisansatz wird dabei vernachlässigt.

Bei den Formeln zur Berechnung der einzelnen Wärmeströme wurden viele weitere Vereinfachungen getroffen. Es wird davon ausgegangen, dass die Wärmeströme für den Moment der ersten Eisbildung gelten. Das bedeutet, dass keine Isolationswirkung oder Oberflächenvergrößerung durch den Eisansatz vorherrschen.

Formel	Errechneter Wert
$\dot{Q}_{aero} = A \cdot \alpha \cdot r_c \cdot \frac{V^2}{2 \cdot c_p} \cdot \varphi_w$	-
$\dot{Q}_{kin} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_{w2} \cdot V^2 \cdot \varphi_w$	$8,78 \cdot 10^{-3} W$
$\dot{Q}_{lat} = -\dot{m}_{w2} \cdot h_{erst.} \cdot \varphi_w$	$3,66 W$
$\dot{Q}_{conv} = -\alpha \cdot A \cdot (T_{Luft} - T_{Sensor}) \cdot \varphi_w$	-
$\dot{Q}_{evap} = -\alpha \cdot A \cdot \left(\frac{Pr}{Sc}\right)^{0,63} \cdot \frac{\epsilon \cdot h_{subl.}}{P \cdot c_p} \cdot [e(T_{Luft}) - e(T_{Sensor})] \cdot \varphi_w$	$-0,173 W$
$\dot{Q}_{sens} = -\dot{m}_{w2} \cdot c_w \cdot (T_{Sensor} - T_{Tropfen}) \cdot \varphi_w$	$0,138 W$
\dot{Q}_{Grenz}	$3,63 W$

Tabelle 3: Berechnung der einzelnen Wärmeströme

(Szilder, et al., 1986)

Der durch den zusätzlich an der Flügelvorderkante entstandenen Eisansatz bedingte resultierende Wärmestrom beträgt somit in erster Näherung 3,63 W.

Dabei ist:

- \dot{m}_{w2} der Wassermassenstrom, der tatsächlich auf den Sensor trifft
- \dot{m}_{wges} der gesamte Wassermassenstrom
- φ_w der Anteil des Wärmestroms, der in den Messteller fließt
- α ist der Wärmeübergangskoeffizient im Staupunkt ($s = 0$) entsprechend der Formel (7.1)
- ϵ das Verhältnis der Molaren Massen von Wasserdampf und trockener Luft.
- e der Sättigungsdruck des Wasserdampfs bei der jeweiligen Temperatur (Lowe, 1977)
- $h_{erst.}$ die Erstarrungsenthalpie
- $h_{subl.}$ die Sublimationsenthalpie
- r_c der lokale *recovery factor* für einen Zylinder ($r_c = 0,75 + 0,25 \cdot \cos(2 \cdot \theta)$)
mit θ als Winkel des Elementes zur Anströmungsrichtung
- und Sc die Schmidt-Zahl

Der Berechnung wurden folgende Werte zu Grunde gelegt:

Geometrische Kennwerte:	$A = 8 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$	
Thermische Kennwerte:	$T_{Luft} = 268,15 \text{ K}$	$T_{Sensor} = 263,15 \text{ K}$
	$T_{Tropfen} = 266,15 \text{ K}$	$\alpha = 249 \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \cdot \text{K}}$
Dimensionslose Werte:	$Pr = 0,656$	$Sc = 0,583$
Sonstige Werte:	$V = 40 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$E_m = 0,35$
	$\dot{m}_{wges} = 6,4 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s}}$	$\dot{m}_{w2} = 2,24 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
	$h_{erst.} = -333,4 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$	$h_{subl.} = 2833,4 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$
	$\rho(-5^\circ\text{C}) = 1,316 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	$D_w = 2,230 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}$
	$\epsilon = 0,622$	$\varphi_w = 0,49$
	$e(T_{Luft}) = 2,862 \cdot 10^{-3} \text{ bar}$	$e(T_{Sensor}) = 1,9118 \cdot 10^{-3} \text{ bar}$
	$LWC = 2 \frac{\text{g}}{\text{m}^3}$	

Tabelle 4: Vorgegebene Randbedingungen für den theoretischen Ansatz

Der Wassermassenstrom \dot{m}_{wges} wurde mit der Strömungsgeschwindigkeit, dem mittleren Wassergehalt und der projizierten Sensorfläche berechnet und umfasst alle Tröpfchen, die in dem Strömungsfeld weit vor dem Flügel durch einen gedachten Strömungskanal mit einer der projizierten Fläche des Sensors entsprechenden Querschnittsfläche, pro Sekunde strömen. Formelmäßig ausgedrückt ergibt das $\dot{m}_{wges} = LWC \cdot \dot{V}$ mit $\dot{V} = A \cdot V$. Um den tatsächlichen Wassermassenstrom \dot{m}_{w2} ermitteln zu können, der auf den Sensor trifft, muss berücksichtigt werden, dass ein prozentualer Anteil von \dot{m}_{wges} entlang der Strömungslinien um das Profil abgeleitet wird (Abbildung 45).

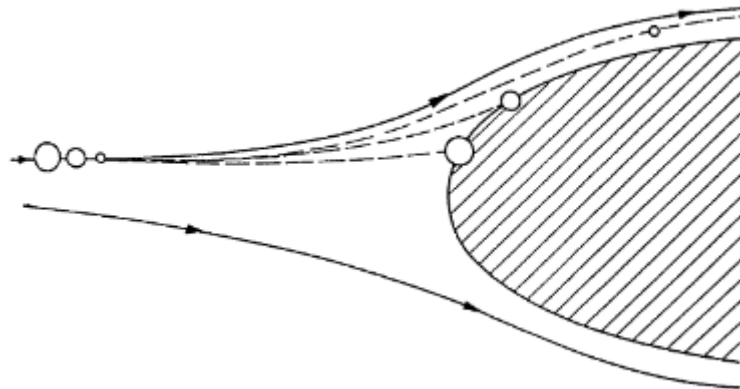


Abbildung 45: Schematische Darstellung der Water Catch Efficiency (Meier & Scholz, 2010)

Dieses Verhalten wird bei der sogenannten *Water Catch Efficiency* E_m berücksichtigt. Dieser Koeffizient berücksichtigt die Fluggeschwindigkeit, die Tröpfchengröße, die Flügeldicke und -form, sowie die Eigenschaften der Luft. (Meier & Scholz, 2010)

Berechnet werden kann der Koeffizient mit der vereinfachten Formel

$$E_m = 0,00324 \cdot \left(\frac{V}{t_F}\right)^{0,613} \quad (8.2)$$

Die Formel gilt für Profile mit einer relativen Dicke von 6 – 16 %, einem mittleren effektivem Tropfendurchmesser von 20 μm und einer Flughöhe von 10000ft, wobei andere Flughöhen nur einen geringen relativen Fehler aufweisen. (Rossow, et al., 2014)

Bei Tropfen mit einem kleinen Durchmesser überwiegen die aerodynamischen Kräfte, die proportional zu der 2. Potenz des Tropfenradius sind, den Trägheitskräften, welche Volumenkräfte sind und somit einer Proportionalität zur 3. Potenz des Tropfenradius entsprechen. Daher werden kleinere Tropfen eher entsprechend den Strömungslinien um das Profil geleitet. (Zocca, et al., 2015)

Da der mittlere Tropfendurchmesser im Windkanal jedoch bei ca. 50 μm liegt, wird der Koeffizient wesentlich größer sein. Nach der TÜV Rheinland GmbH (1980) liegt die Water Catch Efficiency bei einer Fluggeschwindigkeit von 90,0 m/s, einer maximalen Profildicke von 15 cm und einer Tröpfchengröße von 50 μm bei ca. 50 %. Näherungsweise kann man diesen Wert entsprechend den Geschwindigkeits- und Profildickenverhältnissen, sowie dem Zusammenhang dieser Größen nach der Formel (8.2) ohne den Vorfaktor anpassen. Die relative Dicke des NACA-0012-Profils beträgt 12 %. Daraus errechnet sich eine Water Catch Efficiency von $E_m = 0,35$.

Der Wassergehalt von $2 \frac{\text{g}}{\text{m}^3}$, der der Rechnung zu Grunde liegt, ist ein gemittelter Wert des Wassergehalts innerhalb des Konzentrationsgebiets der Einspritzdüsen im Eiswindkanal beim Eintritt in das Messvolumen bezogen auf die Fläche des Sensors. Innerhalb des Konzentrationsgebiets entspricht die Tropfenintensität einer stochastischen Verteilung mit dem Maximum in der Mitte, ähnlich einer Gaußverteilung (Abbildung 46). Bei der Untersuchung der Tropfenintensität im Konzentrationsgebiet entsprach die Tropfengrößenverteilung ebenfalls einer Gaußverteilung.

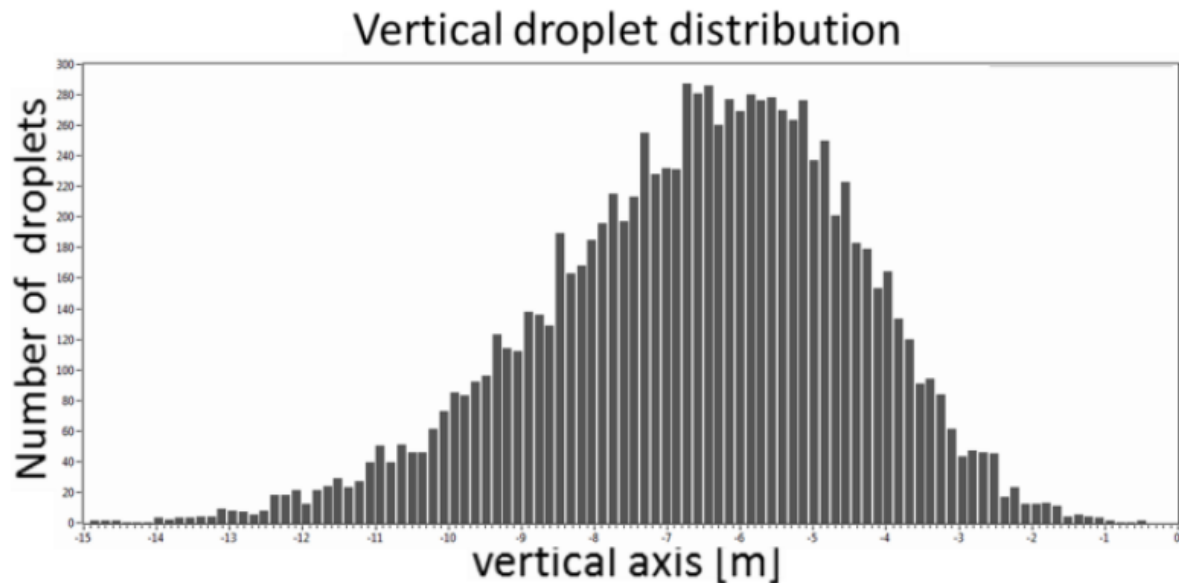


Abbildung 46: Vertikale Tropfenverteilung im Eiswindkanal des IAF am Anfang des Messgebiets bei gemischter Tropfengröße (Mendig, 2015)

Um das Verhältnis der einzelnen Wärmeströme, welche über die Systemgrenze in den Messteller fließen und nicht an die Umgebungsluft abgegeben werden zu den Gesamtwärmeströmen ermitteln zu können, kann man vereinfacht lokal die Wärmeleitfähigkeiten vergleichen. Die Wärmeleitfähigkeit von Aluminium beträgt $\lambda_{Alu} = 236 \frac{W}{K \cdot m}$ und bei einer erzwungenen Konvektion gilt $\alpha \cdot l = Nu \cdot \lambda_{Luft}$ gemäß Formel (5.13). Mit einer Nußelt-Zahl von $Nu = 9504$, entsprechend der Formel (7.1) ergibt sich ein Wert für $\alpha \cdot l = 249 \frac{W}{m \cdot K}$. Daraus berechnet sich ein Wärmestromanteil von 49 % an den Messteller.

Der für die Schmidt-Zahl zu Grunde liegende Diffusionskoeffizient D_w von Wasserdampf in Luft wurde über die folgende Formel angenähert (Zilch, et al., 2013):

$$D_w = 0,083 \cdot \frac{p_0}{p} \cdot \left(\frac{T_{Luft}}{T_0} \right)^{1,81} \quad \text{in } \frac{m^2}{h} \quad (8.3)$$

Der Umgebungsdruck entspricht dem atmosphärischen Luftdruck der Normatmosphäre (101325 Pa).

Die Tropfentemperatur ist etwas geringer als die Umgebungstemperatur, da durch die Evaporation des Tropfens an der Grenzschicht zur Luft dem Tropfen zusätzlich Wärme entzogen wird.

8.2 Test im Eiswindkanal

Für die Untersuchungen im Eiswindkanal mussten zunächst alle relevanten Teile des Eiserkennungssystems besorgt und gefertigt werden. Inwieweit der vereinfachte theoretische Ansatz mit der Praxisuntersuchung übereinstimmt, soll untersucht werden.

8.2.1 Der Enteisungsprüfstand

Der für die Versuche verwendete Enteisungsprüfstand besteht aus einem Windkanal, welcher sich innerhalb einer Tiefkühlkammer befindet.

Die Tiefkühlkammer verfügt über eine maximale Kälteleistung von 24 kW bei den Innenraumabmaßen von $8\text{ m} \times 3\text{ m} \times 3\text{ m}$. Verwendet wird dabei eine Dampf-Kältemaschine mit einem Hubkolbenverdichter, dessen Prinzip zuvor erläutert wurde. Dabei können Temperaturen von 0 °C bis zu -25 °C erreicht werden. Die Abkühlrate beträgt bei ausgeschaltetem Windkanal in etwa 1 °C pro 45 Sekunden.

Der Windkanal kann eine Strömungsgeschwindigkeit von 40 m/s erreichen bei einem Turbulenzgrad von kleiner als $0,5\%$. Angetrieben wird dieser von einem 15 kW Elektromotor. Der Windkanal mit den Komponenten Beruhigungskammer (A), Einspritzdüsen-Modul (B), Düse (C), Messstrecke (D), Diffusor (E) und Gebläse (F) ist in Abbildung 47 genauer dargestellt. Das Abmaß der für Messungen zur Verfügung stehende Messstrecke ist $0,8\text{ m} \times 1,38\text{ m} \times 0,3\text{ m}$.



Abbildung 47: Schematische Darstellung des Windkanals

Zudem sind zahlreiche Sensorik- und Messtechnikelemente im Enteisungsprüfstand integriert. Dazu zählen unter anderem Videokameras zur Bildverarbeitung, die so angebracht sind, dass das Profil von der Seite aus überwacht werden kann, ein Hitzdrahtanemometer zur Überwachung der Strömungsgeschwindigkeit und Temperatursensoren (Thermoelemente und Pt-100 Temperaturfühler). Außerdem sind Drucksensoren, ein Hygrometer und Beschleunigungssensoren verbaut.

Um das Profil im Eiswindkanal zu befestigen sind zwei M12 Gewindestangen am Windkanal befestigt, sodass das Profil stabil im Luftstrom eingebaut werden kann. Deren jeweilige Lage bzw. deren Abstand zueinander konnte man durch Verwendung anderer Bohrungen variieren.

Um eine Eisbildung realisieren zu können, sind zwei Wassereinspritzdüsen in dem Windkanal verbaut. Diese befinden sich hinter der abnehmbaren Beruhigungskammer in dem Einspritzdüsen-Modul und sind vertikal relativ mittig und horizontal bei ca. $\frac{1}{4}$ bzw. $\frac{3}{4}$ der Breite des Windkanals angebracht. Verwendet wird destilliertes Wasser um Unreinheiten zu minimieren und über der Drehzahl der Pumpe und den Druck ist der Volumenstrom des Wassers einstellbar. Wenn die Beruhigungskammer vorgeschaltet ist, entstehen zwei konzentrierte Bereiche in der Messstrecke hinter den Einspritzdüsen mit einem hohen mittleren

Wassergehalt von ca. $2 \frac{g}{m^3}$, wohingegen bei Abzug der Beruhigungskammer aufgrund des höheren Turbulenzgrades die Tröpfchen deutlich mehr verwirbelt werden, wodurch der mittlere Wassergehalt auf einen Wert von ungefähr $0,126 \frac{g}{m^3}$ reduziert wird.

8.2.2 Einbau und Programmierung

Für die grundlegenden Untersuchungen wurde der Prototyp mittig in die Messstrecke eingebaut (Abbildung 48 oben). Bevor der fertige Prototyp eingebaut wurde, wurden zunächst alle einzelnen Komponenten funktionsgerecht zusammengesetzt und in die Flügelvorderkante eingesetzt. Anschließend wurden einfache Tests durchgeführt um die Funktionsfähigkeit des Systems zu überprüfen. Um ein Eindringen von Wasser bei späteren Untersuchungen zu verhindern, wurde für die eine Seite des Prototypen noch eine Kappe gefertigt, da sich dieser Bereich bei den Messungen im Konzentrationsgebiet der zweiten Einspritzdüse befindet, und alle Verbindungsstellen zusätzlich noch mit Klebeband abgedichtet.

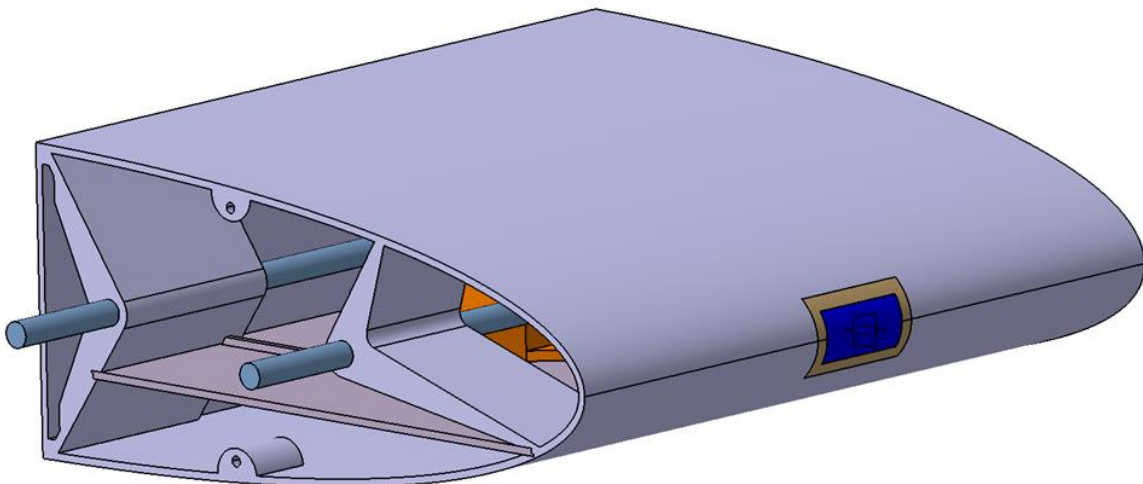


Abbildung 48: Einbau des Prototypen in die Messstrecke des Windkanals (oben) sowie Darstellung des vorangegangenen CAD-Modells (unten)

Die verwendeten Produkte, die Fertigung der Teile sowie der Zusammenbau sind im Anhang unter Produkte, Fertigung bzw. Zusammenbau genauer beschrieben.

Angesteuert wurde der TEC-Controller mit der Software LabView. Das Projekt bzw. das VI (*Virtual Instrument*) zur Ansteuerung des TEC-Controllers war bereits vorhanden, jedoch musste das VI des Windkanals mit der des TEC-Controllers verknüpft werden. Dazu wurden Umgebungsvariablen verwendet um die relevanten zusätzlichen Messwerte wie die Strömungsgeschwindigkeit und die Umgebungstemperatur zu übergeben. Zudem wurde in die Hauptschleife des Programms ein Teil implementiert, welches von der aktuellen Umgebungstemperatur 5 K subtrahiert und diese als neue Solltemperatur vorgibt, sodass eine konstante Temperaturdifferenz von 5 K erzielt wird. Wie sich noch zeigen wird, war diese Einstellung jedoch nur schwer umzusetzen.

In einer weiteren Schleife wurde festgelegt, dass alle Werte sekundlich gespeichert und in ein Text-Dokument geschrieben werden.

Es sei darauf hingewiesen, dass auf eine Regelung der Lüfterdrehzahl für die wärmeabführende Seite aus zeitlichen Gründen verzichtet wurde.

Nach dem Einbau im Windkanal, sowie der Programmierung der Software konnten die eigentlichen Messungen durchgeführt werden.

8.2.3 Grundlegende Untersuchungen des Windkanals und Sensors

Um eine Veränderung der Kälteleistung bzw. der elektrischen Leistung bedingt durch einen Eisansatz klar identifizieren zu können, ist es notwendig das Verhalten des Windkanals und Sensors zu verstehen.

Zunächst sollte das Verhalten des Sensors genauer analysiert werden. Wichtige Analyseparameter sind dabei das Einschwingverhalten und die Auswirkungen einer schlagartig veränderten Strömungsgeschwindigkeit, sowie die Genauigkeit die Solltemperatur der Umgebungstemperatur nachzuführen.

In Abbildung 49 sind die Ergebnisse zur Untersuchung des Einschwingverhaltens sowie der Auswirkung einer Strömungsgeschwindigkeitsänderung dargestellt. Die Temperaturverläufe (oben), die Strömungsgeschwindigkeit (mitte) sowie der Stromstärke- und Spannungsverlauf (unten) sind grafisch abgebildet. Verwendet wurde dabei ein PI-Regler, dessen Parameter im Anhang unter Reglerparameter entnommen werden können. Die Umgebungstemperatur während des Einschwingvorgangs betrug gemittelt etwa 24,0 °C. Nach dem Einschalten des Controllers und einer vorgegebenen Solltemperatur von 19 °C, was in etwa einer Temperaturdifferenz von 5 K entspricht, ist die Messtellertemperatur mit einer zeitlichen Verzögerung von ca. 4 Sekunden schnell gesunken (Abbildung 49 oben). Die Messtellertemperatur fällt bis zu einem Wert von 17,61 °C und nähert sich im Folgenden stets der Solltemperatur entsprechend einer dämpfungsbehafteten Schwingung an. Dieses Verhalten wird als periodische oder schwingungsfähige Bewegung bezeichnet. Nach ca. 170 Sekunden liegt die Messtellertemperatur stets in dem Bereich der Solltemperatur +/- 0,1 K.

Die vom TEC-Controller ausgegebene bzw. vom Peltier-Element aufgenommene elektrische Leistung kann durch den Stromstärken- bzw. Spannungsverlauf in Abbildung 49 unten ausgedrückt werden. Ein enger Zusammenhang zwischen diesen Verläufen und dem Messtellertemperaturverlauf sind unter Berücksichtigung der Zeitverzögerung durch die Wärmeleitung und des Reglers festzustellen. So ist kurz nach dem Zeitpunkt der maximalen Stromstärke bzw. Spannung der größte Temperaturgradient vorzufinden. Außerdem ist zu erkennen, dass der Stromstärken- und Spannungsverlauf nahezu identisch verlaufen mit einer fast konstanten prozentualen Differenz, entsprechend in etwa dem Verhältnis der maximalen

Erprobung

angegebenen Stromstärke (6,0 A) zur maximalen angegebenen Spannung (8,4 V) des TEC-Controllers zueinander.

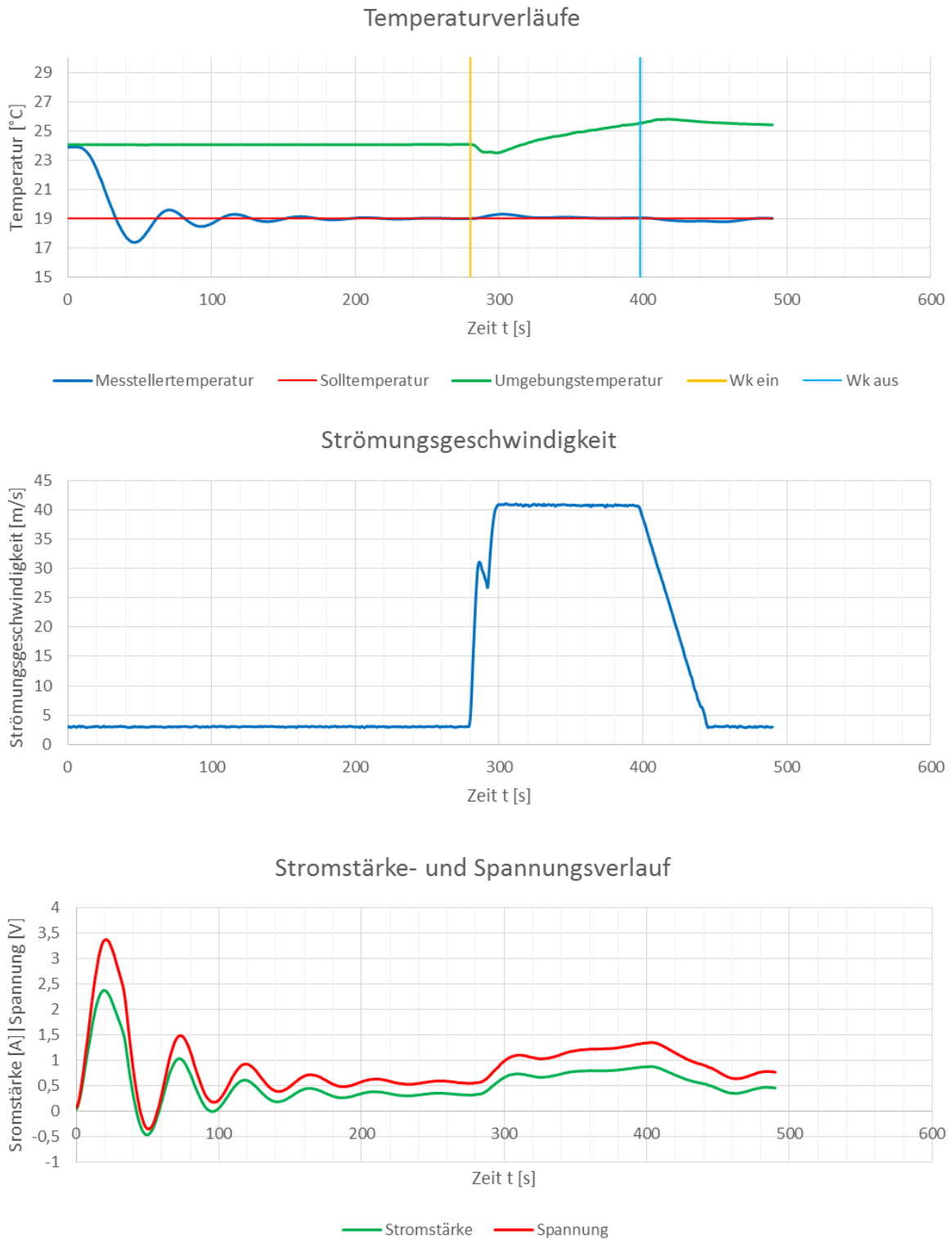


Abbildung 49: Ergebnisdarstellung des Einschwingverhaltens und der Auswirkung einer Strömungsänderung

Bei einer Zeit von 280 Sekunden wurde der Windkanal eingeschaltet und die Strömungsgeschwindigkeit stieg innerhalb von 18 Sekunden auf einen gemittelten Wert von

40,76 m/s (Abbildung 49 mitte). Durch die Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit erhöht sich gleichzeitig auch der Wärmeübergangskoeffizient α aufgrund des Übergangs von freier zu erzwungener Konvektion. Weil die Umgebungstemperatur größer ist als die Messtellertemperatur, wird mehr Wärme an diesen abgegeben, sodass eine Temperaturerhöhung von ca. 0,29 K erkennbar ist. Infolgedessen ist in etwa eine Verdopplung der Stromstärke und der Spannung, d.h. eine Vervierfachung der elektrischen Leistung festzustellen, um die Solltemperatur zu erreichen. Ein analoges entgegengesätzliches Verhalten ist beim Ausschalten des Windkanals zu erkennen.

Zudem ist während des Betriebs des Windkanals eine Zunahme der Umgebungstemperatur zu registrieren. Die Erwärmung des Windkanals ist bedingt durch den Antrieb. Wie zuvor beschrieben wird zur Erzeugung der notwendigen Strömungsgeschwindigkeit ein 15 kW starker Elektromotor verwendet, welcher zu einem gewissen Anteil Abwärme produziert und somit die Umgebungstemperatur in der Tiefkühlkammer bei nicht eingeschalteter Kältemaschine erhöht (Abbildung 50).

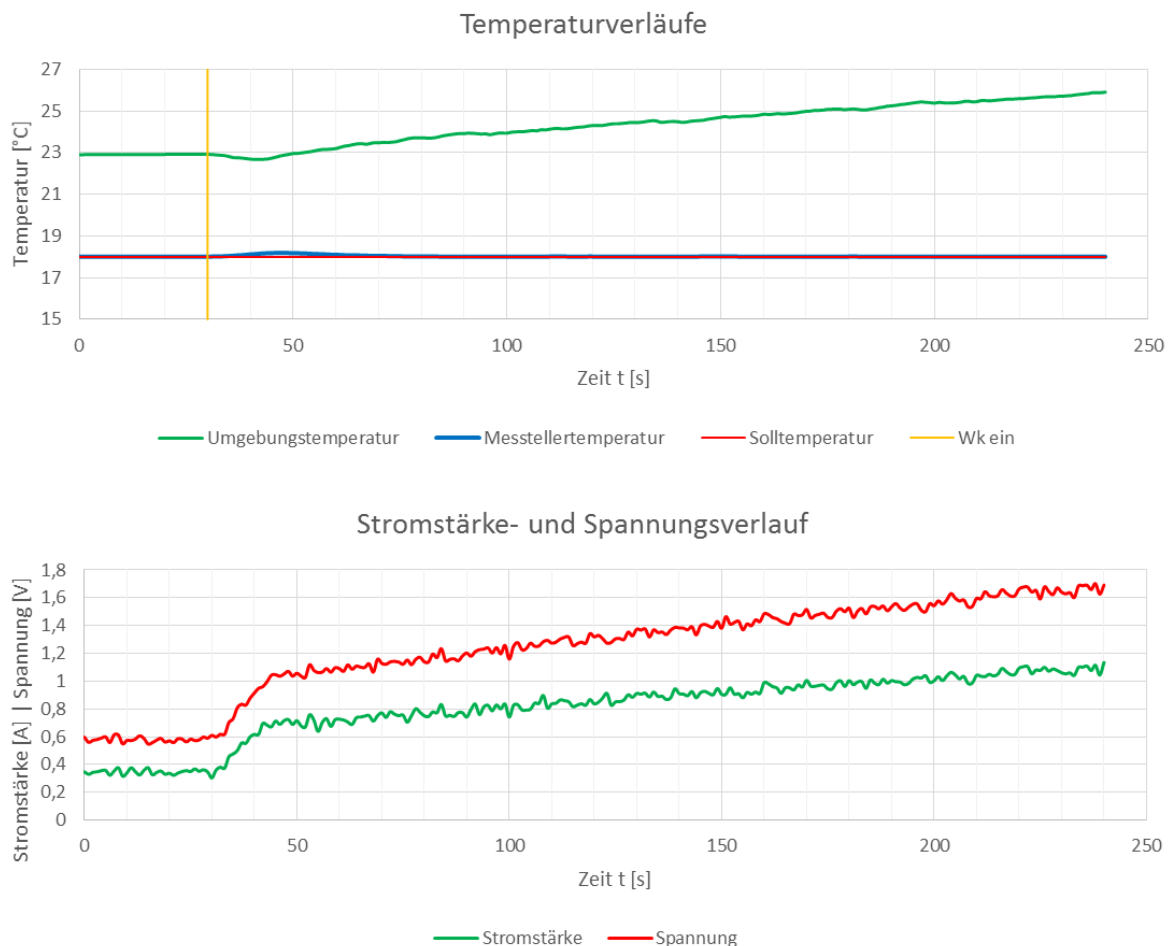


Abbildung 50: Grafische Darstellung der Ergebnisse zur Erwärmung des Windkanals

Um das Einschwinghalten noch zu verbessern wurden die Reglerparameter angepasst. Dazu wurde das in der Software des Controllers vorhandene Auto-Tuning Tool verwendet. Daraus ergaben sich Werte für einen PID-Regler, die ebenfalls dem Anhang entnommen werden können. In Abbildung 51 ist das Einschwingverhalten grafisch dargestellt bei einer mittleren Strömungsgeschwindigkeit von 37,79 m/s. Das Einschwingverhalten unterscheidet sich grundsätzlich von dem des PI-Reglers. Nachdem die Messtellertemperatur die Solltemperatur

Erprobung

unterschritten hat, nähert sich diese der Solltemperatur asymptotisch an. Dies wird als aperiodische oder nicht schwingungsfähige Bewegung beschrieben. Innerhalb von 62 Sekunden ist der Unterschied zwischen der Messtellertemperatur und der Solltemperatur kleiner als 0,1 K. Das verdeutlicht, dass der PID-Regler mit den eingestellten Parametern grundsätzlich schneller ist als der PI-Regler, weshalb für die eigentliche Messung der Erstarrungswärme bedingt durch einen Eisansatz die Parameter des PID-Reglers verwendet wurden.

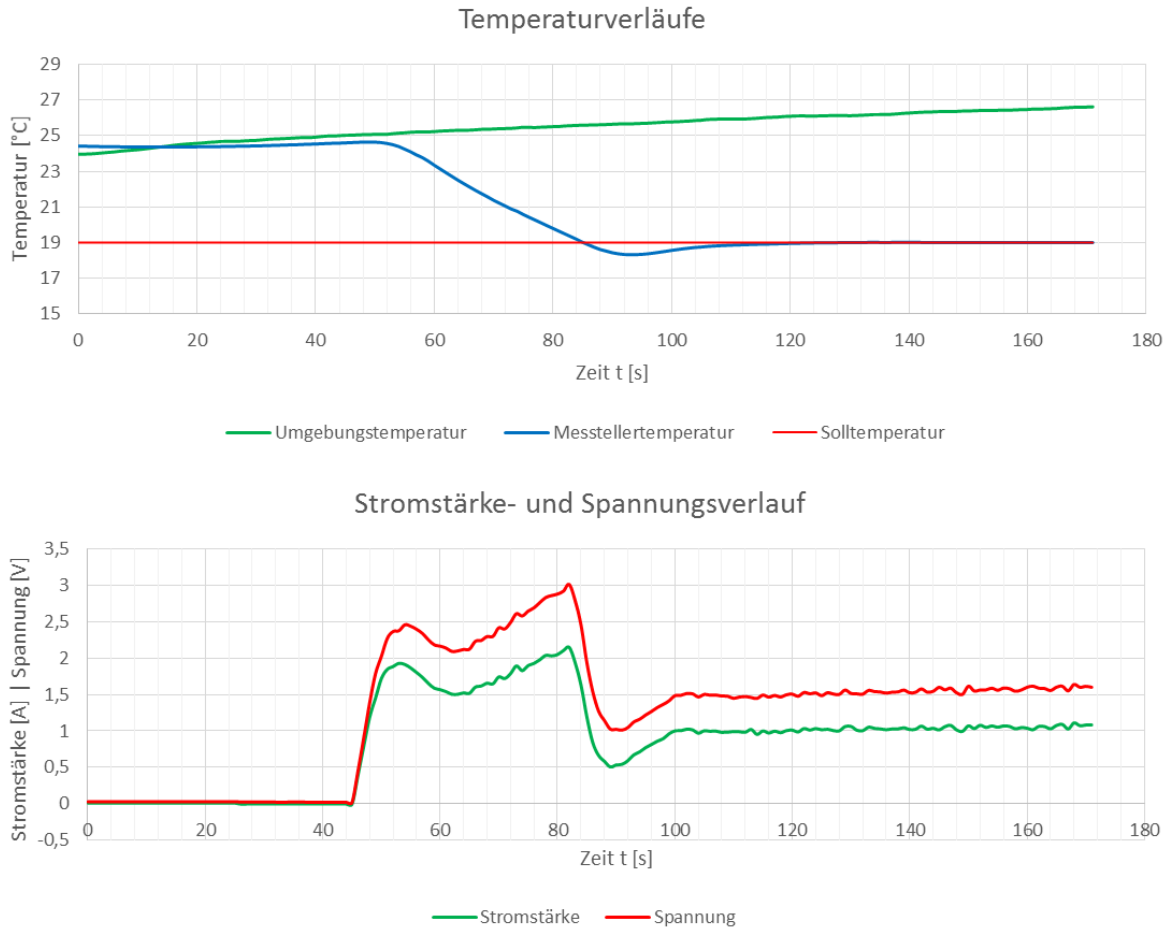


Abbildung 51: Einschwingverhalten des PID-Reglers

Außerdem wurde analysiert, inwieweit es möglich ist den Grundgedanken umzusetzen und die Solltemperatur der Umgebungstemperatur mit einer konstanten Differenz von 5 K nachzuführen. Der dazugehörige Regelkreis ist in Abbildung 52 dargestellt.

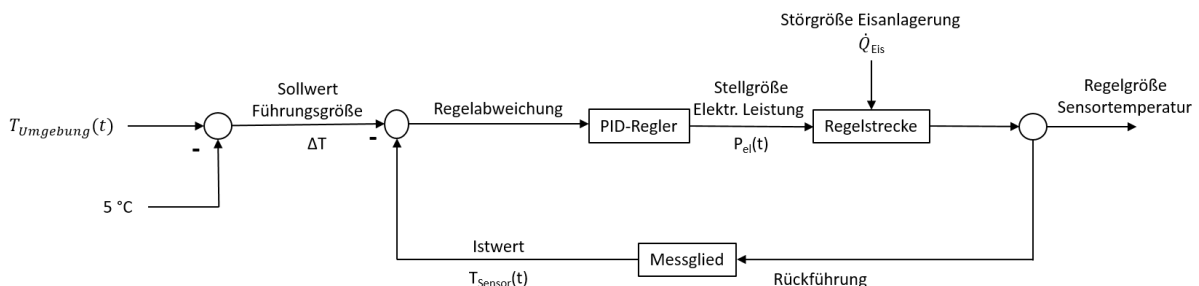


Abbildung 52: Blockschaftbild des Regelkreises zur Nachführung der Solltemperatur

Dazu wurde die Solltemperatur des Windkanals auf -5 °C eingestellt und zunächst eine konstante Solltemperatur des Messtellers von -10 °C vorgegeben. In Abbildung 53 ist der Temperatur- sowie der Spannungs- und Stromstärkeverlauf dargestellt. Nach 600 Sekunden wurde der Windkanal angeschaltet und eine mittlere Strömungsgeschwindigkeit von $43,26\text{ m/s}$ stellte sich ein. Aufgrund der sehr leistungsfähigen Kältemaschine und der zuvor beschriebenen Abwärme des Elektromotors des Windkanals sowie dem Regelkreis (Zweipunktregler) des Windkanals, ergab sich eine Schwingung der Umgebungstemperatur mit einem Offset in etwa entsprechend der Solltemperatur von -5 °C und einer Amplitude von ca. 1 K . Erkennbar ist diese Schwingung besonders gut ab einer Zeit von ca. 800 Sekunden. Des Weiteren ist anzumerken, dass ein noch ungeklärter Fehler in der Kältemaschine das typische Zweipunktregler-Verhalten verhindert hat und somit die Messungen teilweise erschwert wurden.

Bei einer Zeit von 787 Sekunden wurde die konstante Solltemperaturvorgabe des Messtellers durch eine konstante Temperaturdifferenzvorgabe zur Umgebungstemperatur von 5 K ersetzt (Abbildung 53 oben). Die Aktualisierungsrate betrug dabei 5 Sekunden. Während bei der konstanten Solltemperaturvorgabe des Messtellers die Messtellertemperatur unabhängig von der Umgebungstemperaturschwankung relativ konstant gehalten wird und die Stromstärke bzw. die Spannung sich relativ kontinuierlich und stetig ändern, kann die Messtellertemperatur der, der sich entsprechend der Umgebungstemperatur ändernden, Solltemperatur nicht folgen. Vor allem wenn die Schwingung der Umgebungstemperatur einsetzt (ab ca. 850 Sekunden), weicht die Messtellertemperatur sehr stark von der Solltemperatur ab. Die Verläufe der Stromstärke und Spannung sind nicht mehr stetig und weisen große Sprünge auf. Erklärbar ist dieses Verhalten durch die Reglereigenschaften des TEC-Controllers. Die Regelgrößen werden entsprechend dem Temperaturgradienten stetig angepasst und bei neuer Solltemperatureingabe – sowohl manuell als auch automatisch – zurückgesetzt. Dadurch entstehen große Stromstärke- und Spannungunstetigkeiten mit einer Frequenz entsprechend der Aktualisierungsrate, sodass eine Nachführung der Solltemperatur nicht möglich ist. Durch eine Vergrößerung der Aktualisierungsrate könnte das Nachführverhalten der Messtellertemperatur verbessert werden, jedoch verschlechtert sich gleichzeitig das Nachführverhalten der Solltemperatur zur Umgebungstemperatur. Das bedeutet, dass die Genauigkeit der geforderten konstanten Temperaturdifferenz zwischen der Solltemperatur des Messtellers und der Umgebungstemperatur verringert wird.

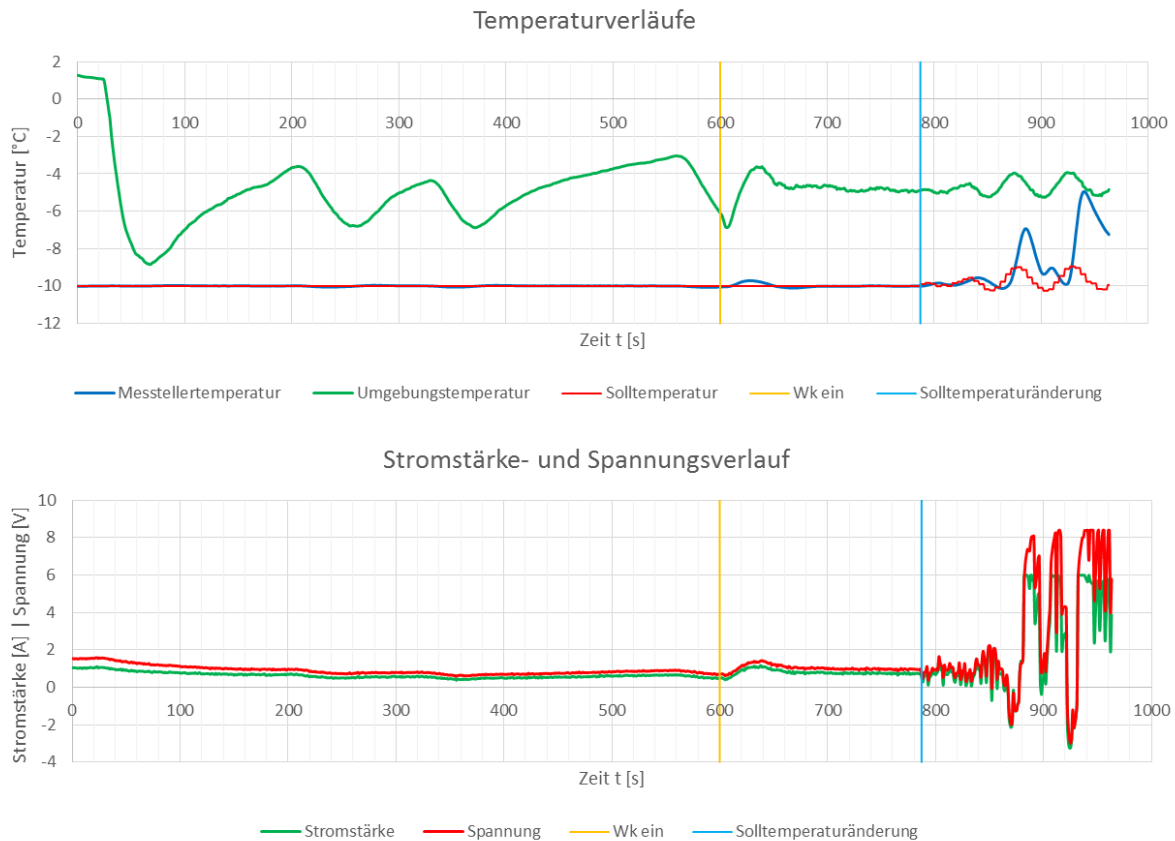


Abbildung 53: Grafische Darstellung der Ergebnisse der Umgebungstemperaturnachführung der Solltemperatur

Daher wurde für die Messung der Erstarrungswärme eine konstante Solltemperatur vorgeben und die Umgebungstemperatur über den jeweiligen Zeitraum gemittelt um eine definierte Temperaturdifferenz zu erhalten. Für alle weiteren Messungen wurde der Prototyp so in den Windkanal eingebaut, dass die Mitte des Messtellers ungefähr einen Abstand von 11,25 cm zur Messstreckenwand besitzt, was einem Viertel der Messstreckenbreite entspricht. Im Anhang ist die Positionierung des Prototypen genauer dargestellt (Abbildung 60).

8.2.4 Messung der Erstarrungswärme bei konstanter Solltemperatur

Für die Messung der Erstarrungswärme bei konstanter Solltemperatur wurde die Solltemperatur des Windkanals wie zuvor auf -5 °C und die des Messtellers auf -10 °C eingestellt. Bei diesem Test wurde die Beruhigungskammer vor dem Einspritzdüsen-Modul angebracht. Der Drucksensor zur Bestimmung des Volumenstroms des Wassers war jedoch defekt und gab auch bei ausgeschalteter Pumpe Werte in der Größenordnung von mehreren bar aus. Deshalb konnte nicht genau bestimmt werden, wie hoch der LWC bei den Tests war. Die elektrische Steuerspannung der Pumpe wurde auf empirischen Daten basierend auf $3,1\text{ V}$ eingestellt um einen hohen Wassergehalt in der Messstrecke in den beiden Konzentrationsbereichen zu erzielen. Die mittlere Strömungsgeschwindigkeit bei der Messung betrug $43,2\text{ m/s}$.

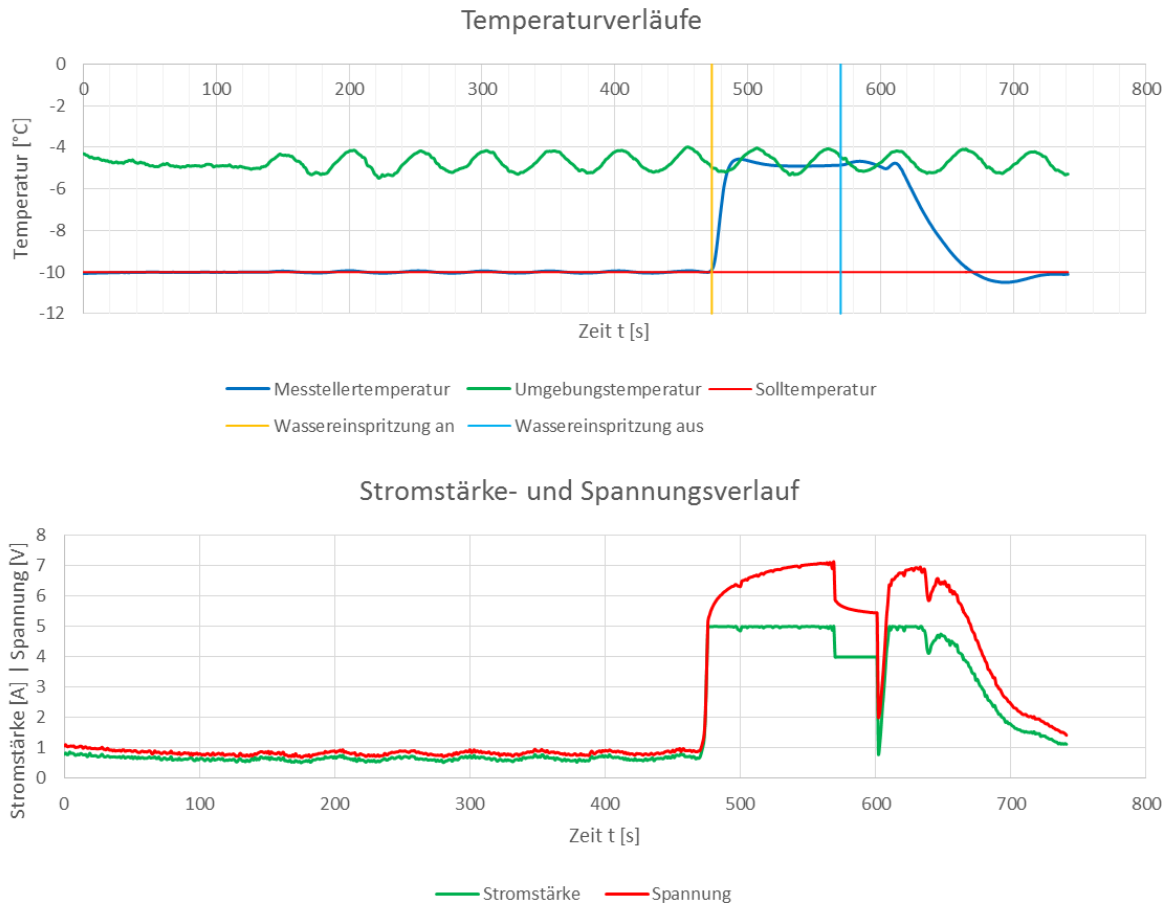


Abbildung 54: Darstellung der Temperaturverläufe (oben) sowie des Stromstärken- und Spannungsverlaufs bei einer Eisbildung mit konstanter Solltemperaturvorgabe und Beruhigungskammer

Wie in Abbildung 54 oben zu erkennen ist, stellt sich innerhalb des Messintervalls eine relativ gleichmäßige Umgebungstemperaturschwingung ein. Bevor die Wassereinspritzung aktiviert wurde, entsprach die Messtellertemperatur ziemlich genau der vorgegebenen Solltemperatur von -10 °C . Wie zu erwarten, folgte der Stromstärken- bzw. Spannungsverlauf verhältnismäßig dem Umgebungstemperaturverlauf. Die mittlere Umgebungstemperatur vor der Wassereinspritzung entsprach $-4,75\text{ °C}$ mit einer Standardabweichung von $0,343\text{ K}$.

Bei einer Zeit von 473 Sekunden wurde die Wassereinspritzung der beiden Düsen aktiviert und eine Eisbildung setzte ein. Durch die Eisbildung wurde so viel Wärme an den Messteller abgegeben, dass die vom Controller an das Peltier-Element ausgegebene elektrische Leistung schlagartig auf das vorgegebene Maximum gestiegen ist. Trotzdem reichte die Kälteleistung nicht aus um die Solltemperatur von -10 °C beizubehalten. Innerhalb von ca. 14 Sekunden stieg die Messtellertemperatur auf einen gemittelten Wert von $-4,82\text{ °C}$ bei einer mittleren Umgebungstemperatur von $-4,67\text{ °C}$ mit einer Standardabweichung von $0,424\text{ K}$. Erst als die Wassereinspritzung bei 570 Sekunden ausgeschaltet wurde, sank die Messtellertemperatur nach einer zeitlichen Verzögerung wieder und die Solltemperatur konnte erreicht werden. Die zeitliche Verzögerung kann durch das Gefrieren des restlichen flüssigen Wassers auf der Messtellervorderkante erklärt werden, da nicht alle Tropfen sofort gefrieren. Anzumerken sei noch, dass direkt nach dem Abschalten der Wassereinspritzung die elektrische Leistung manuell geändert wurde um die korrekte Funktionsfähigkeit des Controllers zu überprüfen und ein Ausschalten durch eine mögliche Leistungsüberschreitung auszuschließen. Zu diesem

Erprobung

Zeitpunkt ist die Stromstärke schlagartig von 5 A auf 4 A gesunken. Bei ca. 600 Sekunden wurden die Stromstärke und die Spannung wieder automatisch durch den Regler bestimmt. Die maximal abgegebene elektrische Leistung betrug ca. 35,6 W.

Aus zeitlichen Gründen wurde der Versuch mit abgezogener Beruhigungskammer nicht wiederholt.

Da sich durch die Eisbildung sowohl die elektrische Leistung als auch die Messtellertemperatur abrupt geändert haben und die Kälteleistung des Peltier-Elementes nicht ausreichend groß war, um den zusätzlichen Wärmestrom durch die Eisbildung auszugleichen, wurde in einer weiteren Messreihe die elektrische Leistung konstant gehalten und lediglich die Temperaturerhöhung infolge der Erstarrungswärme untersucht.

8.2.5 Messung der Erstarrungswärme bei konstanter elektrischer Leistung

Bei dieser Messung wurde die Temperaturerhöhung bedingt durch die zusätzlich eingebrachte Wärme bei der Eisbildung untersucht. Die ausgegebene Stromstärke und Spannung des TEC-Controllers wurden konstant gehalten, wobei diese Werte auf Basis der zuvor durchgeführten Messreihen bei einer Strömungsgeschwindigkeit von ca. 40 m/s sowie einer Temperaturdifferenz zur Umgebung von 5 K ermittelt wurden.

Zunächst sollte die Auswirkung einer Eisbildung bei einem geringen Wassergehalt d.h. ohne die vorgeschaltete Beruhigungskammer untersucht werden. Eine Stromstärke von 0,75 A und eine Spannung von 1,0 V wurden festgesetzt, jedoch stellten sich bei den Messungen eine konstante Stromstärke von 0,743 A und eine Spannung von 0,95 V ein. Bei der Eisbildung sank die Spannung minimal auf einen mittleren Wert von 0,93 V. Daraus ergibt sich eine konstante elektrische Leistung von 0,71 W bei einer mittleren Strömungsgeschwindigkeit von 42,5 m/s und einer mittleren Umgebungstemperatur von -4,77 °C.

Wie in Abbildung 55 dargestellt ist, schwankt die Messtellertemperatur entsprechend der Umgebungstemperatur, da eine konstante Kälteleistung anliegt. Die mittlere Messtellertemperatur ohne einen Eisansatz betrug -9,99 °C mit einer Standardabweichung von 0,0066 K. Nach einer Zeit von 250 Sekunden setzte eine Eisbildung ein und die Messtellertemperatur stieg an. Während der Eisbildung erreichte der Messteller eine mittlere Temperatur von -7,7 °C mit einer Standardabweichung von 0,185 K. Nach 570 Sekunden wurde die Wassereinspritzung unterbrochen und die Messtellertemperatur näherte sich erneut der Solltemperatur an.

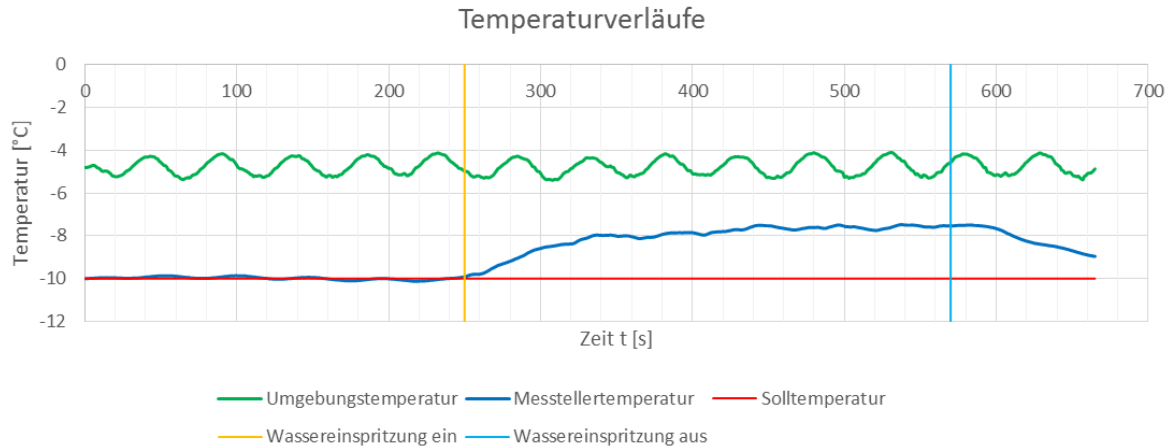


Abbildung 55: Messergebnisse bei einer Eisbildung mit konstanter elektrischer Leistung ohne Beruhigungskammer

Des Weiteren wurde erneut die Auswirkung einer Eisbildung mit angebrachter Beruhigungskammer analysiert, jedoch unter diesen neuen Randbedingungen. Dadurch steigt der Wassergehalt und folglich auch die Eisbildungsrate erheblich an, wodurch eine aussagekräftigere Messtellertemperaturerhöhung zu erwarten ist.

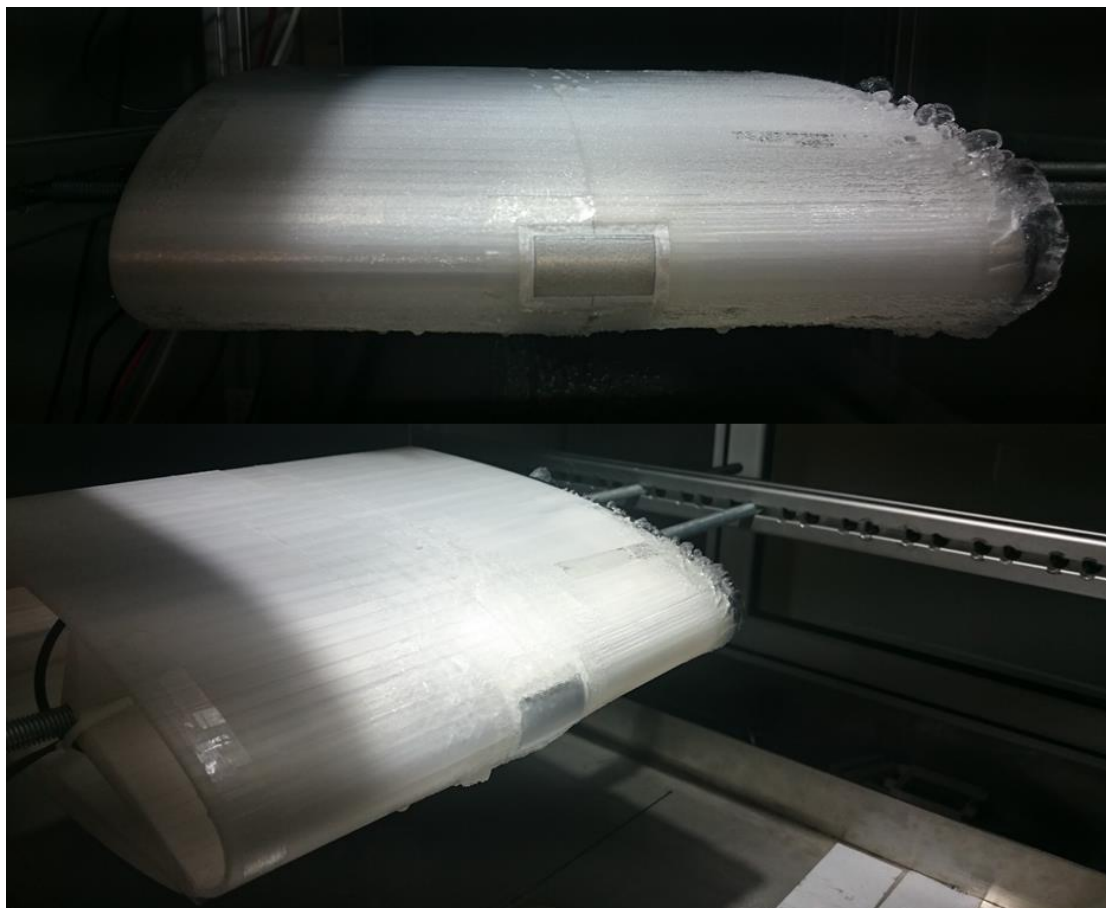


Abbildung 56: Klareisbildung am Prototypen ohne (oben) und mit (unten) vorgeschaltete Beruhigungskammer

In Abbildung 56 ist die Vereisung der Flügelvorderkante einerseits mit und andererseits ohne die vorgeschaltete Beruhigungskammer dargestellt. Signifikante örtliche Unterschiede in der Eisdickenverteilung sind festzustellen. Bei der Vereisung ohne die Beruhigungskammer entstand eine wesentlich gleichmäßigere Eisdickeverteilung an der Flügelvorderkante bei einer gleichzeitig geringeren Eiswachstumsrate. Die größere Eisanlagerung im oberen Bild auf der rechten Seite ist bedingt durch Vorversuche.

In Abbildung 57 sind die Messergebnisse mit angebrachter Beruhigungskammer dargestellt. Bei der Eisbildung nach 140 Sekunden steigt die Messtellertemperatur rasch auf einen mittleren Wert von $-2,40\text{ °C}$ mit einer Standardabweichung von $0,221\text{ K}$ an. Dabei betrug die mittlere Strömungsgeschwindigkeit $40,0\text{ m/s}$ und die mittlere Umgebungstemperatur $-4,73\text{ °C}$. Zudem kann man dem Diagramm entnehmen, dass die Messtellertemperatur bei der Eisbildung nach einer Zeit wieder leicht sinkt von $-2,14\text{ °C}$ auf $-2,8\text{ °C}$, aufgrund zunehmender Effekte wie der Oberflächenvergrößerung sowie der Wärmeisolationwirkung des Eisansatzes, weshalb die Messung nach 289 Sekunden beendet wurde. Die Kühlkörpertemperatur bleibt während der gesamten Messung nahezu konstant.

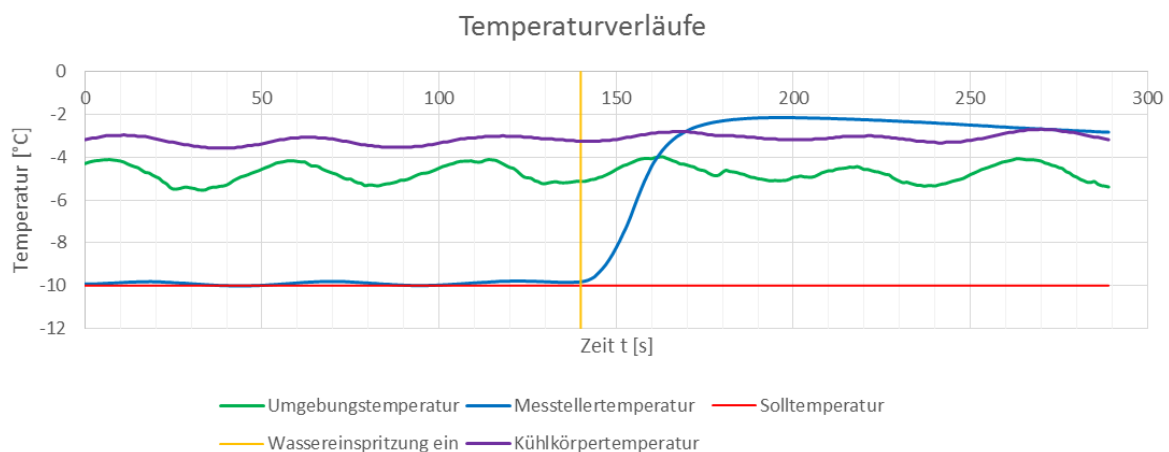


Abbildung 57: Messergebnisse bei einer Eisbildung mit konstanter elektrischer Leistung mit Beruhigungskammer

8.2.6 Auswertung

Durch einen Vergleich des theoretischen Ansatzes mit den Ergebnissen der praktischen Messungen können zusätzlich Übereinstimmungen, Fehler und Verbesserungsmöglichkeiten aufgedeckt werden.

Wie in Tabelle 3 zu erkennen ist, ist der größte Wärmestromanteil der latente. Die anderen Anteile sind um eine Zehner Potenz geringer und weniger ausschlaggebend. Daher ist es gerechtfertigt zu behaupten, dass dieser Sensor zur Detektion von atmosphärischem Eis hauptsächlich auf Grundlage der Erstarrungswärme basiert.

In allen drei Messungen zur Bestimmung eines Eisansatzes ist der Zeitpunkt der Bildung eines Eisansatzes deutlich zu erkennen. Sobald die ersten Tropfen an der Flügelvorderkante gefrieren, steigt die Messtellertemperatur signifikant an. Bei einer konstanten Sollwerttemperaturvorgabe stieg auch die vom TEC-Controller ausgegebene Leistung schlagartig an. Auch über die Eiswachstumsrate kann eine qualitative Aussage getroffen werden. Dazu wird der Temperaturgradient, bzw. der Temperaturanstieg pro Zeit, betrachtet. Bei der Messung mit konstanter elektrischer Leistung ergab sich ein mittlerer Wert für den Temperaturgradienten

mit Beruhigungskammer von 0,24 K/s zwischen 140 s und 170 s mit einem maximalen Wert von 0,44 K/s und ohne Beruhigungskammer von 0,022 K/s zwischen 250 s und 330 s mit einem maximalen Wert von 0,049 K/s. Mit der vorgeschalteten Beruhigungskammer ist der Wassergehalt im Konzentrationsgebiet wesentlich höher als ohne die Beruhigungskammer, wodurch mehr Tropfen an der Messtellervorderkante gefrieren, die Eiswachstumsrate wesentlich größer und dadurch auch der eingebrachte Wärmestrom gestiegen ist.

Bei der Messung mit einer konstanten Sollwerttemperaturvorgabe versuchte der Controller den rapiden Temperaturanstieg durch eine schlagartige Erhöhung der elektrischen Leistung auf ein Maximum umzukehren. Infolgedessen erhöhte sich auch die Kühlkörpertemperatur auf einen Wert von maximal 12,96 °C, wodurch auch die Temperaturdifferenz im Peltier-Element stieg und die Kälteleistung stark reduziert wurde (vgl. Abbildung 7).

Am besten geeignet für eine weitere Ergebnisauswertung zur Eiserkennung sind die Messreihen mit einer konstanten elektrischen Leistungsvorgabe, da sich nur die Messtellertemperatur ändert. Jedoch ist es sehr schwer eine Aussage darüber zu treffen, wie groß der durch die Eisbildung tatsächlich eingebrachte Wärmestrom ist.

Wie zuvor erwähnt, steigt die Messtellertemperatur an, sobald die ersten Tropfen an der Messtellervorderkante gefrieren. Dadurch kann mit Hilfe der Formel (5.17) die zusätzlich eingebrachte Wärmemenge bzw. der Wärmestrom berechnet werden. Bei der Messreihe mit Beruhigungskammer und konstanter elektrischer Leistungsvorgabe entspricht der Wärmestrom entsprechend den Temperaturgradienten einem mittleren Wert von 3,47 W und einem maximalen Wert von 6,36 W, wohingegen die Werte bei der Messung ohne Beruhigungskammer in etwa um den Faktor 10 kleiner sind.

Wichtig ist dabei, dass sich gleichzeitig auch der Temperaturunterschied zur Umgebung ändert. Nachdem sich ein thermodynamisches Gleichgewicht eingestellt hat, liegt die mittlere Messtellertemperatur oberhalb der Umgebungstemperatur mit einem Wert von -2,4 °C, sodass Wärme an die Umgebung abgegeben wird. Die Differenz der konvektiven Wärmestromanteile entsprechend der Formel (5.11) während der thermodynamischen Gleichgewichtslage vor und nach der Eisbildung ist bedingt durch die Erstarrungswärme. Die Temperaturdifferenz zur Umgebung vor der Eisbildung betrug -5,17 K und nach der Eisbildung + 2,33 K. Somit ergibt sich ein durch die Eisbildung eingebrachter Wärmestrom von 1,72 W bei einem Wärmeübergangskoeffizienten von $\alpha = 286,91 \frac{W}{m^2 \cdot K}$.

Die Differenz der Wärmeströme während des thermodynamischen Gleichgewichts und der Messtellere Erwärmung lässt sich darauf zurückführen, dass die Temperaturdifferenz innerhalb des Peltier-Elementes sinkt, da die Kühlkörpertemperatur nahezu unverändert bleibt, während die Messtellertemperatur wegen der Erstarrungswärme steigt (Abbildung 57). Dadurch vergrößert sich auch bei gleichbleibender elektrischer Leistung die Kälteleistung (vgl. Abbildung 7).

Der Wert des mittleren Wärmestroms bei der Erwärmung des Messtellers (3,47 W) deckt sich in etwa mit dem Wert der theoretischen Berechnung (3,63 W, s. Tabelle 3), jedoch sei auf mögliche Fehler und Ungenauigkeiten hinzuweisen. Aufgrund des defekten Drucksensors der Wassereinspritzung, ist der Wassergehalt während der Messungen nicht bekannt. Sowohl die Umgebungstemperatur als auch die Strömungsgeschwindigkeit während der Messreihen unterscheiden sich leicht von den Annahmen bei der theoretischen Berechnung.

Zudem wurden bei der Berechnung mehrere vereinfachte Annahmen getroffen. So wurde zum Beispiel eine mittlere Water Catch Efficiency ausgerechnet, obwohl, wie in Abbildung 58 zu

Erprobung

erkennen ist, dieser Wert stark von der Entfernung von dem Staupunkt abhängig ist. Außerdem wurde nur näherungsweise bestimmt, wie groß der Anteil des Wärmestroms ist, der in den Messteller fließt.

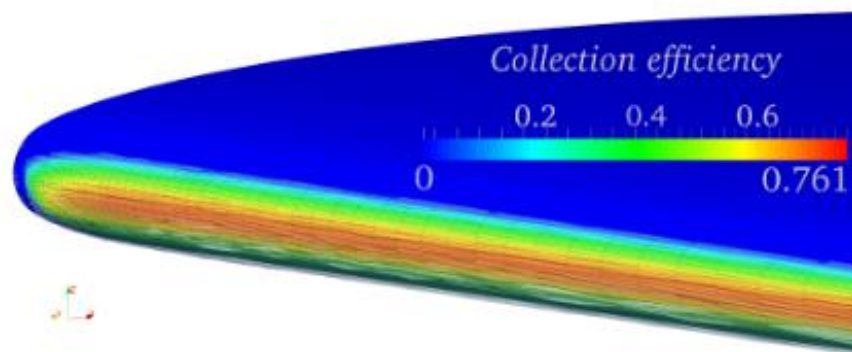


Abbildung 58: Farbliche Darstellung der Water Catch Efficiency an der Flügelvorderkante eines GLC-305 Flügelprofils (Zocca, et al., 2015)

9 Fazit

In dieser Arbeit sollte überprüft werden, ob ein Eiserkennungssystem auf Grundlage der Erstarrungsenthalpie einen Eisansatz detektieren kann. Dazu wurde ein von einem Controller gesteuertes Peltier-Element verwendet und in die Flügelvorderkante integriert. Wie die theoretische Berechnung und die Messergebnisse im Windkanal verdeutlichen, ist eine Eiserkennung aufgrund der Erstarrungswärme qualitativ möglich. Zusätzlich kann durch den Temperaturanstieg ein qualitativer Rückschluss auf die Eiswachstumsrate geschlossen werden.

Es wurde gezeigt, dass, aufgrund der vernachlässigbaren anderen Wärmestromanteile, die Eisdetektion des Sensors lediglich auf die Erstarrungswärme zurückgeführt werden kann.

Des Weiteren hat sich herausgestellt, dass eine Ergebnisinterpretation bei den Messungen mit einer konstanten elektrischen Leistungsvorgabe simpler ist als bei einer Solltemperaturvorgabe, da durch die zusätzliche Erstarrungswärme lediglich die Messtellertemperatur erhöht wird. Durch ein Anpassen der Reglereigenschaften des TEC-Controllers kann jedoch eine stetige Änderung der Regelgrößen (Stromstärke und Spannung) erfolgen, sodass die Messtellertemperatur der aktualisierten Solltemperatur nachgeführt werden kann. Dadurch kann die Temperaturdifferenz zur Umgebung konstant gehalten werden, wodurch wiederum die elektrische Leistung keinen Schwankungen mehr unterliegt. Erst bei einer Änderung der Randbedingungen, wie zum Beispiel durch eine Vereisung, wird die elektrische Leistung und je nach Vereisungsgrad auch die Messtellertemperatur steigen.

Als besonders kompliziert stellt sich jedoch die Berechnung des exakten Wärmestroms auf Basis der ausgegebenen Stromstärke und Spannung heraus, da die Kälteleistung von weiteren Referenzwerten und Parametern, wie der Temperaturdifferenz im Peltier-Element, abhängig ist.

Um einen Temperaturanstieg bzw. den Leistungsanstieg durch eine Vereisung von dem durch Sonneneinstrahlung zu unterscheiden, ist ein weiteres Element notwendig. Dieses weitere Element des Eiserkennungssystems besteht auch aus einem Messteller, welcher aber im Gegensatz zum Element 1 eine Solltemperatur hat, die stets oberhalb des Gefrierpunktes liegt, wodurch eine eindeutige Fallunterscheidung möglich ist. Um den für die Erwärmung des Elementes notwendigen Wärmestrom einzuleiten, eignet sich eine formvariable und wasserdichte Silikon-Heizmatte.

Bei dem in dieser Arbeit beschriebenen Eiserkennungssystem handelt es sich um eine konservative Auslegung, da aufgrund der Auslegungsbedingung $T_{Soll} < T_{Umgebung}$ der Sensor unter Vereisungsbedingungen zuerst vereisen wird. Um eine fehlerhafte Eisdetektionsmeldung, d.h. der Sensor detektiert einen Eisansatz obwohl der Rest des Flügels nicht vereist, zu vermeiden und die Sensivität des Sensors zu erhöhen, sollte die Temperaturdifferenz zur Umgebung möglichst gering bemessen werden und ein zusätzlicher Außentemperatur- und Oberflächentemperatursensor verwendet werden.

Um einen Eisansatz möglichst genau zu detektieren und die Eiswachstumsrate bestimmen zu können ist es notwendig den Messteller zu enteisen. Durch einfache Stromstärken- und Spannungsumkehr fungiert der Messteller als De-Icing System. Dabei ist das Eiserkennungssystem während der Enteisung funktionsunfähig und kann keine neue Eisbildung detektieren.

Ein weiterer Nachteil des Systems ist die Notwendigkeit von Referenzwerten. Die Regelgrößen, das sind unter anderem die Stromstärke und Spannung sowie die Messtellertemperatur, müssen

für jeden Flugzustand bekannt und im System hinterlegt sein um Unregelmäßigkeiten bedingt durch einen Eisansatz identifizieren zu können. Insbesondere die relative Fluggeschwindigkeit zur Umgebungsluft hat einen großen Einfluss auf die benötigte Heizleistung und muss durch weitere Untersuchungen konkretisiert werden. Die Abhängigkeit der benötigten elektrischen Leistung von der Umgebungstemperatur kann durch eine Einhaltung einer definierten Temperaturdifferenz der Solltemperatur zur Umgebungstemperatur beseitigt werden. Dabei ist darauf zu achten die Trägheit des Systems möglichst gering zu halten, sodass die Messtellertemperatur der Solltemperatur geeignet folgen kann. Ein gutes Führungsverhalten des Reglers ist die Grundvoraussetzung für die Einhaltung einer konstanten Temperaturdifferenz zur Umgebung.

Ferner sei die Wirtschaftlichkeit des Systems zu untersuchen. Mit einem Einbaugewicht von 178,4 g ist der Sensor relativ leicht (Tabelle 8), wodurch der zusätzliche Kerosinverbrauch nur minimal erhöht wird. Die Material- und Fertigungskosten für den Sensor belaufen sich auf weniger als 100 €. In Abhängigkeit der Quantität der gefertigten Sensoren können die Anschaffungskosten signifikant reduziert werden. Auch durch die geringe benötigte elektrische Leistung des Systems von ca. 0,8 W mit kurzzeitigen Spitzenleistungen von bis zu 44 W je Sensor zeichnet sich dieses Eiserkennungssystem aus. Andere Eisdetektionssysteme, wie zum Beispiel das Hot Rod Ice Detection System, sind wesentlich schwerer und benötigen eine viel größere elektrische Leistungsversorgung.

Des Weiteren ist diesem Eiserkennungssystem eine hohe Zuverlässigkeit zuzuschreiben. Da weder bewegliche noch schwingende Bauteile vorhanden sind, ist eine mechanische Abnutzung nicht vorhanden. Außerdem weisen Peltier-Elemente generell eine sehr hohe Zyklendifestigkeit auf. Gegeben falls kann durch die Verwendung spezieller superzyklenfester Peltier-Elemente die Zuverlässigkeit noch weiter gesteigert werden. Falls keine Beschädigungen auftreten, können lediglich eine Abnutzung des Messtellers durch die Anströmung und eine Alterung der Kabel und Verbindungselemente die Zuverlässigkeit des Systems einschränken.

Zwar wird durch die Integration des Sensors in die Flügelvorderkante die aerodynamische Umströmung nicht weiter beeinflusst, sodass weder der Widerstand steigt noch der erzeugte Auftrieb des Flugzeugs reduziert wird, jedoch ist gleichzeitig auch der Umbau und die Wartbarkeit weniger wirtschaftlich und komplizierter. Extern angebrachte Eiserkennungssysteme können leichter ausgetauscht bzw. eingebaut werden. Bei Systemen, die in der Flugzeuggeometrie integriert sind, muss bei einer Wartung bzw. dem nachträglichen Umbau das jeweilige Segment des Flugzeugs ausgebaut und modifiziert werden. Dadurch entstehen zusätzliche Kosten für den Flugzeugbetreiber, die unter keinen Umständen zu vernachlässigen sind.

10 Ausblick

Es wurde gezeigt, dass der Prototyp dieses Systems dazu in der Lage ist auf Grundlage der Erstarrungsenthalpie einen entstehenden Eisansatz zu detektieren. Nichts desto trotz handelt es sich bei dieser Arbeit um einen Vorentwurf dieses Eiserkennungssystems. Bis dieses System in der zivilen oder militärischen Luftfahrt oder anderen Bereichen zum Einsatz kommt, sind weitere Untersuchungen und Verbesserungen notwendig.

Insbesondere auf eine anwendungsspezifische bzw. luftfahrttechnische Auslegung ist zu achten. Bei der Auslegung dieses Konzepts für das Eiserkennungssystem wurde neben der zuverlässigen Detektion eines Eisansatzes vorrangig auf die Machbarkeit und Umsetzbarkeit für die Untersuchungen im Eiswindkanal geachtet. Daher sind manche Aspekte während der Auslegung aus kosten- oder umfangstechnischen Gründen vereinfacht worden. So wurde zum Beispiel die Isolierung für die wärmeabführende Seite, dem Peltier-Element und dem Messteller aus PLA (*polylactic acid*) mit dem 3D-Drucker gefertigt, da dieses doppelwandigen Modells durch eine hervorragende Isolationswirkung gekennzeichnet ist und für den Einsatz im Eiswindkanal die Stabilität der Isolierung nicht entscheidend ist.

Neben der Stabilität ist zusätzlich bei einer luftfahrttechnischen Auslegung auf eine ausreichende Festigkeit und Steifigkeit zu achten. Dies gilt nicht nur für das Eiserkennungssystem einschließlich aller Bestandteile wie der Isolierung, dem Messteller und usw., sondern auch für die umliegende Struktur wie der Flügeloberfläche. Durch die Aussparungen in der Flügeloberfläche für die Integration des Eiserkennungssystems wird die Struktur geschwächt. Wie gravierend dieser Einfluss ist, hängt von der Flügelstruktur ab und muss genauer untersucht werden. Auch ist zu überlegen, ob eine abgerundete und geglättete Aussparung sinnvoll ist, um die Kerbwirkungszahl zu verringern. Für den Prototypen wurde die niedrig legierte Reinaluminium-Legierung EN AW-1050A verwendet. Diese Legierung weist mit einem minimalen Aluminiumanteil von 99,5% eine relativ hohe Wärmeleitfähigkeit von nahezu $230 \frac{W}{K \cdot m}$ auf. Jedoch ist die Festigkeit dieser Legierung relativ gering. Bei typischen Luftfahrtaluminiumlegierungen, wie beispielsweise EN AW-2024, liegen die Werte für die Wärmeleitfähigkeit im Bereich von $130 - 150 \frac{W}{K \cdot m}$. Nach Absprache mit einem Experten kann man gegebenenfalls ein plattiertes Halbzeug verwenden. Dabei wäre das Kernmaterial hochfest und die Oberfläche aus Reinaluminium. In der Luftfahrt werden solche Halbzeuge bereits meist aus korrosionstechnischen Gründen eingesetzt. (GDA, 2016)

Ferner kann durch den Einsatz von Heatpipes oder Kohlenstoffnanoröhren der thermische Widerstand drastisch reduziert und die Temperaturdifferenz im Peltier-Element verkleinert werden. Dazu sind jedoch neue Konzeptentwürfe erforderlich.

Ein weiterer wichtiger Punkt ist die Korrosionsbeständigkeit um Wartungsintervalle zu verlängern und Messungenauigkeiten zu minimieren. Diese ist bei reinem Aluminium ebenfalls kritisch zu sehen. Insbesondere bei der möglichen Integration in Rotorblättern, aber auch bei der Verwendung in der Flügelvorderkante, müssen die Auswirkungen und Beeinträchtigungen von Vibrationen genauer untersucht werden. Für den Einbau in der Flugzeugnase nahe des Radoms ist zusätzlich eine geeignete Abschirmung notwendig und der EMI-Einfluss (Electromagnetic interference) muss in weiteren Tests detaillierter analysiert werden.

Um das Einbaugewicht und den Leistungsbedarf zu verringern, sowie die Strukturschwächung zu minimieren, kann das gesamte System kleiner ausgelegt werden. Die Vorderseite des

Ausblick

Messtellers, die der Strömung ausgesetzt wird, kann sowohl in der Höhe, als auch in der Breite verkleinert werden, sodass eine geringere Kälteleistung notwendig ist. Dies ermöglicht den Einsatz eines Micro-Peltier-Elementes, welches eine sehr geringe elektrische Leistungsversorgung ($\sim 0,5 - 8 W$) benötigt und mit einem kompakteren TEC-Controller geregelt werden kann. Dadurch reduziert sich ebenfalls die abzuleitende Wärme, sodass ein kleinerer Kühlkörper verwendet werden kann oder die Notwendigkeit eines Lüfters nicht mehr besteht.

Jedoch ist anhand der derzeitigen Entwicklungsprojekte, den Patenten und den Veröffentlichungen der neusten Eiserkennungssysteme zu erkennen, dass der Zukunftstrend vermehrt hin zu optischen Systemen geht.

Optische Systeme, wie das ON-WING Eiserkennungssystem, bieten eine hohe Zuverlässigkeit, sind kaum wartungsaufwändig und in starren, sowie rotierenden Flügeln oder Rotorblättern integriert. Zudem besteht so die Möglichkeit Enteisungssysteme und Eiserkennungssysteme lokal zusammenzufassen, wodurch eine schnellere primäre Ansteuerung der Enteisungssysteme erzielt werden kann.

11 Literaturverzeichnis

- ANSYS Inc., 2015. *Quellen für technische Daten 16.2.0.2015070718*. s.l.:SAS IP Inc..
- Baehr, H. D. & Kabelac, S., 2012. *Thermodynamik*. 15 Hrsg. Heidelberg: Springer-Verlag.
- Bragg, M. et al., 2000. *Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics*, Reno, Nevada: 38. AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit.
- Braun, C., 2015. *Vorlesungsskript - Kapitel 9 ATA 30 Ice and Rain Protection*. Aachen, FH Aachen.
- D'Ans, J. & Lax, E., 1998. *Taschenbuch für Chemiker und Physiker*. 3. Hrsg. Heidelberg: Springer.
- Dukhan, N., J. De Witt, K., Masiulaniec, K. C. & Van Fossen, G. J., 2003. Experimental Frossling numbers for ice-roughened NACA 0012 airfoils. *Journal of aircraft*, 40(6), pp. 1161-1167.
- Esch, T. & Feyerl, G., 2005. *Vorlesungsumdruck Technische Thermodynamik*. 1 Hrsg. FH Aachen: s.n.
- European Comission, 2012. *ON-Wing Ice DetectioN and MonitorinG System*. [Online] Available at: http://ec.europa.eu/research/transport/projects/items/on_wings_en.htm [Zugriff am 8 Juni 2016].
- Federal Aviation Administration, 2010. *Aviation Weather Services, Advisory Circular AC 00-45G*. 1 Hrsg. Washington: U.S. Department of Transportation .
- Federal Aviation Administration, 2012. *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe*. 1 Hrsg. Washington: U.S. Department of Transportation.
- Fichthorn, Hansjörg, 2016. *Situs-Technicals Grundlagen Peltier-Element*. [Online] Available at: <http://www.situs-tec.de/> [Zugriff am 24 April 2016].
- Fischer Elektronik, 2016. *Auslegung und Berechnung von Kühlkörpern*. [Online] Available at: <http://www.all-electronics.de/wp-content/uploads/migrated/article-pdf/120482/fischer-elektronik-460ag1012-app4-pdf.pdf> [Zugriff am 11 Mai 2016].
- Francis, Khawar & Eranga, 2014. *Anti-icing & de-icing systems*, s.l.: Emirates Aviation University.
- GDA, 2016. Gesamtverband der Aluminiumindustrie e.V.. *E-Mail von Wolfgang Heidrich, Leiter Verkehr, Maschinenbau, Normung*, 25 Februar.
- GKN Aerospace, 2013. *GKN Aerospace completes 'ON-WINGS' European ice detection programme*. [Online] Available at: <http://www.gkn.com/aerospace/media/news/Pages/GKN-Aerospace-completes-ON-WINGS-European-ice-detection-programme.aspx> [Zugriff am 8 Juni 2016].
- Gnielinski, V. et al., 2006. VDI-Wärmeatlas. In: Karlsruhe: Springer, pp. A1-A7.

- Gudmonsson, S., 2014. The Anatomy of the Airfoil. In: *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Oxford: Butterworth-Heinemann, pp. 256-259.
- Hirsch, M., 1932. Die Kältemaschine. In: *Grundlagen, Ausführung, Betrieb, Untersuchung und Berechnung von Kälteanlagen*. Berlin: Springer, pp. 1-5.
- Hochart, C., Fortin, G., Perron, J. & Ilinca, A., 2007. Wind turbine performance under icing conditions. *Wind Energy*, 4(11), pp. 319-333.
- Hoover, G. A., 1993. *Aircraft Ice Detectors and Related Technologies for Onground and Inflight Applications*, Atlantic City International Airport: Federal Aviation Administration Technical Center.
- ITW - Uni Stuttgart, 2016. *Wärmeübertragung Erzwungene Konvektion*. Stuttgart, s.n.
- Kim, H. S. & Bragg, M. B., 1999. *Effects of Leading-Edge Ice Accretion Geometry on Airfoil Performance*, s.l.: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Lohr, H.-J. & Sommer, M., 2010. *Wärmepumpen + Kälteanlagen Energiemanager IHK*. s.l., Lohr Consult.
- Lowe, P. R., 1977. An Approximation of Polynomial for the Computation of Saturation Vapor Pressure. *Journal of Applied Meteorology*, Issue 16, pp. 100-103.
- Masiulaniec, K. C. & Wright, W. B., 1994. *User's Manual for the NASA Lewis Ice Accretion/Heat Transfer Prediction Code with Electrothermal Deicer Input*, Cleveland, Ohio: National Aeronautics and Space Administration.
- Mason, J. G., Strapp, J. W. & Chow, P., 2006. *The Ice Particle Threat to Engines in Flight*, Reno, Nevada: 44. AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit.
- Meerstetter Engineering, 2016. *TEC / Peltier Element Design Guide*. [Online] Available at: <http://www.meerstetter.ch/de/kompodium/tec-peltier-element-design-guide> [Zugriff am 11 April 2016].
- Meier, O. & Scholz, D., 2010. *A Handbook Method for the Estimation of Power Requirements for electrical De-icing Systems*, Hamburg: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress.
- Mendig, C., 2015. *Icing wind tunnel and detection of the formation of icing by heat cristallization*, Prag: SAE 2015 International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures.
- Meschede, D., 2015. Wärme. In: *Gerthsen Physik*. Heidelberg: Springer-Verlag, pp. 275-276.
- Mindermann, P., 2014. *Bachelorarbeit Detektion von atmosphärischem Eis aufgrund der Veränderung des Wärmewiderstandes*. Braunschweig: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V..
- Poinsatte, P. E., Van Fossen, G. J. & DeWitt, K. J., 1990. *Convective Heat Transfer Measurements from a NACA 0012 Airfoil in Flight and in the NASA Lewis Icing Research Tunnel*, Reno, Nevada: 28th Aerospace Science Meeting; American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Rossow, C.-C., Wolf, K. & Horst, P., 2014. Flugzeugsysteme Eis- und Regenschutz. In: P. Horst, Hrsg. *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. München: Carl Hanser Verlag, pp. 762-770.

- Schaad, St., 2016. *Deltron AG Peltier-Element kurz erklärt*. [Online] Available at: http://www.deltron.ch/pdf/produkte/peltier/peltier-element_kurz_erklaert_d.pdf [Zugriff am 15 April 2016].
- Schmidt, E., 1945. *Einführung in die technische Thermodynamik*. 3 Hrsg. Heidelberg: Springer-Verlag.
- Schnell, J. & Scharrer, E., 1966. Die Peltier-Kühlung. *Naturwissenschaften*, 53(16), pp. 373-379.
- Sherif, S. & Pasumarthi, N., 1995. *Local Heat Transfer and Ice Accretion in high speed subsonic flow over an airfoil*, San Diego: American Institute for Aeronautics and Astronautics.
- Shin, J., 1994. *Characteristics of Surface Roughness Associated With Leading Edge Ice Accretion*, Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Spektrum der Wissenschaft, 1998. *Nusselt-Zahl*. [Online] Available at: <http://www.spektrum.de/lexikon/physik/nusselt-zahl/10528> [Zugriff am 12 April 2016].
- Spektrum der Wissenschaft, 2000. *Konvektion*. [Online] Available at: <http://www.spektrum.de/lexikon/geowissenschaften/konvektion/8741> [Zugriff am 12 April 2016].
- Steuernagle, J., Roy, K. & Wright, D., 2008. *Aircraft Icing*, Frederick: AOPA Air Safety Foundation.
- Szilder, K., Lozowski, E. & Gates, E., 1986. *Modelling Ice Accretion on non-rotating Cylinders - The incorporation of time dependance and internal heat connduction*, Amsterdam: Elsevier Science Publishers B.V..
- Tipler, P. A. & Mosca, G., 2008. Physik für Wissenschaftler und Ingenieure. In: Heidelberg: Springer Spektrum, pp. 781-790.
- TÜV Rheinland GmbH, 1980. *Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik in Theorie und Praxis - Flugwerk*. Band 2 Hrsg. Köln: TÜV-Verlag.
- UTC Aerospace Systems, 2015. *Primary & Advisory Ice Detection Systems*, Burnsville: Rosemount Aerospace Inc..
- Wang, X., Bibeau, E. & Naterer, G., 2007. Experimental correlation of forced convection heat transfer from a NACA airfoil. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 31(8), p. 1073–1082.
- Wang, X., Naterer, G. & Bibeau, E., 2008. Convective Heat Transfer from a NACA Airfoil at Varying Angles of Attack. *Journal of Thermodynamics and Heat Transfer*, July-September, 22(3), pp. 457-463.
- Weener, E., 2011. *NTSB Lessons from Icing Accidents and incidents*, Montreal: Experimental Aircraft Association.
- Wild, G., 2015. *RMIT - Aircraft Systems - Lecture Notes Topic 10 Ice and Rain Protection Systems*. Melbourne, RMIT University.

Literaturverzeichnis

- Zilch, K., Diederichs, C. J. & Katzenbach, R., 2013. Bauphysik - Feuchteschutz. In: K. J. Beckmann, Hrsg. *Grundlagen des Bauingenieurwesens*. Heidelberg: Springer-Verlag, p. 135.
- Zocca, M., Gori, G. & Guardone, A., 2015. *Wind tunnel effects on ice accretion over aircraft wings*, Mailand: PEGASUS - American Institute of Aeronautics and Astronautics.

12 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Skizzierter temperaturabhängiger Verlauf des Vereisungsrisikos mit Darstellung der einzelnen Temperaturbereiche der Eisformen	- 4 -
Abbildung 2:	Schematische Darstellung der vereisungsgefährdeten Bereiche an einem Flugzeug	- 5 -
Abbildung 3:	Änderung der Kräftebilanzierung am Flugzeug durch eine Eisbildung	- 6 -
Abbildung 4:	Darstellung der Pneumatischen Eismatten nicht aufgeblasen und aufgeblasen	- 8 -
Abbildung 5:	Grundlegender Aufbau eines Peltier-Elementes	- 15 -
Abbildung 6:	Wärmebilanzierung am Peltier-Element	- 15 -
Abbildung 7:	Kälteleistung in Abhängigkeit vom anliegenden Strom und der Temperaturdifferenz innerhalb des Peltier-Elementes	- 17 -
Abbildung 8:	Schematische Darstellung einer Dampf-Kältemaschine	- 18 -
Abbildung 9:	Beispielhafter Verlauf des thermodynamischen Dampf-Kältemaschinen-Prozesses im p-h-Diagramm	- 19 -
Abbildung 10:	COP in Abhängigkeit vom anliegenden Strom und der Temperaturdifferenz im Peltier-Element und Verlauf der COP-Maxima	- 20 -
Abbildung 11:	CAD-Schnittzeichnung des ersten Konzepts bei Ausrichtung des Peltier-Elementes orthogonal zur Anströmrichtung	- 24 -
Abbildung 12:	CAD-Schnittzeichnung des zweiten Konzepts bei Ausrichtung des Peltier-Elementes in Anströmrichtung	- 25 -
Abbildung 13:	Darstellung der Einbauverhältnisse und des Größenunterschieds; Abmaße der projizierten Fläche für Variante 1 und Variante 2	- 26 -
Abbildung 14:	Simulationsausführungen für Variante 1 und 2	- 27 -
Abbildung 15:	CFD-Analyse eines NACA-0012-Profiles zur Kenntlichmachung der aerodynamischen Grenzschicht und Ermittlung der Geschwindigkeit v_1	- 29 -
Abbildung 16:	Die Wärmeübergangskoeffizienten-Verläufe in Abhängigkeit vom Abstand zur Flügelvorderkante	- 30 -
Abbildung 17:	Die Wärmeübergangskoeffizienten-Verläufe in Abhängigkeit vom Abstand zur Flügelvorderkante für eine Profillänge von 300mm	- 31 -
Abbildung 18:	Ermittelte Frossling-Zahlen in Abhängigkeit von der dimensionslosen Profioberflächendistanz zur Flügelvorderkante	- 32 -
Abbildung 19:	Wärmeübergangskoeffizientenverlauf abhängig von der dimensionslosen Profioberflächenentfernung	- 32 -
Abbildung 20:	Windkanalmessergebnisse zur Bestimmung von α	- 34 -
Abbildung 21:	Funktionsschema zur Darstellung des Vorgehens bei der thermischen Analyse	- 35 -
Abbildung 22:	Randbedingungen bei der thermischen Simulation zur Berechnung der Kälteleistung	- 37 -
Abbildung 23:	Temperaturverteilung innerhalb des Messtellers als Ergebnis der thermischen Analyse	- 37 -
Abbildung 24:	Charakteristische Temperaturwerte zur groben Bestimmung der Temperaturdifferenz im Peltier-Element	- 39 -
Abbildung 25:	Zeitlicher Verlauf der minimalen und maximalen Temperaturen in grafischer und tabellarischer Form im Messteller für die Materialien Baustahl, Aluminium und Kupfer	- 40 -

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 26:	<i>Zeitlicher Verlauf der minimalen und maximalen Temperaturen im Messteller für Aluminium bei unterschiedlichen Dicken</i>	- 41 -
Abbildung 27:	<i>Analyseergebnis für den Messteller aus Aluminium mit einer Dicke von 2 mm und einer Kälteleistung von 5 W</i>	- 42 -
Abbildung 28:	<i>Ausführungsformen für die Lage des Peltier-Elementes</i>	- 43 -
Abbildung 29:	<i>Tabellarische und grafische Darstellung der Temperaturverläufe über der Zeit</i>	- 43 -
Abbildung 30:	<i>Thermische Analyseergebnis für die Blockerweiterung</i>	- 44 -
Abbildung 31:	<i>Ergebnis der Simulation für die fertigungstechnisch bedingte Anpassung</i>	- 45 -
Abbildung 32:	<i>Morphologischer Kasten zur Anpassung des Messtellers</i>	- 45 -
Abbildung 33:	<i>Die Abkühlzeit und Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers</i>	- 46 -
Abbildung 34:	<i>Die Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers über der Zeit</i>	- 47 -
Abbildung 35:	<i>Temperaturdifferenz innerhalb des Messtellers nach Konvergenzzeit</i>	- 48 -
Abbildung 36:	<i>Analyseergebnisse mit Temperaturstichproben für die wärmeabzuführende Seite</i>	- 49 -
Abbildung 37:	<i>Auswertungen der Parameteranalyse für die wärmeabführende Seite</i>	- 51 -
Abbildung 38:	<i>Grafischer Verlauf der minimalen und maximalen Temperatur innerhalb des Elementes für eine abzuführende Wärme von 20 W</i>	- 52 -
Abbildung 39:	<i>Temperaturverteilung auf der Kühlkörperanlagefläche bzw. Wärmestromdichtevektoren</i>	- 53 -
Abbildung 40:	<i>Skizzierung des repräsentativen Pfades; Zusammenhang zwischen der Wärmestromdichteverteilung in x-Richtung, bzw. der Temperaturverteilung und der Wegkoordinate entlang des Pfades</i>	- 54 -
Abbildung 41:	<i>Temperaturverlauf im Messteller für das Element 2</i>	- 57 -
Abbildung 42:	<i>Temperaturverlauf im Messteller für das Element 2 bei Verwendung eines Peltier-Elementes</i>	- 58 -
Abbildung 43:	<i>Schematische Halbseiten-Darstellung der Systemintegration</i>	- 59 -
Abbildung 44:	<i>Wärmestrombilanzierung am Messteller bei Eisbildung</i>	- 61 -
Abbildung 45:	<i>Schematische Darstellung der Water Catch Efficiency</i>	- 63 -
Abbildung 46:	<i>Vertikale Tropfenverteilung im Eiswindkanal des IAF am Anfang des Messgebiets bei gemischter Tropfengröße</i>	- 64 -
Abbildung 47:	<i>Schematische Darstellung des Windkanals</i>	- 65 -
Abbildung 48:	<i>Einbau des Prototypen in die Messstrecke des Windkanals sowie Darstellung des vorangegangenen CAD-Modells</i>	- 66 -
Abbildung 49:	<i>Ergebnisdarstellung des Einschwingverhaltens und der Auswirkung einer Strömungsänderung</i>	- 68 -
Abbildung 50:	<i>Grafische Darstellung der Ergebnisse zur Erwärmung des Windkanals</i>	- 69 -
Abbildung 51:	<i>Einschwingverhalten des PID-Reglers</i>	- 70 -
Abbildung 52:	<i>Blockschaltbild des Regelkreises zur Nachführung der Solltemperatur</i>	- 70 -
Abbildung 53:	<i>Grafische Darstellung der Ergebnisse der Umgebungstemperaturnachführung der Solltemperatur</i>	- 72 -
Abbildung 54:	<i>Darstellung der Temperaturverläufe sowie des Stromstärken- und Spannungsverlaufs bei einer Eisbildung mit konstanter Solltemperaturvorgabe und Beruhigungskammer</i>	- 73 -
Abbildung 55:	<i>Messergebnisse bei einer Eisbildung mit konstanter elektrischer Leistung ohne Beruhigungskammer</i>	- 75 -
Abbildung 56:	<i>Klareisbildung am Prototypen ohne und mit vorgeschaltete Beruhigungskammer</i>	- 75 -
Abbildung 57:	<i>Messergebnisse bei einer Eisbildung mit konstanter elektrischer Leistung mit Beruhigungskammer</i>	- 76 -

<i>Abbildung 58: Farbliche Darstellung der Water Catch Efficiency an der Flügelvorderkante</i>	<i>- 78 -</i>
<i>Abbildung 59: Temperaturdifferenz der wärmeableitenden Seite nach 180 Sekunden und gemittelte Temperatur der Kühlkörperplatte nach 300 Sekunden</i>	<i>i</i>
<i>Abbildung 60: Positionierung des Prototypen für die Messungen mit einer Eisbildung</i>	<i>ii</i>
<i>Abbildung 61: Einbaupositionierung des Prototypen</i>	<i>ii</i>
<i>Abbildung 62: Bild des gefrästen Messtellers und der Wärmeabführenden Seite</i>	<i>iii</i>
<i>Abbildung 63: Integration des Sensors in die Isolierung; Zusammenbau der zwei Isolierungsteile</i>	<i>iii</i>
<i>Abbildung 64: Bild des fertigen Sensors ohne Isolierung und CAD-Modell des Sensors mit Isolierung</i>	<i>iv</i>
<i>Abbildung 65: Bild des auf der Platte montierten TEC-Controllers mit dem dazugehörigen Gehäuse</i>	<i>iv</i>
<i>Abbildung 66: Seitenansicht des Prototypen als CAD-Modell und des tatsächlich eingebauten Prototypen</i>	<i>v</i>
<i>Abbildung 67: Bilder der an der Hinterkante montierten Flügelvorderkante mit Adapter</i>	<i>vi</i>

13 Tabellenverzeichnis

<i>Tabelle 1: Die für die Berechnung der Nußelt-Zahl zu Grunde liegenden Randbedingungen</i>	- 30 -
<i>Tabelle 2: Wärmestromanteile bei der Eisbildung am Flügel</i>	- 60 -
<i>Tabelle 3: Berechnung der einzelnen Wärmeströme</i>	- 61 -
<i>Tabelle 4: Vorgegebene Randbedingungen für den theoretischen Ansatz</i>	- 62 -
<i>Tabelle 5: Reglerparameter des PI-Reglers</i>	vii
<i>Tabelle 6: Reglerparameter des PID-Reglers zur Nachführung der Solltemperatur</i>	vii
<i>Tabelle 7: Reglerparameter für den PID-Regler für alle weiteren Messungen</i>	viii
<i>Tabelle 8: Gewichtsbalanzierung Sensor</i>	xvii

14 Anhang

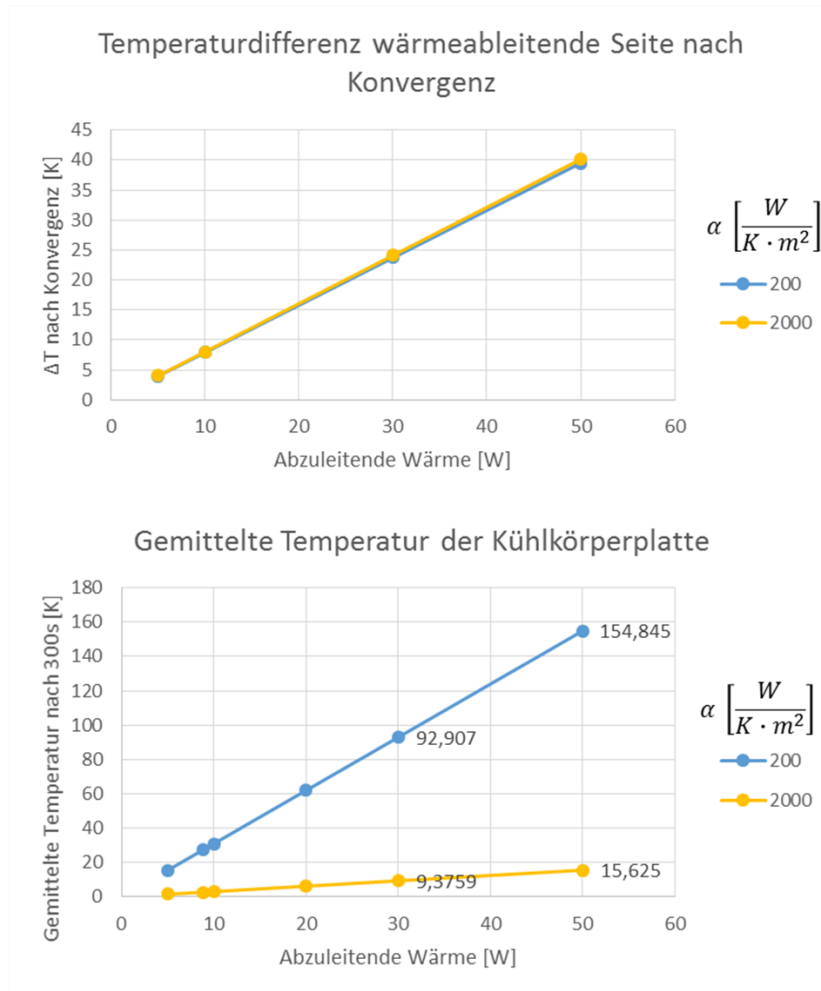


Abbildung 59: Temperaturdifferenz der wärmeableitenden Seite nach 180 Sekunden (oben) und gemittelte Temperatur der Kühlkörperplatte nach 300 Sekunden (unten) jeweils für unterschiedliche Wärmeübergangskoeffizienten

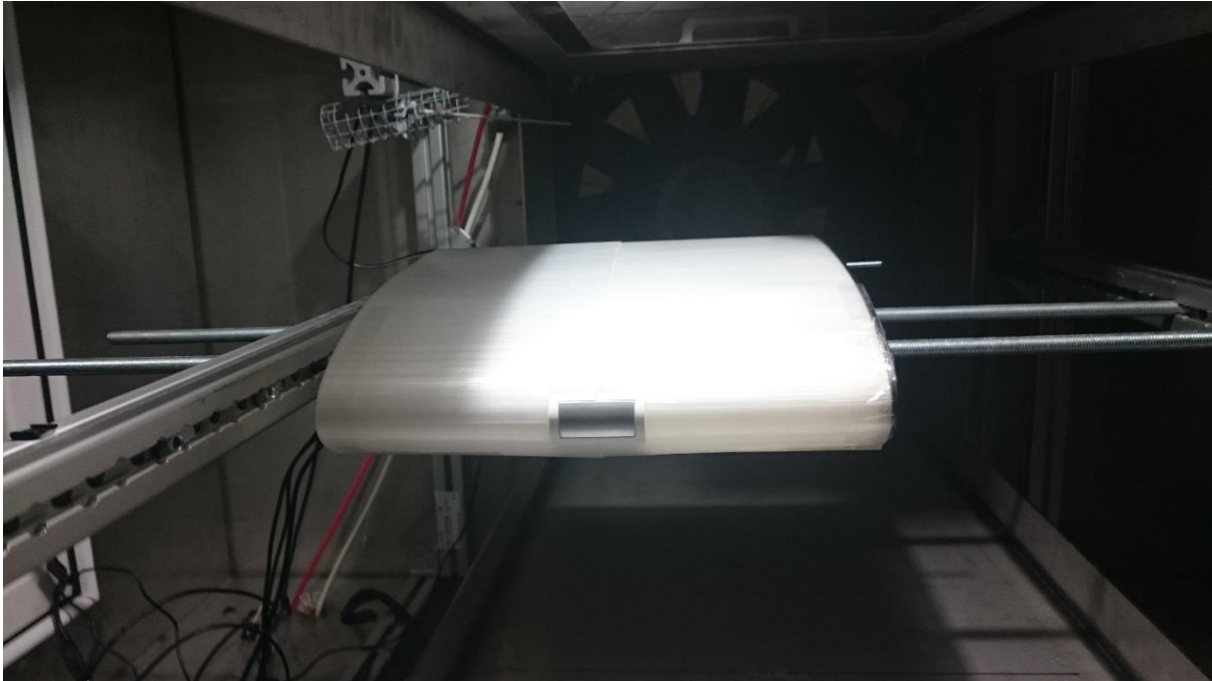


Abbildung 60: Positionierung des Prototypen für die Messungen mit einer Eisbildung



Abbildung 61: Einbaupositionierung des Prototypen; Fotoaufnahme aus Perspektive der Einspritzdüsen

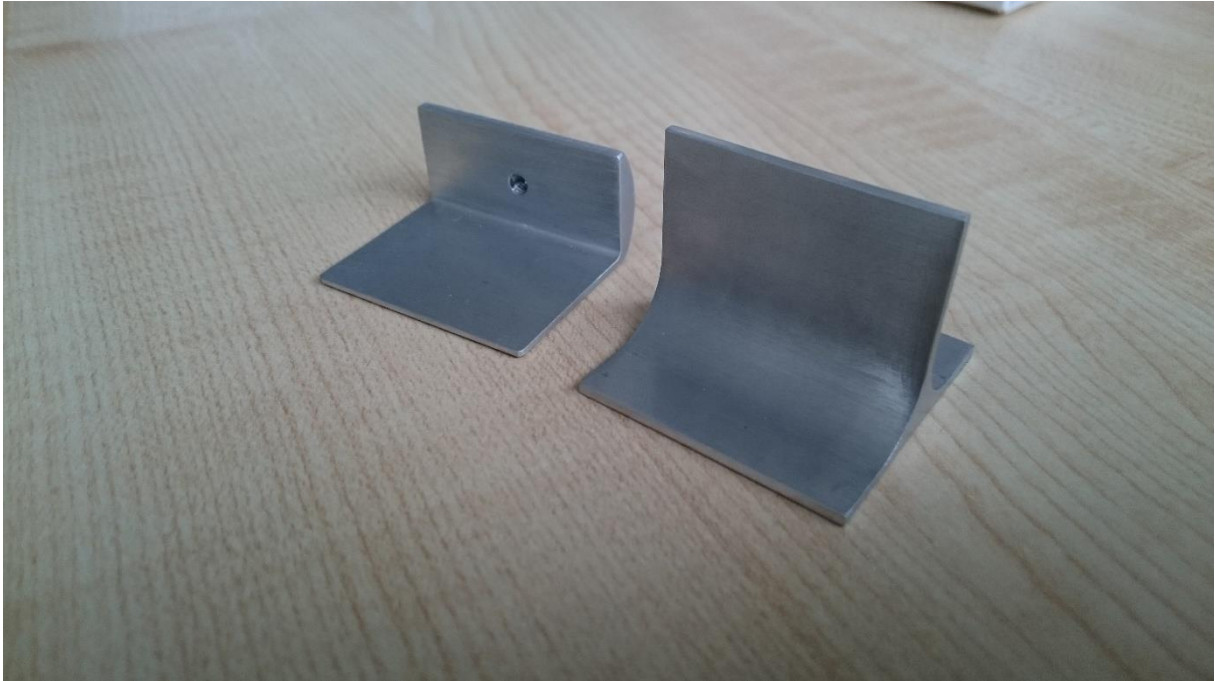


Abbildung 62: Bild des gefrästen Messtellers und der Wärmeabführenden Seite

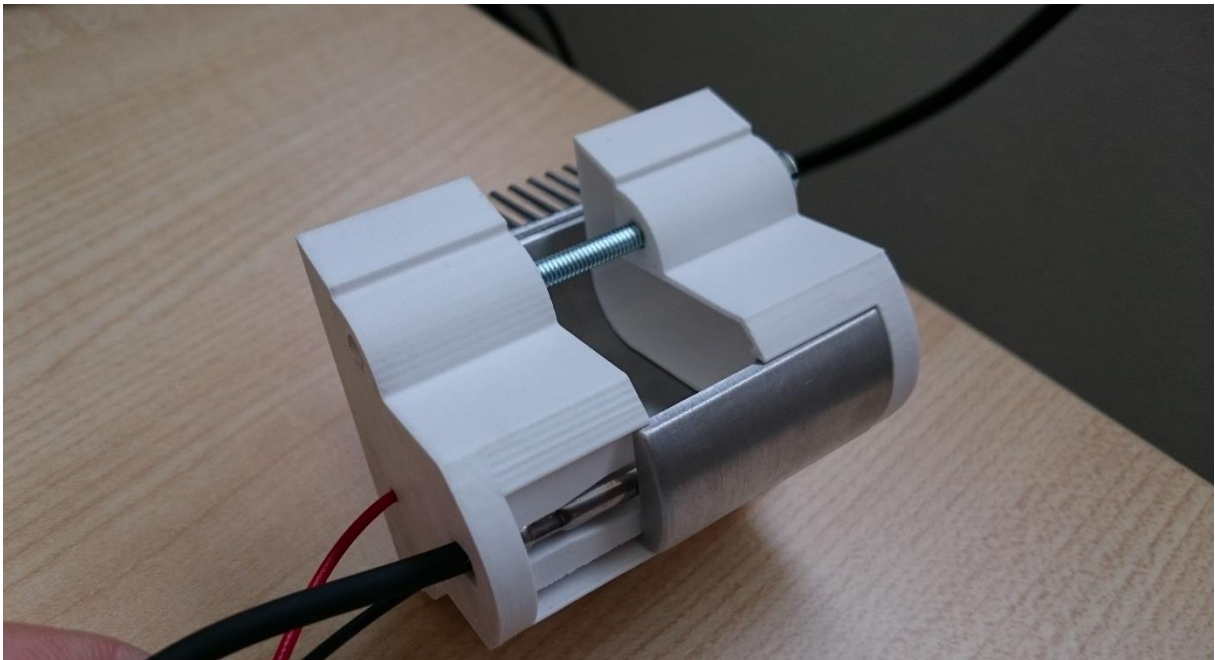


Abbildung 63: Integration des Sensors in die Isolierung; Zusammenbau der zwei Isolierungsteile

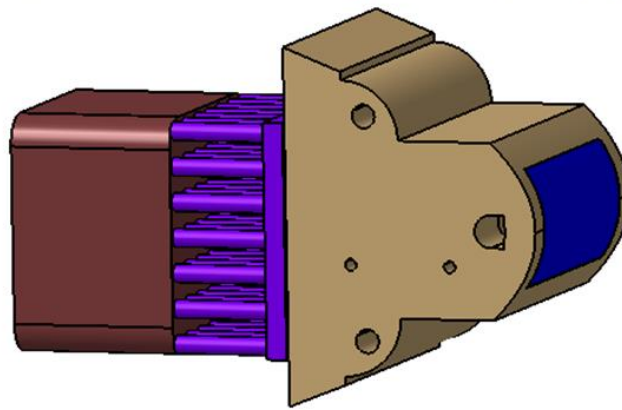
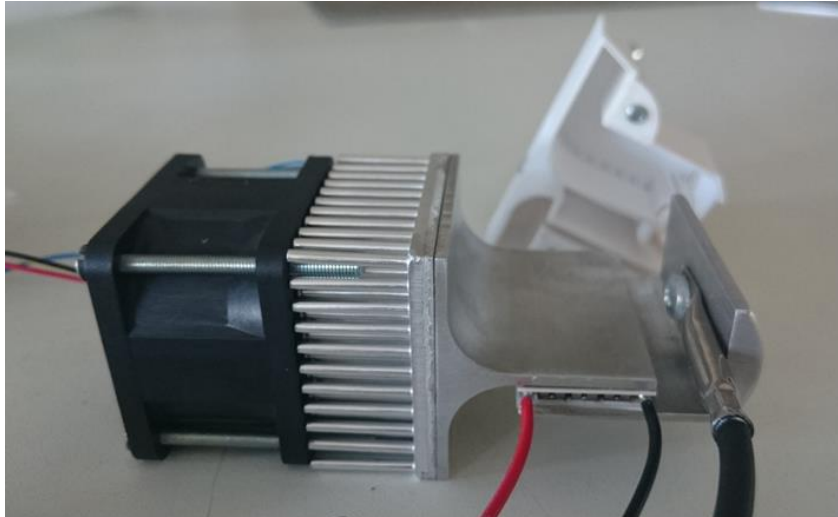


Abbildung 64: Bild des fertigen Sensors ohne Isolierung und CAD-Modell des Sensors mit Isolierung

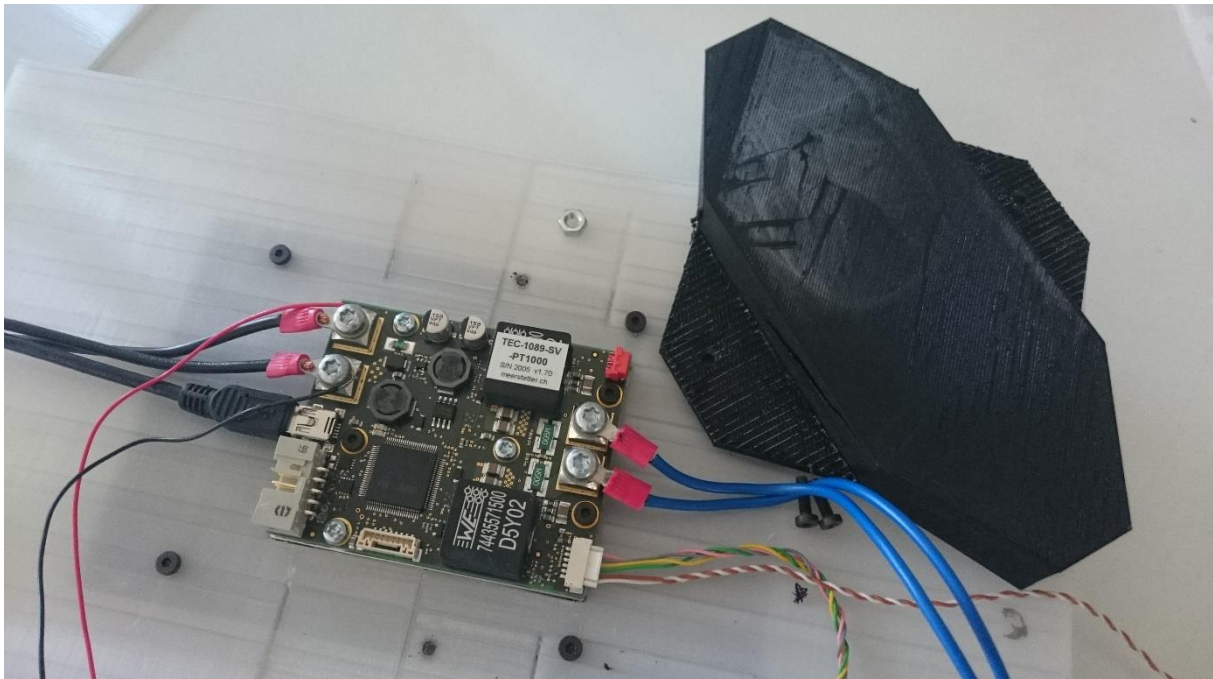


Abbildung 65: Bild des auf der Platte montierten TEC-Controllers mit dem dazugehörigen Gehäuse

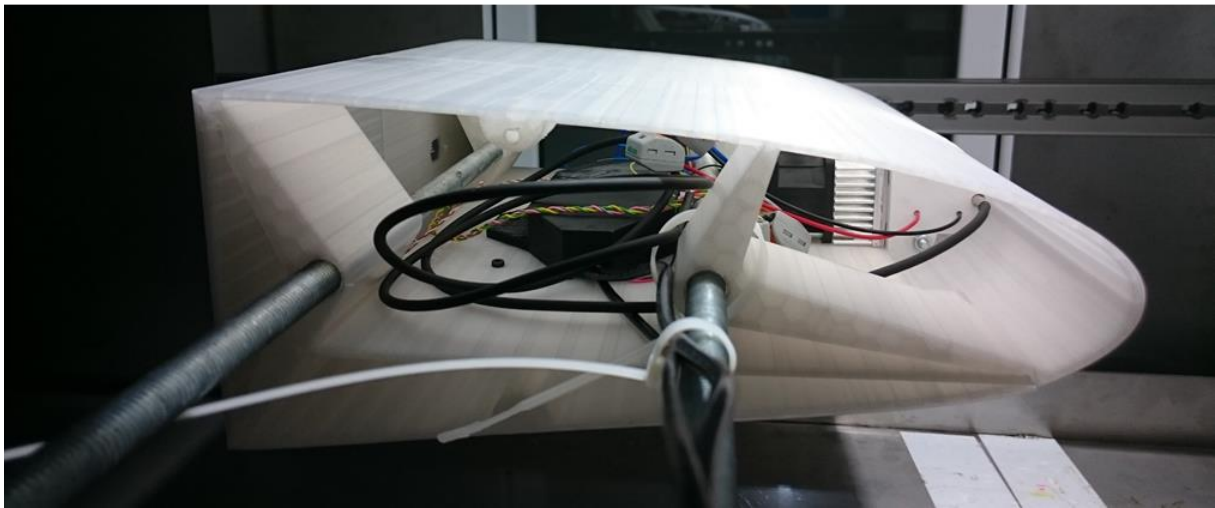
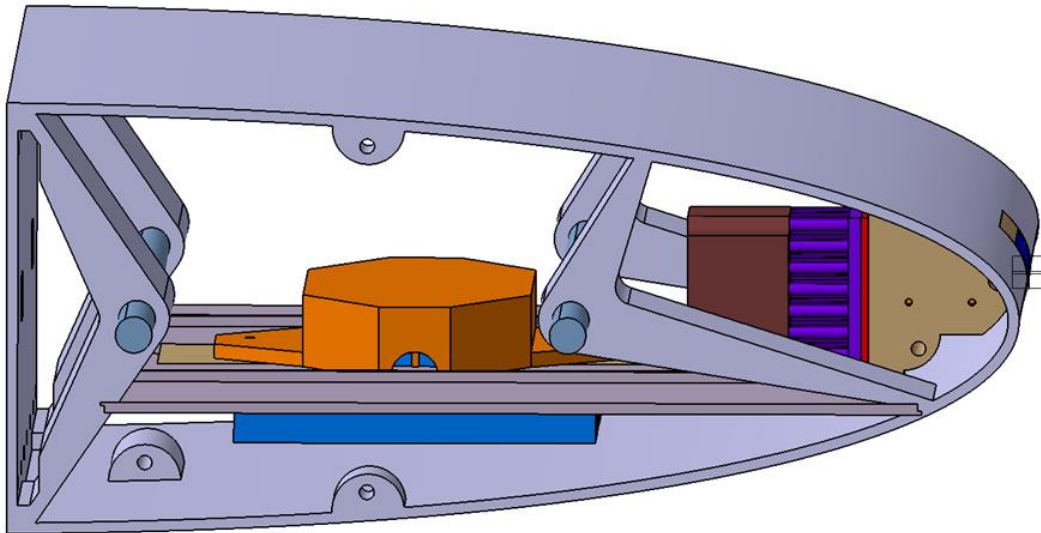


Abbildung 66: Seitenansicht des Prototypen als CAD-Modell (oben) und des tatsächlich eingebauten Prototypen; Flügelprofil (hellgrau), Isolierung (hellbraun), Messteller (dunkelblau), Wärmeabführende Seite (rot), Kühlkörper 1 (lila), Kühlkörper 2 (hellblau), Gehäuse (orange), Auflageplatte (grau) und Lüfter (braun)



Abbildung 67: Bilder der an der Hinterkante montierten Flügelvorderkante mit Adapter; Ansicht von vorne (oben) und von der Seite (unten)

Berechnung der Erwärmung der Luft durch den Kühlkörper auf der wärmeabführenden Seite

Ideale Gasgleichung: $p \cdot v = R \cdot T$ mit $v = \frac{1}{\rho} \rightarrow p = \rho \cdot R \cdot T \Leftrightarrow \rho = \frac{p}{R \cdot T}$

Die Temperatur wird im Windkanal mit $-5 \text{ }^\circ\text{C}$ angesetzt und der Druck der Standardatmosphäre verwendet.

$$\rho = \frac{101300 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}}{287,1 \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \cdot 268,15 \text{ K}} = 1,32 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\text{mit } \rho = \frac{m}{V} \text{ bzw. } \rho = \frac{\dot{m}}{\dot{V}} \Leftrightarrow \dot{m} = \rho \cdot \dot{V} = 1,32 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0,447 \frac{\text{m}^3}{\text{min}} = 0,59 \frac{\text{kg}}{\text{min}} \triangleq 9,83 \cdot 10^{-3} \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Dabei ist der Volumenstrom aus dem Datenblatt von dem Lüfter entnommen worden. Nach Umstellung der Formel (5.17) ergibt sich somit:

$$\Delta T = \frac{\dot{Q}}{\dot{m} \cdot c_p} = \frac{8,85 \frac{J}{s}}{9,83 \cdot 10^{-3} \frac{kg}{s} \cdot 1004 \frac{J}{kg \cdot K}} = 0,897 K$$

Die Temperatur der Luft, die den Kühlkörper umströmt, erhöht sich um 0,897 K.

Rechnung 1: Berechnung der Erwärmung der Luft durch den Kühlkörper auf der wärmeabführenden Seite

Reglerparameter

Messung zur α -Bestimmung (Abbildung 20) und erste Messung zur grundlegenden Untersuchung des Windkanals und Sensors (Abbildung 49):

PI-Regler

Bezeichnung	Wert	Einheit
K_p	23	%/°C
T_i	26	s
T_d	0	s
D	0,3	
Coarse Temp. Ramp	0,2	K/s
Current Limitation	6,0	A
Voltage Limitation	8,4	V
Current Error Threshold	7,0	A
Voltage Error Threshold	9,0	V

Tabelle 5: Reglerparameter des PI-Reglers

Messung zur Nachführung der Solltemperatur (Abbildung 53):

PID-Regler

Bezeichnung	Wert	Einheit
K_p	27,692	%/°C
T_i	15,5	s
T_d	3,7	s
D	0,3	
Coarse Temp. Ramp	0,2	K/s
Current Limitation	6	A
Voltage Limitation	8,4	V
Current Error Threshold	7	A
Voltage Error Threshold	9	V

Tabelle 6: Reglerparameter des PID-Reglers zur Nachführung der Solltemperatur

Anhang

Alle weiteren Messungen:

PID-Regler

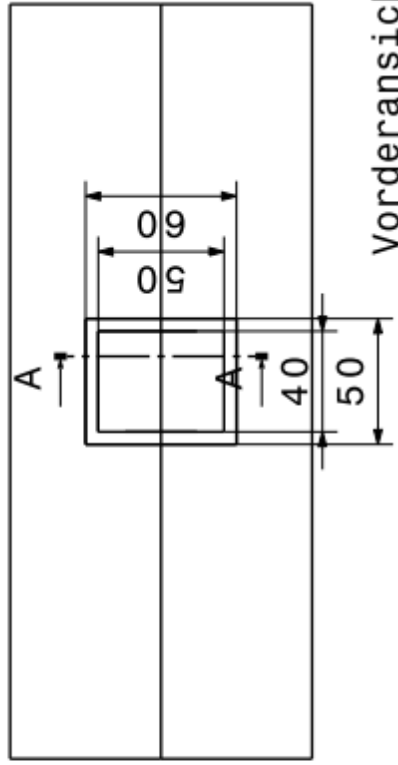
Bezeichnung	Wert	Einheit
K_p	32,005	%/°C
T_i	17,9	s
T_d	4,3	s
D	0,3	
Coarse Temp. Ramp	0,2	K/s
Current Limitation	5	A
Voltage Limitation	7,4	V
Current Error Threshold	6	A
Voltage Error Threshold	9	V

Tabelle 7: Reglerparameter für den PID-Regler für alle weiteren Messungen

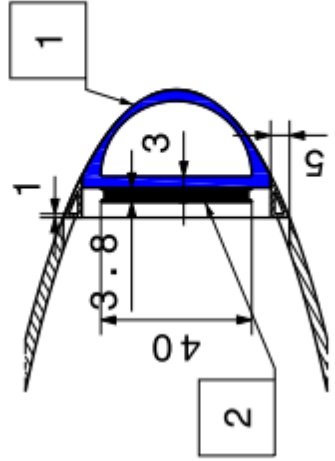
Fertigungsskizzen

1. Testausführung Variante 1
2. Testausführung Variante 2
3. Messteller mit Block
4. Messteller
5. Wärmeabführende Seite
6. Isolierung
7. Fertiger Sensor

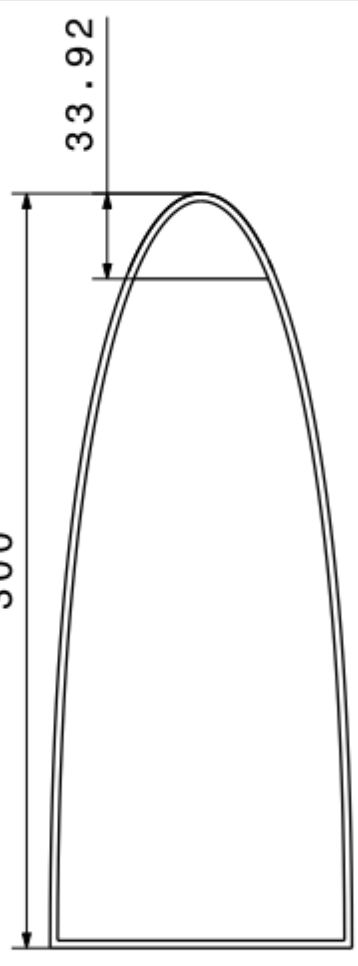
4 3 2 1



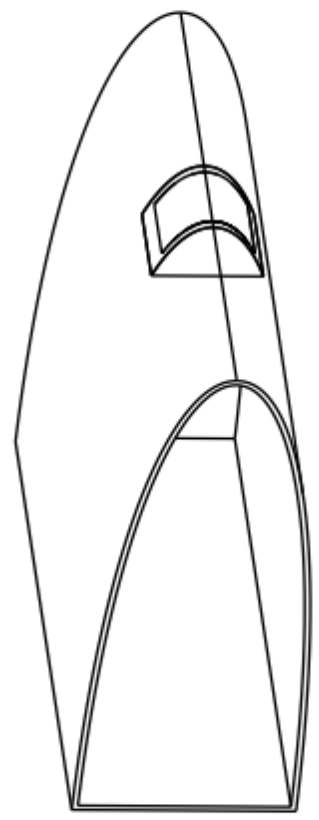
Vorderansicht



SchnittansichtA-A
Maßstab: 1:2



Seitenansicht



Nr.	Bezeichnung
1	Messteller bzw. kaltes Verbindungselement
2	Peltier-Element

DESIGNED BY:
Philip Schreiber

DATE: 15.04.2016

CHECKED BY:

DATE:

SIZE

A4

SCALE

1:3



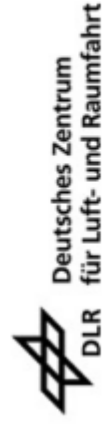
WEIGHT (kg)

DRAWING NUMBER

Testausführung Variante 1

SHEET

1/2



Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt

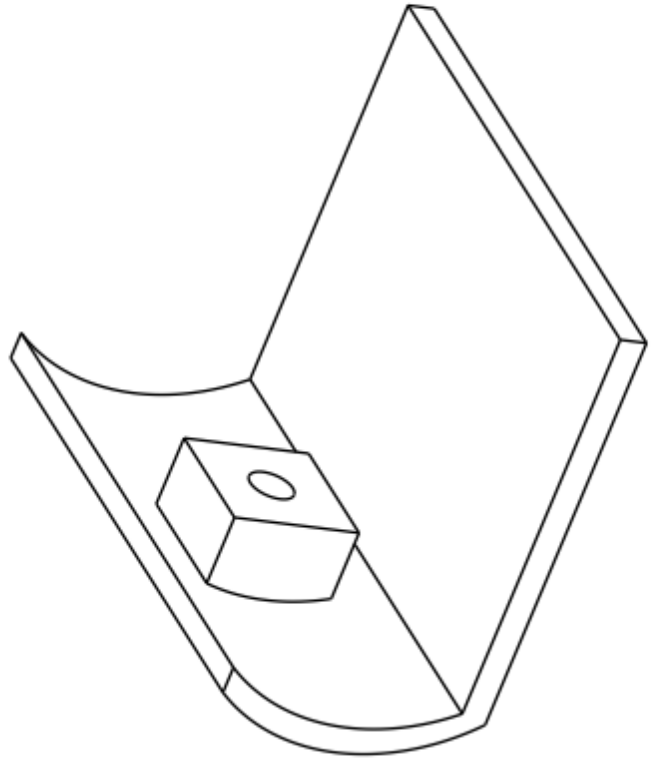
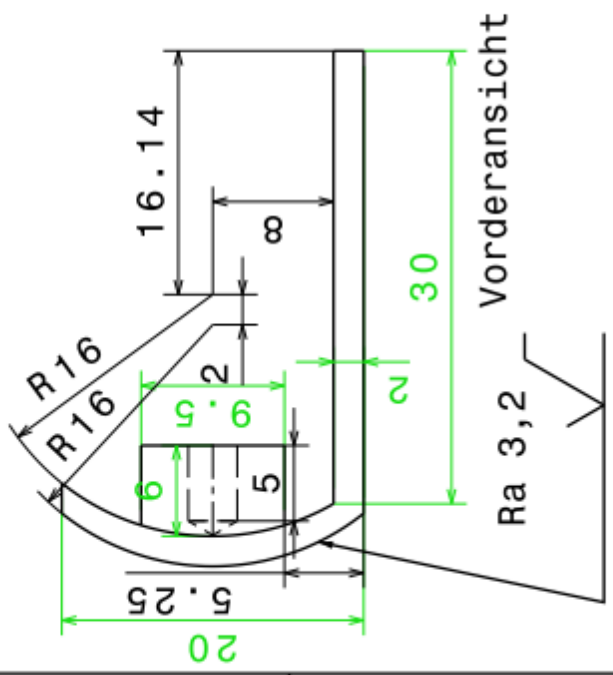
Eiserkennungssystem

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	-

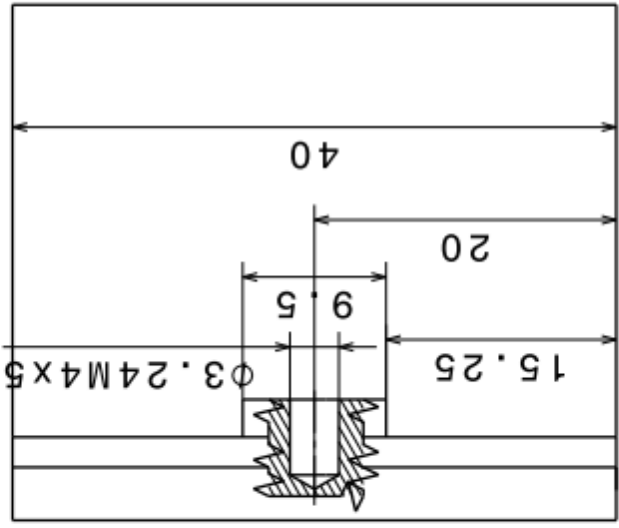
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.


D A

4 3 2 1 A



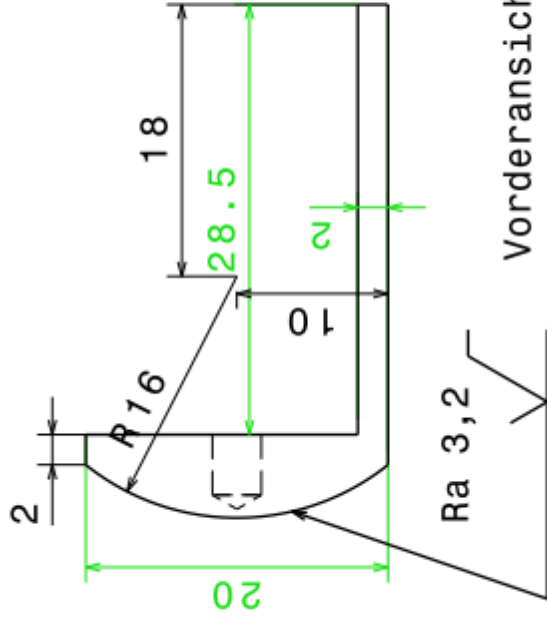
Isometrische Ansicht



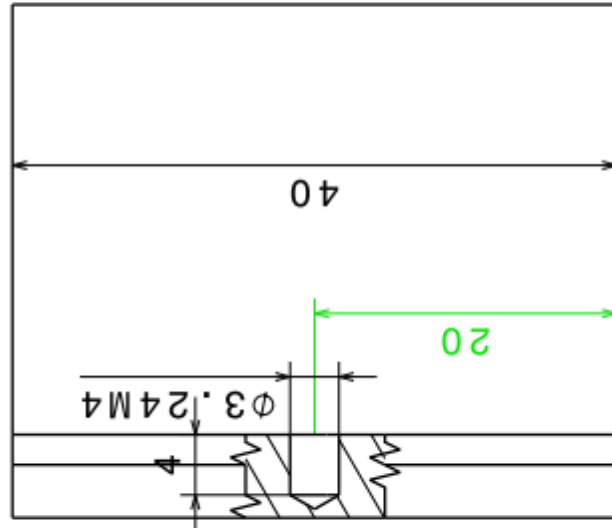
DESIGNED BY: P. Schreiber	 Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt	I	-
DATE: 17.04.2016		H	-
CHECKED BY:		G	-
DATE:		F	-
SIZE A4	 Material Aluminium EN AW-1050A	E	-
SCALE 2:1		D	-
	Eiserkennungssystem	C	-
		B	-
	DRAWING NUMBER Messteller mit Block	A	-
		SHEET 1/1	

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

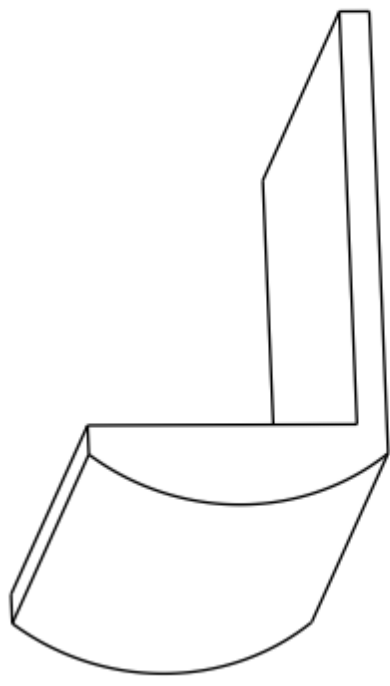
A D




Vorderansicht



Draufsicht



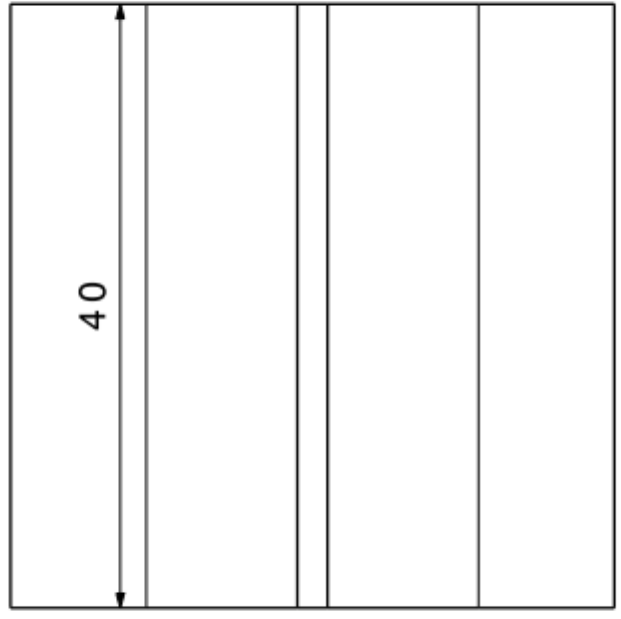
Isometrische Ansicht

DESIGNED BY: P Schreiber	DATE: 17.04.2016	CHECKED BY:	DATE:	 Material Aluminium EN AW-1050A	DRAWING NUMBER 1/2	SHEET
SIZE A4						

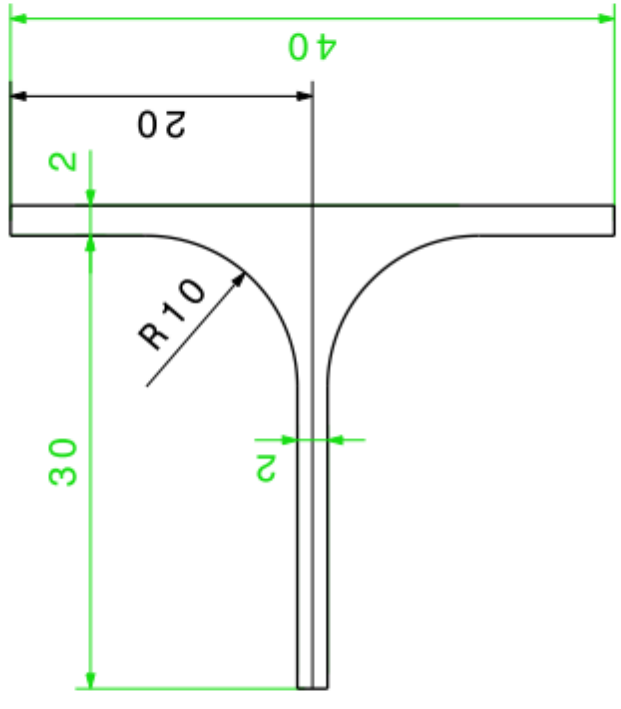
 Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt	I	-
	H	-
	G	-
	F	-
	E	-
	D	-
	C	-
	B	-
	A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

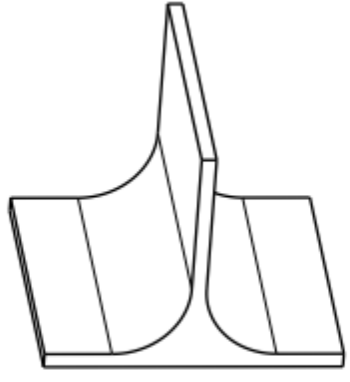
4 3 2 1 A



Seitenansicht links



Vorderansicht



Isometrische Ansicht
Maßstab 1:1

DESIGNED BY: P Schreiber	 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt	I	-
DATE: 17.04.2016		H	-
CHECKED BY:		G	-
DATE:		F	-
SIZE A4	 <small>Material</small> Aluminium EN AW-1050A	E	-
SCALE 2:1	Eiserkennungssystem <small>DRAWING NUMBER</small> Wärmeabführende Seite	D	-
		C	-
	<small>SHEET</small> 2/2	B	-
		A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

4 3 2 1 A

A

B

C

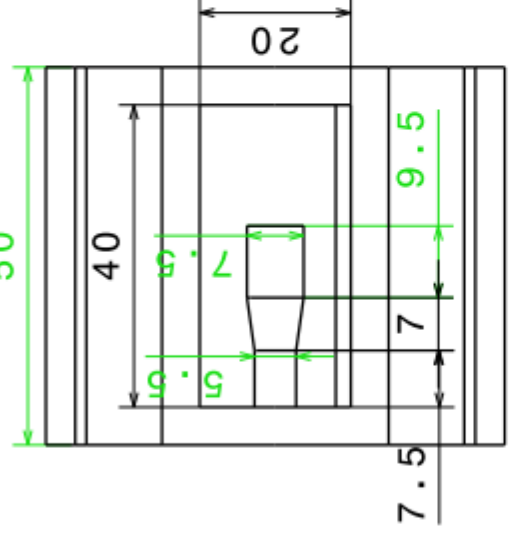
D

4

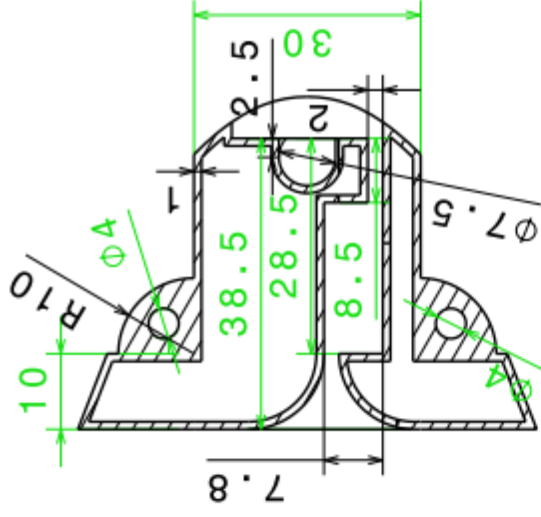
3

2

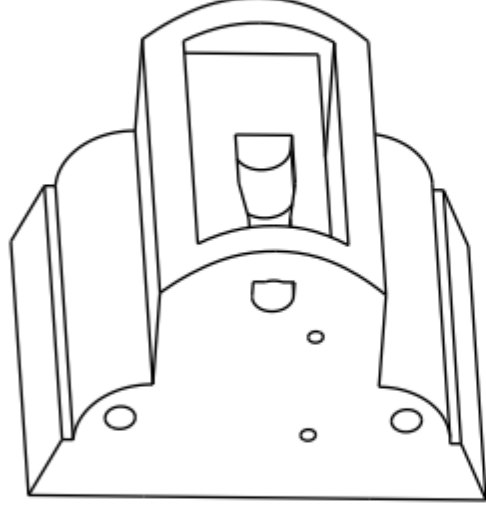
1



Seitenansicht



Vorderansicht



Isometrische Ansicht

DESIGNED BY:
P Schreiber

DATE:
15.07.2016

CHECKED BY:
DATE:



A4

Mater:la1

1:1 PLA

DRAWING NUMBER

Isolierung

SHEET

1/1



Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt

Eiserkennungssystem

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

A

D

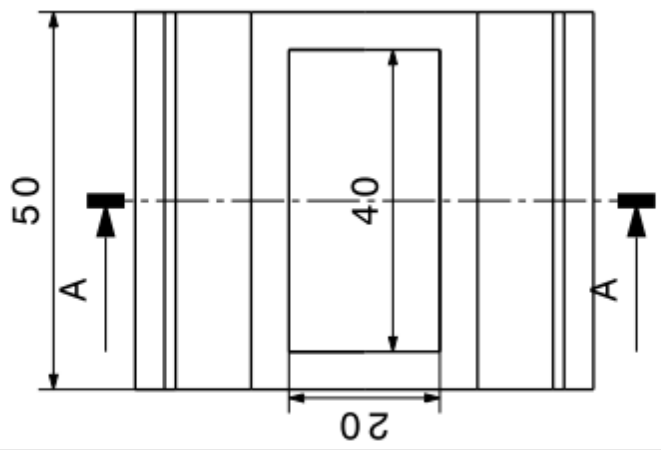
4

3

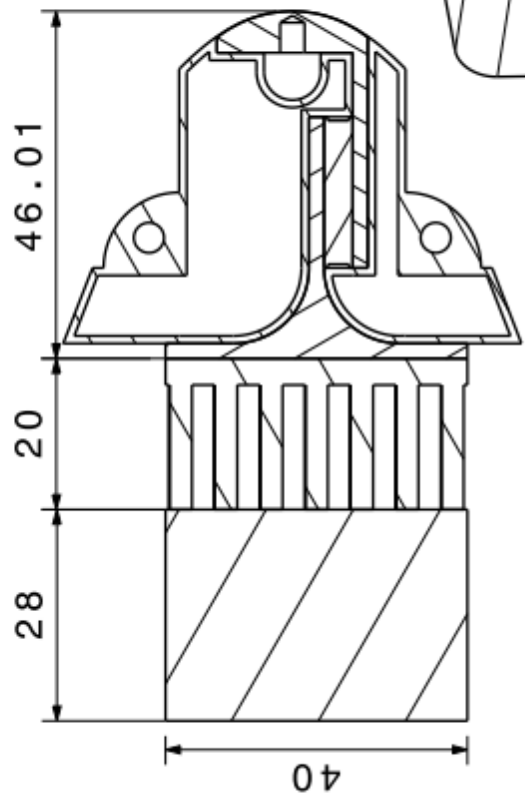
2

1

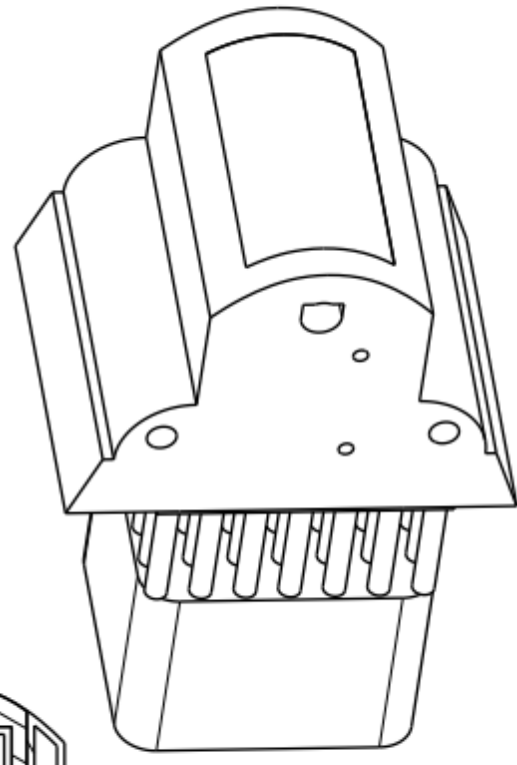
4 3 2 1





Vorderansicht



Schnittansicht A-A



DESIGNED BY: P Schreiber	
DATE: 15.07.2016	
CHECKED BY:	
DATE:	
SIZE A4	Eiserkennungssystem
SCALE 1:1	
DRAWING NUMBER	
Fertiger Sensor	
SHEET	
1/1	

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

A D

Gewichtsbilanzierung

Eine Bilanzierung der einzelnen Komponentengewichte wird aufgestellt. Dabei wird nur der Sensor betrachtet, ohne den TEC-Controller.

Bezeichnung	Gewicht [g]
Messteller	15,1
Wärmeabführende Seite	19,5
Peltier-Element	13,3
Lüfter	32,5
Kühlkörper	29,5
Pt-1000 Temperatursensor mit Kabel	28,0
NTC Temperatursensor	0,6
Isolierung	21,6
Schrauben	17,4
Wärmeleitklebstoff	0,9
Gesamt	178,4

Tabelle 8: Gewichtsbilanzierung Sensor

Produkte

Peltier-Elemente

3-mal einstufige Standard Module mit den Abmaßen 20 mm x 40 mm

Weitere Eigenschaften:

I_{\max} (A): 6,0

U_{\max} (V): 7,4

Q_{\max} (W): 28

ΔT_{\max} (K): 71

Höhe (mm): 3,8

Quick-Ohm Küpper & Co. GmbH

Unterdahl 24 b

42349 Wuppertal

<http://www.quick-cool-shop.de/>

Temperatursensoren

3-mal Pt-1000 Klasse A Oberflächenfühler bis 105°C mit 1,0 m Leitungslänge und PVC-Isolierung, 4-Leitertechnik

Sensorshop 24

Niederwiesen 7

78199 Bräunlingen

<https://www.sensorshop24.de/>

2-mal NTC 10K bei 25°C von EPCOS mit hoher Genauigkeit

Anhang

Meerstetter Engineering GmbH

Schulhausgasse 12
CH-3113 Rubigen

<http://www.meerstetter.ch/de>

TEC-Kontroller

1-mal TEC-1089-SV-Pt-1000 Kontroller mit einer Temperaturkontrollgenauigkeit von 0,01K, USB Schnittstelle, 12-24 V DC 10A Input, 0-21 V 10A Output

Meerstetter Engineering GmbH

Schulhausgasse 12
CH-3113 Rubigen

<http://www.meerstetter.ch/de>

Wärmeleitkleber

2-mal 2-Komponenten Wärmeleitkleber von Arctic Silver mit einem Wärmeleitkoeffizienten größer als $7,5 \text{ W} / (\text{m} \cdot \text{K})$

Quick-Ohm Küpper & Co. GmbH
Unterdahl 24 b
42349 Wuppertal

<http://www.quick-cool-shop.de/>

Lüfter

3-mal Delta-Electronics FFB0412VHN-TP03 Lüfter mit PWM-Steuerung und Drehzahlmessung

Digi-Key Electronics

701 Brooks Avenue South,
Thief River Falls, MN 56701 USA

<http://www.digikey.de/>

Kühlkörper

3-mal Aluminium-Stiftkühlkörper mit 3,5K/W und den Abmaßen 40 mm x 40 mm x 20 mm von Fischer Elektronik

Conrad Electronic SE
Klaus-Conrad-Str. 1
92240 Hirschau

<https://www.conrad.de/>

Fertigung

Messteller und Wärmeabführende Seite

Der Messteller und die Wärmeabführende Seite wurden entsprechend der Fertigungsskizzen aus einem Aluminiumblock von der Firma BGH in Siegen gefräst. Die Messtellervorderkante wurde zusätzlich noch geschliffen und die Kanten entgratet. Die Fertigung umfasste zwei Exemplare.

Flügelvorderkante

Die Flügelvorderkante wurde als geteiltes Modell aus PLA von dem IAF-internen 3D-Drucker gedruckt. Um den Druckbereich nicht zu überschreiten, wurde die Länge der Flügelvorderkante des 1 m langen NACA-0012-Profiles mit 28 cm und die Breite mit 30 cm bemessen. Die Wandstärke betrug 3 mm und eine interne Versteifung und Halterung für die zwei M12-Gewindestangen wurde vorgesehen. Aussparungen für den Sensor und die Auflageplatten wurden berücksichtigt. Für die Applizierung der Flügelvorderkante an die bereits vorhandene Hinterkante eines NACA-0012-Profiles, wurden ein Adapterstück und zwei weitere Flügelvorderkantenteile mit einer Breite von jeweils 10 cm gefertigt.

Isolierung

Die Isolierung für den eigentlichen Sensor wurde ebenfalls aus PLA gedruckt. Um eine möglichst große Isolationswirkung zu erzielen, wurde die Isolierung als Zwei-Schichten-Modell gefertigt mit einer Wandstärke von jeweils 1 mm. Damit möglichst wenig Stützstruktur beim Druck verwendet wird, wurde die Isolierung in zwei Hälften gedruckt.

Zusammenbau

Um den Messteller, das Peltier-Element, die Wärmeabführende Seite sowie den Kühlkörper miteinander zu verbinden, wurde der Wärmeleitkleber verwendet. Auf eine möglichst dünne, aber gleichzeitig flächendeckende Auftragung war zu achten um den Wärmewiderstand möglichst gering zu halten. Nach dem Aushärten des Klebers wurde der Sensor in die eine Hälfte der Isolierung gesteckt und mit der anderen Hälfte eingeschlossen. Mit zwei M4-Schrauben wurden die beiden Halbmodelle fixiert. Die Befestigung des Lüfters an dem Kühlkörper erfolgte über eine Presspassung. Der Pt-1000 Temperatursensor wurde mit einer Schraube am Messteller und der NTC-Temperatursensor mit Wärmeleitkleber an dem Kühlkörper befestigt. Der TEC-Controller wurde auf den großen Kühlkörper geschraubt und auf der Platte platziert. Zuletzt wurde das Gehäuse über den TEC-Controller mit zwei Schrauben befestigt und alle Einzelteile in die, ebenfalls mit Schrauben zusammengehaltene Flügelvorderkante eingesetzt. Zusätzliche Spalten und Lücken wurden mit Klebeband abisoliert.

Erklärung

Ich versichere hiermit, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig verfasst und keine anderen als die im Literaturverzeichnis angegebenen Quellen benutzt habe.

Stellen, die wörtlich oder sinngemäß aus veröffentlichten oder noch nicht veröffentlichten Quellen entnommen sind, sind als solche kenntlich gemacht.

Die Zeichnungen oder Abbildungen in dieser Arbeit sind von mir selbst erstellt worden oder mit einem entsprechenden Quellennachweis versehen.

Diese Arbeit ist in gleicher oder ähnlicher Form noch bei keiner anderen Prüfungsbehörde eingereicht worden.

Aachen, den 25.07.2016

(Vollständige, handschriftliche Unterschrift)

Geheimhaltung

Diese Abschlussarbeit darf weder vollständig noch auszugsweise ohne schriftliche Zustimmung des Autors, des betreuenden Referenten bzw. des DLR vervielfältigt, veröffentlicht oder Dritten zugänglich gemacht werden.

Kontakt:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik

Lilienthalplatz 7

D- 38108 Braunschweig