



Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München

Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme

**Modellbasierter Entwurf eines hybriden Systemansatzes zur Eisentfernung von den
Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration**

Tobias Strobl

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzende(r): Univ.-Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel

Prüfer der Dissertation:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Mirko Hornung
 2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke
- Technische Universität Hamburg-Harburg

Die Dissertation wurde am 17. September 2015 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 07. Dezember 2016 angenommen.

*Für meine Eltern,
Christine und Richard Strobl*

Danksagung

Die vorliegende Dissertation entstand in der Abteilung Metallische Technologien und Oberflächentechnik der Airbus Group Innovations in Ottobrunn bei München. Für die Möglichkeit der Anfertigung der Dissertation danke ich der Airbus Group und ganz besonders Herrn Dr.-Ing. Claudio Dalle Donne, Herrn Dr.-Ing. Jürgen Wehr sowie allen Mitarbeitern der Abteilung Metallische Technologien und Oberflächentechnik. Darüber hinaus danke ich Herrn Dr.-Ing. Dominik Raps (Airbus Helicopters, ehemals Abteilung Metallische Technologien und Oberflächentechnik der Airbus Group Innovations). Mein besonderer Dank gilt Herrn Dr. rer. nat. habil. Elmar Bonaccorso (Abteilung Metallische Technologien und Oberflächentechnik, Airbus Group Innovations) für seine Unterstützung der vorliegenden Dissertation. Des Weiteren danke ich Herrn Markus Christmann (Abteilung Energie und Antriebe, Airbus Group Innovations). Großer Dank gebührt auch Herrn Stefan Storm (Abteilung Strukturen, Produktion und Aeromechanik, Airbus Group Innovations) für die fortwährende Unterstützung und Hilfsbereitschaft während der Anfertigung der vorliegenden Dissertation.

Darüber hinaus bedanke ich mich bei Herrn Andreas Nick und Herrn Joachim Zettler von der Airbus APWorks GmbH für ihre Unterstützung bei den numerischen Finite-Elemente Simulationen. Für ihre gute Zuarbeit und das oftmals weit über das notwendige Maß hinausreichende Engagement im Rahmen von Bachelor- und Studienarbeiten danke ich besonders Herrn Steffen Faust und Herrn Robert Adam.

Herzlich bedanke ich mich auch bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Mirko Hornung, Leiter des Lehrstuhls für Luftfahrtsysteme an der Technischen Universität München, als Erstgutachter und Herrn Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke, Leiter des Instituts für Flugzeug-Systemtechnik an der Technischen Universität Hamburg-Harburg, als Zweitgutachter für ihre Unterstützung und für die Betreuung der vorliegenden Dissertation.

Ich bedanke mich auch ganz herzlich bei Herrn Professor David Thompson von der Mississippi State University (USA), Department of Aerospace Engineering und Airbus Helicopters, Inc. Professor, für seine unermüdliche Hilfsbereitschaft und fortwährende Unterstützung bei den numerischen Simulationen in der vorliegenden Dissertation sowie für seine Freundschaft.

Mein herzlichster Dank gilt meinen Geschwistern Martina Steigleder und Fabian Strobl und in besonderem Maße meinen Eltern Christine und Richard Strobl für die Möglichkeiten, die sie mir im Leben eröffnet haben und für ihre grenzenlose Hilfe und Unterstützung meines Lebensweges.

Tobias Strobl

München, September 2015

Inhalt

Abkürzungsverzeichnis.....	vii
Symbolverzeichnis.....	viii
Tabellenverzeichnis.....	xii
Abbildungsverzeichnis.....	xiv
Kurzdarstellung.....	xxii
Executive summary	xxiii
1 Einleitung.....	1
1.1 Motivation und Zielsetzung.....	1
1.2 Struktur der Arbeit	2
2 Stand der Wissenschaft und Technik	5
2.1 Atmosphärische Vereisung.....	5
2.1.1 Meteorologische Bedingungen.....	5
2.1.2 Eisformen auf Oberflächen von Flugzeugstrukturen.....	7
2.1.3 Skalierungsmethoden für atmosphärische Vereisungsbedingungen.....	8
2.2 Eisadhäsion.....	9
2.2.1 Adhäsionstheorien und deren Anwendung.....	10
2.2.1.1 Allgemeine Theorien für die Adhäsion zwischen zwei Festkörpern.....	10
2.2.1.2 Anwendung der Theorien für die Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers	11
2.2.2 Einflussfaktoren auf die Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen.....	13
2.2.2.1 Einfluss der Oberflächenmorphologie des Festkörpers auf die Eisadhäsion.....	13
2.2.2.2 Einfluss der Eisschicht auf die Eisadhäsion.....	21
2.2.2.3 Einfluss von äußeren Bedingungen auf die Eisadhäsion	23
2.2.3 Bestimmung der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers.....	24
2.2.3.1 Experimentelle Bestimmung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen	24
2.2.3.2 Modelle zur Vorhersage der Akkumulation und Adhäsion von Eis auf Festkörperoberflächen.....	26
2.3 Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration	27
2.3.1 Zertifizierte Enteisungssysteme	27
2.3.2 Innovative Systemansätze zur Enteisung.....	31
2.3.3 Numerische Simulation der Eisentfernung.....	33

3	Materialien und Methoden.....	35
3.1	Vereisungswindkanal	35
3.1.1	Komponenten und Funktionsweise	35
3.1.2	Testbedingungen.....	36
3.2	Messapparaturen zur Charakterisierung der Oberflächeneigenschaften.....	37
3.3	Herstellung der Testkörper.....	38
3.4	Konditionierung der Oberflächen.....	40
3.4.1	Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen.....	41
3.4.1.1	Spiegelpolitur	42
3.4.1.2	Nanostrukturierung.....	43
3.4.1.3	Hydrophobierung.....	44
3.4.2	Herstellung der Referenzoberfläche.....	45
3.5	Integration der Systemansätze zur Enteisung	46
3.6	Integration des Referenzsystems zur Enteisung.....	48
3.7	Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisdichte.....	48
3.8	Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisadhäsion.....	51
3.9	Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisschichtdicke.....	54
3.10	Numerische Methoden	56
3.10.1	Simulationssoftware <i>LEWICE</i>	56
3.10.2	Strömungssimulationssoftware <i>Loci/CHEM</i>	57
3.10.3	Finite-Elemente-Software <i>Abaqus</i>	58
4	Empirisches Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen.....	60
4.1	Bestimmung der Eisdichte.....	60
4.2	Bestimmung des Benetzungsverhaltens.....	63
4.3	Bestimmung der Eisadhäsion.....	64
4.4	Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion	67
5	Thermoelektrisch-aerodynamischer Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils	69
5.1	Experimentelle Eisentfernung	70
5.1.1	Versuchsdurchführung.....	70
5.1.2	Ergebnisse.....	72
5.2	Numerisches Simulationsmodell	74
5.2.1	Simulation des Wachstums der Eisakkumulationen.....	75
5.2.2	CFD-Simulation der aerodynamischen Kräfte der Strömung.....	78

5.2.3	FEM-Analyse der Eisentfernung.....	79
5.3	Validierung des Simulationsmodells.....	86
6	Elektromechanischer Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils.....	89
6.1	Experimentelle Versuchsdurchführung.....	90
6.2	Ergebnisse der Enteisungsfähigkeit.....	92
7	Hybrider Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils.....	93
7.1	Experimentelle Eisentfernung.....	94
7.1.1	Versuchsdurchführung.....	94
7.1.2	Ergebnisse.....	98
7.2	Numerisches Simulationsmodell.....	99
7.2.1	Simulation des Wachstums der Eisakkumulationen.....	100
7.2.2	FEM-Analyse der Eisentfernung.....	101
7.3	Validierung des Simulationsmodells.....	112
8	Diskussion.....	115
8.1	Elektrischer Leistungsbedarf des hybriden Systemansatzes.....	115
8.2	Beständigkeit der glatten, eisphoben Oberfläche.....	119
8.3	Entwurf des hybriden Systemansatzes für eine Flugzeugkonfiguration realer Größe.....	120
8.3.1	Systemaufbau und Komponenten.....	122
8.3.1.1	Auslegung des thermoelektrischen Systemansatzes.....	123
8.3.1.2	Auslegung des elektromechanischen Systemansatzes.....	125
8.3.2	Leistungsbedarf auf Flugzeugebene.....	127
8.3.3	Massenabschätzung auf Flugzeugebene.....	129
8.4	Eisdetektion.....	130
9	Zusammenfassung und Ausblick.....	133
9.1	Ergebnisse der Arbeit.....	133
9.2	Ausblick.....	135
	Literaturverzeichnis.....	137
	Anhang.....	149
A	Nanostrukturierung von spiegelpolierten Aluminiumoberflächen.....	149
B	Technische Produktspezifikation <i>CeramTec Sonox® P505</i>	151

Abkürzungsverzeichnis

<i>AA2024-T3</i>	Aluminiumlegierung
<i>AEA</i>	vollelektrisches Flugzeug (engl. All Electric Aircraft)
<i>AEDC</i>	Skalierungsmethode nach Ruff
<i>AWG</i>	amerikanische Drahtlehre (engl. American Wire Gauge)
<i>CCC</i>	Chromatierverfahren (engl. Chromate Conversion Coating)
<i>CFD</i>	numerische Strömungsmechanik (engl. Computational Fluid Dynamics)
<i>DIN</i>	Deutsches Institut für Normung
<i>DMS</i>	Dehnmessstreifen
<i>DSLR</i>	Spiegelreflexkamera (engl. Digital Single Lens Reflex)
<i>EASA</i>	Europäische Agentur für Flugsicherheit (engl. European Aviation Safety Agency)
<i>EIDI</i>	elektrisch betriebenes Impulsteisungssystem (engl. Electro Impulse De-Icing)
<i>EMEDS</i>	elektromechanisches expulsives Enteisungssystem (engl. Electro-Mechanical Expulsion Deicing System)
<i>EN</i>	Europäische Norm
<i>ESB</i>	Energiespeicher (engl. Energy Storage Bank)
<i>FAA</i>	Amerikanische Bundesluftfahrtbehörde (engl. Federal Aviation Administration)
<i>FAR</i>	Luftfahrtspezifische Regularien der <i>FAA</i> (engl. Federal Aviation Regulations)
<i>FEM</i>	Finite-Elemente-Methoden
<i>FR4</i>	glasfaserverstärktes Epoxidharz-Laminat
<i>ISO</i>	Internationale Organisation für Normung
<i>MEA</i>	More Electric Aircraft
<i>NACA</i>	National Advisory Committee for Aeronautics
<i>NASA</i>	Nationale Aeronautik- und Raumfahrtbehörde (engl. National Aeronautics and Space Administration)
<i>N.F.</i>	neutrale Faser
<i>PSA</i>	Phosphor-Schwefelsäure (engl. Phosphoric Sulfuric Acid)
<i>PVC</i>	Polyvinylchlorid
<i>RANS</i>	Reynolds-gemittelte Navier-Stokes-Gleichungen (engl. Reynolds-Averaged Navier-Stokes)
<i>REM</i>	Rasterelektronenmikroskop
<i>SLD</i>	unterkühlte große Wassertropfen (engl. Supercooled Large Droplets)
<i>SST</i>	Turbulenzmodell von Menter (engl. Shear-Stress Transport)
<i>TFSAA</i>	Dünnschicht-Anodisierverfahren mit Schwefelsäure (engl. Thin Film Sulfuric Acid Anodizing)
<i>TMEDS</i>	thermomechanisches expulsives Enteisungssystem (engl. Thermo-Mechanical Expulsion Deicing System)
<i>TRL</i>	technologischer Reifegrad (engl. Technology Readiness Level)
<i>TSA</i>	Mischsäure aus Weinsäure und Schwefelsäure (engl. Tartaric Sulfuric Acid)
<i>VAC</i>	Wechselspannung (engl. Voltage Alternating Current)
<i>VDC</i>	Gleichspannung (engl. Voltage Direct Current)

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

A	projizierte Flügelfläche
A_{int}	Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche
A_{int_exp}	experimentell bestimmte Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche
A_{int_num}	numerisch simulierte Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche
C	(Regressions-) Koeffizient(en) des Vorhersagemodells der Eisadhäsion
C_m	dimensionsloser Koeffizient des aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Moments um die y-Achse
C_x	dimensionsloser Koeffizient der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Kräfte in x-Richtung
C_z	dimensionsloser Koeffizient der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Kräfte in z-Richtung
$C3D8E$	dreidimensionales, achtknotiges lineares piezoelektrisches Tetraedervolumenelement erster Ordnung
$C3D8R$	dreidimensionales, achtknotiges lineares Tetraedervolumenelement erster Ordnung
$C3D10M$	dreidimensionales, modifiziertes zehnknotiges Tetraedervolumenelement zweiter Ordnung
c	Sehnenlänge des Flügelprofils
c_{ij}^E	elastische Steifigkeit aufgrund der Materialanisotropie des piezokeramischen Werkstoffs, bzw. Elastizitätsmatrix für konstante elektrische Feldstärke
D_{av}	mittlerer Durchmesser des rotierenden Zylinders
D_0	Durchmesser des flüssigen Wassertropfens kurz vor Aufprall auf der Oberfläche eines Festkörpers
d_{min}	dünne Eisschicht, die von der Flügeloberfläche abgelöst wird
d_{33}	piezoelektrische Koppelmatrix für konstante mechanische Spannung
E	elektrische Feldstärke bzw. Index der konstanten elektrischen Feldstärke
E_{al}	E-Modul von Aluminium
E_{ice}	E-Modul von Eis
e	Exzentrizität
e_{ij}	piezoelektrische Spannungskonstante
F	Querkraft
F	aerodynamische Kraft der Strömung
F_x	Kraftkomponente in x-Richtung
F_z	Kraftkomponente in z-Richtung
f_n	aus der Modalanalyse extrahierter Wert der Eigenfrequenz
f_{res}	Resonanzfrequenz
f_{wet}	Anteil der mit Wassertropfen benetzten Oberfläche zu der gesamten projizierten Oberfläche des Festkörpers
f_1	erste Resonanzfrequenz
h_{al}	Dicke des Aluminiumbalkens

h_{ice}	Eisschichtdicke
h_{ice_exp}	experimentell bestimmte Eisschichtdicke
h_{ice_num}	numerisch simulierte Eisschichtdicke
I	elektrische Stromstärke
I_{eff}	Effektivwert der elektrischen Stromstärke
I_h	hexagonales, polykristallines Eis
I_{th}	thermoelektrische Stromstärke
i	Index der Richtung des elektrischen Feldes
i	Index der Richtung der Verformung bzw. der mechanischen Spannung
j	Index der Richtung der dielektrischen Verschiebung
j	Index der Richtung der mechanischen Spannung
k	Boltzmann-Konstante
k	Regressionskoeffizient(en) der Dichte
LWC	Flüssigwassergehalt (engl. Liquid Water Content)
l	frei schwingende Länge des Verbundbalkens
M	Biegemoment
M	aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierendes Moment
Ma	Machzahl
M_y	Moment um die y-Achse
MVD	mittlerer Durchmesser des Wassertropfens (engl. Median Volume Diameter)
m_{spec_air}	in Luft gemessene Masse des unvereisten Probenkörpers
m_{spec_oct}	in Octanol-1 gemessene Masse des unvereisten Probenkörpers
$m_{spec_{ice_air}}$	in Luft gemessene Masse des vereisten Probenkörpers
$m_{spec_{ice_oct}}$	in Octanol-1 gemessene Masse des vereisten Probenkörpers
n	Gefrieranteil (engl. freezing fraction)
n_{min}	Anzahl der Messstationen der Eisablösungen entlang der in Strömungsrichtung abgewickelten Flügeloberfläche
Oh	Ohnesorg-Zahl
P_{m_sc}	skalierte frequenzabhängige Wirkleistung
P_p	Wirkleistung
P_s	Scheinleistung
P_{span}	auf die Spannweite (des Flügelprofils) bezogene Leistung
P_{th}	thermoelektrische Leistung
P_{th_span}	auf die Spannweite (des Flügelprofils) bezogene thermoelektrische Leistung
P_{tot_span}	Gesamtwert des Leistungsbedarfs in Spannweitenrichtung
Q_m	mechanischer Gütefaktor des piezokeramischen Werkstoffs
q	Wärmedichte
R	dimensionsloser Dichte-Parameter nach Macklin
R_a	(arithmetischer Mittelwert der) Oberflächenrauigkeit
Re	Reynolds-Zahl
r	Rauigkeitsfaktor
r_{LE}	Radius der Flügelvorderkante
r_{MV}	mittlerer volumetrischer Tropfenradius
r_0	initialer Radius der Kontaktfläche

S	dimensionsloser Dichte-Parameter nach Jones
S	Index der „geklemmten“ Dielektrizitätskonstante
$S, S12$	Schubspannungen in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Flügeloberfläche nach der <i>Abaqus</i> Nomenklatur
$S3$	dreiknotiges, dreieckiges Schalenelement
s	Länge des Flügelprofils in Richtung der Spannweite
T	(absolute) Temperatur
T_{H_2O}	Temperatur des Wassers
T_{air}	Temperatur der strömenden Luft
T_{surf}	Temperatur der Oberfläche
T_{tot}	Totalwert der Temperatur
t	Zeitpunkt
t_{ice}	Vereisungszeit
t_0	initialer Zeitpunkt
U	elektrische Spannung
U_{eff}	Effektivwert der Spannung
U_{peak}	Scheitelwert der sinusförmigen Ansteuerspannung
$U_{peakpeak}$	Spitze-Spitze-Wert der Ansteuerspannung
U_{th}	thermoelektrische Spannung
V_{air}	Geschwindigkeit der strömenden Luft
V_{imp}	Aufprallgeschwindigkeit der Tropfen
V_{piezo}	Gesamtvolumen der piezoelektrischen Aktoren
V_0	Geschwindigkeit des flüssigen Wassertropfens kurz vor Aufprall auf der Oberfläche eines Festkörpers
We	Weber-Zahl
x	Abstand (zwischen der Einspannstelle des Verbundbalkens und der gemittelten Messstelle des <i>DMS</i>)
x	x- Koordinate
y	y-Koordinate
z	z-Koordinate

Griechische Symbole

Γ_{adv}	Koeffizient des Fortschrittswinkels
Γ_{rec}	Koeffizient des Rückzugswinkels
Δh_{ice}	Abweichung der Werte von h_{ice_num} von den Vergleichswerten von h_{ice_exp}
θ	Kontaktwinkel
θ_{adv}	Fortschreitwinkel
θ_{app}^{CB}	makroskopisch messbarer Kontaktwinkel von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Cassie-Baxter-Modus
θ_{app}^{flat}	Kontaktwinkel der ideal glatten Oberfläche ohne Strukturierung
θ_{app}^W	makroskopisch messbarer Kontaktwinkel von Wasser mit der strukturierten, superhydrophoben Oberfläche bei der Benetzung im Wenzel-Modus

θ_{eq}	Gleichgewichtskontaktwinkel nach Young
θ_{eq}^{CB}	Gleichgewichtskontaktwinkel der im Cassie-Baxter-Modus benetzenden Oberfläche
θ_{eq}^{flat}	Gleichgewichtskontaktwinkels der ideal glatten Oberfläche ohne Strukturierung
θ_{flat}	auf einer nicht nanostrukturierten Oberfläche gemessener Kontaktwinkel
θ_{hys}	Kontaktwinkelhysterese
θ_{rec}	Rückzugswinkel
α	massenproportionaler Koeffizient der <i>Rayleigh</i> -Dämpfung
β	steifigkeitsproportionaler Koeffizient der <i>Rayleigh</i> -Dämpfung
β	Kollektionseffizienz (engl. collection efficiency)
ε_{DMS_al}	experimentell unter Verwendung eines Dehnmessstreifens bestimmter Wert der Balkendehnung
ε_{ij}^S	Permittivität bzw. Dielektrizitätskonstante, bzw. Dielektrizitäts- bzw. Permittivitätsmatrix für „geklemmte“ Dielektrizitätskonstante
ε_0	elektrische Feldkonstante
ε_{33}	Permittivität
ε_{33}^S	Permittivität des vollständig blockierten Aktors
ε_{33}^T	Permittivität des freien, unblockierten Aktors
μ	dynamische Viskosität (der Flüssigkeit)
μ_{H_2O}	dynamische Viskosität von Wasser
ρ	Dichte
ρ_{H_2O}	Dichte von Wasser
ρ_{air}	Dichte der strömenden Luft
ρ_{ice}	Eisdichte
ρ_{oct}	Dichte von 1-Octanol
ρ_{piezo}	Dichte des piezokeramischen Werkstoffs
σ	Oberflächenspannung (der Flüssigkeit)
σ	Biegenormalspannung
σ_{H_2O}	Oberflächenspannung von Wasser
τ	Schubspannung
τ_{int}	maximale in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers auftretende Schubspannung (= Eisadhäsion)
τ_{int_FEM}	mit <i>Abaqus</i> numerisch simulierte Schubspannungen in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Flügeloberfläche
τ_{int_emp}	mit dem empirischen Vorhersagemodell bestimmter Wert der Adhäsion in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Flügeloberfläche
τ_{int_0}	Durchschnittswert der Eisadhäsion
φ	Phasenverschiebung
ω_1	Eigenfrequenz der ersten Schwingungsform

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1 Tropfendurchmesser, D_0 bzw. MVD , Tropfengeschwindigkeit, V_0 , Stoffwerte von unterkühltem Wasser (Dichte, ρ_{H_2O} , Oberflächenspannung, σ_{H_2O} , Viskosität, μ_{H_2O}) und dimensionslose Kennzahlen (Reynolds-Zahl, Re , Ohnesorg-Zahl, Oh , und Weber-Zahl, We).	19
Tabelle 3.1 Testbedingungen zur Erzeugung der Eisakkumulationen für die Untersuchung der Enteisungsfähigkeit der Systemansätze.....	37
Tabelle 3.2 Anodisierverfahren und zugehörige Parameter der Anodisierspannung in [V] bzw. der Elektrolyttemperatur in [°C] zur Nanostrukturierung der spiegelpolierten Aluminiumoberflächen. Der aus dem jeweiligen Anodisierverfahren resultierende Wert der Oberflächenrauigkeit, R_a , wird in der Einheit [nm] angegeben.....	43
Tabelle 3.3 Kennwerte der Materialien für die numerischen Simulationen.....	57
Tabelle 3.4 Werkstoffkenngrößen der piezoelektrischen Aktoren bzw. Keramiken: a) aus der Datentafel übernommene Vorgabewerte gemäß der Produktspezifikation von <i>CeramTec</i> (siehe Anhang B bzw. Tabelle B.1) und b) berechnete Werte nach der Norm <i>DIN EN 50324-2</i> [194].	59
Tabelle 4.1 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in [kg/m ³] [114]. Die Bildung der Mittelwerte basiert auf vier Messungen unter äquivalenten Bedingungen.....	61
Tabelle 4.2 Fortschrittswinkel, θ_{adv} , Rückzugswinkel, θ_{rec} , und Cassie-Baxter Gleichgewichtskontaktwinkel, θ_{eq}^{CB} , der glatten, eisgehobenen Oberflächen der Probenkörper 1 bis 6 [170]. Der nach Gleichung [4.4] berechnete Anteil der mit Wasser benetzten Oberfläche ist mit f_{wet} bezeichnet.....	64
Tabelle 4.3 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisadhäsion, τ_{int} , auf den glatten, eisgehobenen Oberflächen der Probenkörper 1 bis 6.....	65
Tabelle 5.1 Auf die Spannweite des Flügelprofils bezogener Leistungsbedarf des im Nassfließmodus betriebenen thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisungssystems.....	71
Tabelle 5.2 Dimensionslose Koeffizienten der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Kräfte, C_x und C_z , und dem Moment, C_m , um die y-Achse als Funktion der Vereisungszeit, t_{ice} , für Vereisungsfall 2. Die Definition der x-, y- und z-Achse ist identisch zur Achsendefinition im Flugkoordinatensystem.....	79
Tabelle 5.3 Mit dem empirischen Vorhersagemodell bestimmter Wert der Eisadhäsion, τ_{int_emp} [MPa], der für ein Ablösen des Eises von der glatten, eisgehobenen Oberfläche des Flügelprofils erforderlich ist. Die Berechnung der Werte erfolgt nach Gleichung [4.3] als Funktion von T_{surf} und V_{air}	81
Tabelle 5.4 Numerisch simulierte Eisschichtdicke, h_{ice_num} , der Vereisungsfälle 1 bis 8 als Funktion der Vereisungszeit, t_{ice} , nach 30, 60, 90 und 120 s.....	82

Tabelle 5.5 Schichtdicken der Eisakkumulationen der experimentellen Windkanalversuche, h_{ice_exp} , bzw. der numerischen Simulationen, h_{ice_num} , die von der Flügeloberfläche durch Verwendung des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes für die Vereisungsfälle 2, 3, 6, 7 und 8 abgelöst werden. Die Werte von Δh_{ice} bezeichnen die Abweichung der Werte von h_{ice_num} von den experimentellen Vergleichswerten h_{ice_exp} .	88
Tabelle 7.1 Eigenfrequenzen der ersten Schwingungsform, ω_1 , für das vereiste Flügelprofil der Fälle 1 bis 8 für die Vereisungszeiten, t_{ice} , nach 20, 30, 40, 50 und 60 s. Die Vereisungsfälle 1 bis 8 sind von a) bis h) nummeriert. Als Referenz ist in jedem Vereisungsfall der Wert der Resonanzfrequenz des unvereisten Flügelprofils zum initialen Zeitpunkt, t_0 , hinzugefügt. Zusätzlich sind die Werte der numerisch simulierten Eisschichtdicke, h_{ice_num} , und der numerisch simulierten Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int_num} , für $t_{ice} = 10, 20, 30, 40, 50$ und 60 s aufgeführt.	107
Tabelle 7.2 Fallspezifische Werte der Eisschichtdicken für die experimentellen Windkanalversuche, h_{ice_exp} , sowie für die numerischen Simulationen, h_{ice_num} , zum Zeitpunkt unmittelbar vor dem Ablösen von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils.	112
Tabelle 8.1 Leistungsdaten des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes sowie des hybriden Systemansatzes in Bezug auf die 100 mm Spannweite des Flügelprofils [28].	116
Tabelle 8.2 Testbedingungen und elektrische Leistungsdaten des vollvaporierend betriebenen, rein thermoelektrischen Referenzsystems zur Enteisung aus (3.6).	117
Tabelle A.1 Parameter der PSA-Anodisierverfahren aus der Studie von Strobl et al. zur Nanostrukturierung spiegelpolierter Aluminiumoberflächen [174].	149
Tabelle A.2 Einfluss der Elektrolyttemperatur und der Anodisierspannung während der PSA-Anodisierverfahren auf die Oberflächenmorphologie [174].	150
Tabelle B.1 Materialkennwerte der piezoelektrischen Aktoren bzw. Keramiken gemäß der Technischen Produktspezifikation <i>CeramTec Sonox® P505</i> .	151

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1 Struktur der Arbeit.....	4
Abbildung 2.1 Darstellung des Flüssigwassergehalts, LWC , in Abhängigkeit des mittleren Durchmessers des Wassertropfens, MVD , sowie der Lufttemperatur, T_{air} , für die a) kontinuierlichen maximalen atmosphärischen Vereisungsbedingungen und b) zeitweiligen maximalen atmosphärischen Vereisungsbedingungen [11,23].....	6
Abbildung 2.2 a) Unter Strömungsbedingungen aufgewachsenes Klareis ($T_{tot} = +0,2 \pm 0,5 \text{ } ^\circ\text{C}$) und b) Raueis ($T_{tot} = -10,3 \pm 0,5 \text{ } ^\circ\text{C}$) [28].....	7
Abbildung 2.3 a) Unter Strömungsbedingungen im Windkanal aufgewachsenes Rücklaufeis ($T_{tot} = -10 \pm 0,5 \text{ } ^\circ\text{C}$) und b) Draufsicht auf die im hinteren Bereich mit Rücklaufeis bedeckte Flügelvorderkante.....	8
Abbildung 2.4 Schematische Darstellung einer a) hydrophilen Oberfläche mit einem Kontaktwinkel, θ , kleiner als 90° , b) einer hydrophoben Oberfläche mit θ im Bereich zwischen 90° und 150° und c) einer superhydrophoben Oberfläche mit θ größer als 150°	14
Abbildung 2.5 Experimentelle Messverfahren zur Bestimmung des a) Fortschrittswinkels, θ_{adv} , und des b) Rückzugswinkels, θ_{rec} , zwischen einer Flüssigkeit (Wasser) und einer Festkörperoberfläche. Die Werte von θ_{adv} bzw. θ_{rec} sind jeweils ab dem Zeitpunkt $t = 3$ messbar und bleiben bei konstanter Flüssigkeitszufuhr (a) bzw. -entzug (b) weiterhin konstant (Zeitpunkt $t = 4$).....	15
Abbildung 2.6 a) Makroskopisch messbarer Kontaktwinkel, θ_{app}^{CB} , von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Cassie-Baxter-Modus und b) Kontaktwinkel, θ_{app}^{flat} , der nahezu ideal glatten Oberfläche mit gleicher Oberflächenenergie, jedoch ohne Strukturierung.....	16
Abbildung 2.7 a) Makroskopisch messbarer Kontaktwinkel, θ_{app}^W , von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Wenzel-Modus und b) Kontaktwinkel, θ_{app}^{flat} , der nahezu ideal glatten Oberfläche mit gleicher Oberflächenenergie, jedoch ohne Strukturierung.....	16
Abbildung 2.8 Benetzungs- und Aufschlagverhalten von Tropfen in Abhängigkeit der Ohnesorg-Zahl, Oh , aufgetragen über der Reynolds-Zahl, Re . Oberhalb der schematisch eingezeichneten Trendlinie findet bei Aufprall ein Zerfall der Tropfen statt, unterhalb der Trendlinie erfolgt eine Deposition der Tropfen.....	18
Abbildung 2.9 Eisdichte, ρ_{ice} , in $[\text{kg}/\text{m}^3]$ a) nach dem erweiterten Modell von Macklin [116] in Abhängigkeit des Dichte-Parameters, R , [109] und b) nach dem Modell von Jones, aufgetragen über dem Dichte-Parameter, S [110]. Die Asymptote an die Kurve der Eisdichte nach Jones verdeutlicht den maximal erreichbaren Wert von $\rho_{ice} = 860,7 \text{ kg}/\text{m}^3$	23
Abbildung 2.10 a) Schematische Darstellung eines Kragträger-Verbundbalkens aus Aluminium und Eis unter einer aufgebrachtten Querkraft, F , und der daraus resultierenden internen Biegenormalspannungen, σ , und Schubspannungen, τ , und b) seitlicher Querschnitt des Kragträger-Verbundbalkens [71,131,132].....	25

Abbildung 2.11 Zapfluft- Enteisungssystem am Vorflügel der <i>Boeing MD-11</i> mit schematisch eingezeichnetem Piccolo-Rohr (engl. piccolo duct) [14].	27
Abbildung 2.12 Pneumatisch-mechanisches Enteisungssystem mit Gummischlauchmatten a) im an der Flügelkontur anliegenden Ausgangszustand und b) im durch Zapfluft aufgeblasenen Enteisungszustand [138].	29
Abbildung 2.13 Poröse Oberfläche eines Flüssigkeitsenteisungssystems auf Basis gefrierpunktsenkender Chemikalien [143].	30
Abbildung 2.14 Thermomechanisches expulsives Enteisungssystem <i>TMEDS</i> [146].	31
Abbildung 3.1 a) Übersichtsdarstellung des Vereisungswindkanals auf Labormaßstab, bestehend aus den Hauptkomponenten Ventilator (1), Wärmetauscher (2), Beruhigungskammer (3) mit Sprühsystem, Beschleunigungsdüse (4) und Testsektion (5) und b) Darstellung der drei in einem <i>NACA 0030</i> Flügelprofil integrierten Zweistoffdüsen.	36
Abbildung 3.2 DektakXT Perthometer von Bruker zur Bestimmung des Werts der Oberflächenrauigkeit, R_a , eines Festkörpers gemäß der Broschüre der Bruker Nano Surfaces Division [169].	38
Abbildung 3.3 Messstand von Krüss zur Bestimmung des Kontaktwinkels zwischen einer Festkörperoberfläche und einer Flüssigkeit (Wasser) [170].	38
Abbildung 3.4 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil aus der Aluminiumlegierung <i>AA2024-T3</i> mit 100 mm Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die Messungen der Eisdichte erfolgen auf dem mittig im Bereich der Flügelvorderkante eingebauten Probenkörper aus <i>AA2024-T3</i> mit 30 mm Sehnenlänge, 30 mm Spannweite und einem Radius der Flügelvorderkante, $r_{LE} \approx 1,6$ mm.	39
Abbildung 3.5 Rechteckiger Probenkörper aus <i>AA2024-T3</i> zur Quantifizierung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen mit den Abmessungen 125 mm x 13 mm x 1,5 mm (Länge x Breite x Höhe).	39
Abbildung 3.6 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil aus <i>AA2024-T3</i> mit 177,8 mm (7 Zoll) Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die innere Hohlkörpergeometrie im Bereich der Flügelvorderkante mit 0,5 mm Hautdicke dient der Installation der elektrischen Systemkomponenten in (3.5).	40
Abbildung 3.7 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil aus Polyamid mit 177,8 mm Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die Aussparung im Bereich der Flügelvorderkante dient der Installation des Referenzsystems zur Enteisung in (3.6).	40
Abbildung 3.8 Glatte Aluminiumoberfläche des Probenkörpers mit $R_a = 110 \pm 8$ nm [114] sowie seitlich am Probenkörper befestigte Trennscheiben aus <i>PVC</i> .	41
Abbildung 3.9 Dreistufiger Prozess zur Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen: (0) Ausgangszustand der Oberfläche eines metallischen Substrats, (1) Spiegelpolitur zur Eliminierung der makro- und mikroskopischen Oberflächenrauigkeit, (2) Nanostrukturierung der technologisch glatten Oberfläche und (3) Hydrophobierung der Oberflächenstrukturen [170,174].	41
Abbildung 3.10 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil mit spiegelpolierter Aluminiumoberfläche im Bereich der Vorderkante und Detailaufnahme einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten ebenen Probenoberfläche mit dem <i>REM</i> .	42

Abbildung 3.11 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil mit spiegelpolierter, nanostrukturierter Aluminiumoxidoberfläche im Bereich der Vorderkante nach der <i>PSA</i> -Anodisierung und Detailaufnahme einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten nanostrukturierten ebenen Probenoberfläche mit dem <i>REM</i> . Die Nanostruktur wurde durch Verwendung einer Anodisierspannung von 18 V und einer Elektrolyttemperatur von 26 °C hergestellt.....	44
Abbildung 3.12 Hydrophobierung des <i>NACA 0012</i> Flügelprofils in einem Exsikkator zur Herstellung der eisphoben Eigenschaften der glatten, nanostrukturierten Oberfläche im Bereich der Flügelvorderkante.....	45
Abbildung 3.13 <i>NACA 0012</i> Flügelprofil mit dem korrosionshemmenden Grundierungslack <i>BR® 127</i> von <i>Cytec Industries Inc.</i> auf der Oberfläche.....	46
Abbildung 3.14 Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante des <i>NACA 0012</i> Flügelprofils mit den darin integrierten elektrischen Komponenten der thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansätze zur Enteisung. Die angegebenen Maße in [mm] beziehen sich auf den Heizdraht, die piezoelektrischen Vielschichtaktoren und die Aluminiumplättchen zur verstärkenden Wirkung der piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformungen.	47
Abbildung 3.15 (1) Vormontage der elektromechanischen Verformungseinheiten (piezoelektrische Aktoren und Aluminiumplättchen) auf einem Stempel und (2) Integration der Verformungseinheiten innerhalb der Hohlgeometrie im Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils. (3) Der für die Integration des Heizdrahts in das Flügelprofil verwendete Stempel ist ebenfalls dargestellt.	47
Abbildung 3.16 a) Rein thermoelektrisches Referenzsystem (Heizmatte) im Bereich der Flügelvorderkante des <i>NACA 0012</i> Flügelprofils aus Polyamid und b) Installation des Referenzsystems in der Testsektion des Vereisungswindkanals nach Applikation einer 0,1 mm Stahlfolie auf der Flügeloberfläche.	48
Abbildung 3.17 Darstellung des innerhalb der Testsektion des Vereisungswindkanals positionierten Flügelprofils mit dem im Bereich der Flügelvorderkante eingebauten Probenkörper vor Beginn des Vereisungsvorgangs. Der Blick erfolgt auf die Vorderkante des Flügelprofils in Richtung der Strömung. Die Prandtl-Sonde zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit und Totaltemperatur während des Vereisungsvorgangs ist unten dargestellt [114].....	49
Abbildung 3.18 Wägemessstand, bestehend aus einer Präzisionswaage (1) und einem darin positionierten Tauchbehälter (2), der mit 1-Octanol (3) befüllt ist. Die Probenlagerung erfolgt in einem doppelwandigen Thermobehälter zur kryogenen Kühlung (4). Für die Aufzeichnung von Temperatur und Feuchtigkeit wird ein Datenlogger (5) verwendet [114].....	50
Abbildung 3.19 Messstand der Eisadhäsion mit einem an der Testsektion des Windkanals befestigten Schwingprüfsystem (1), einem Messdatenerfassungssystem (nicht dargestellt), einer fotooptischen Detektionseinheit (2) und einem Datenlogger (3) [170].....	52
Abbildung 3.20 Applikation eines <i>DMS</i> zur Bestimmung der Dehnung während des Ablösens der Eisschicht von der Oberfläche des auf Eisadhäsion zu untersuchenden Probenkörpers [170].....	52

Abbildung 3.21 Darstellung eines innerhalb der Testsektion des Vereisungswindkanals positionierten Probenkörpers. Der Blick auf den Probenkörper erfolgt in Richtung der Strömung. Die Prandtl-Sonde zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit und Totaltemperatur während des Vereisungsvorgangs ist unten dargestellt [170].	53
Abbildung 3.22 a) Optische Auswertung der Schichtdicke, h_{ice} , eines vereisten Probenkörpers mit b) schematisch eingezeichneter mittlerer Dicke der auf der Probe akkumulierten Eisschicht gemäß den Betrachtungen in der Arbeit von Faust [170].	53
Abbildung 3.23 a) Auswertung von ε_{DMS_al} eines vereisten Probenkörpers unter Verwendung eines <i>DMS</i> und b) Detaildarstellung zum Zeitpunkt des Ablösens der Eisschicht anhand der Software <i>Origin</i> [71]. Der Sprung in der Amplitude von ε_{DMS_al} kennzeichnet den Zeitpunkt des Eisablösens.	54
Abbildung 3.24 (1) Laser-Scanner-Messsystem, bestehend aus einer Laserdiode und einer Empfängereinheit und (2) seitlich neben der Testsektion aufgebaute <i>DSLR</i> -Kamera zur Kalibrierung des Messsystems.	55
Abbildung 3.25 Seitliche Referenzaufnahme der oberen Eisakkumulation mit der <i>DSLR</i> -Kamera.	55
Abbildung 3.26 Funktionsweise der Laser-Scanner-Messmethode zur Eisdetektion: a) Darstellung der Sender- und Empfängereinheit, die über dem vereisten Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils installiert sind und b) ebene Detaildarstellung der Intensitätsprofile mehrerer Laserstrahlen, wobei die Intensität im Falle einer auf der Oberfläche akkumulierten Eisschicht aufgrund des Phänomens der Lichtstreuung abnimmt (Aufweitung des Laserstrahls) [184,185].	56
Abbildung 4.1 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit der Luft, V_{air} [114]. Die den jeweiligen Temperaturen der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers zugehörigen Mittelwerte, welche in [°C] angegeben sind, werden anhand der Symbole in der Legende zugeordnet.	62
Abbildung 4.2 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in Abhängigkeit der Temperatur der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers [114]. Die den jeweiligen Geschwindigkeiten der strömenden Luft, V_{air} , zugehörigen Mittelwerte, welche in [m/s] angegeben sind, werden anhand der Symbole in der Legende zugeordnet.	62
Abbildung 4.3 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisadhäsion, τ_{int} , in Abhängigkeit des Anteils der mit Wasser benetzten Oberfläche, f_{wet} , der Probenkörper 1 bis 6 [170]. Die den jeweiligen Temperaturen der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers zugehörigen Mittelwerte werden anhand der Symbole in der Legende zugeordnet.	66
Abbildung 4.4 Durchschnittswerte der Eisadhäsion, τ_{int_0} , der Probenkörper 1 bis 6 in Abhängigkeit der Oberflächenrauigkeit, R_a . Die Durchschnittswerte von τ_{int_0} werden über den Temperaturbereich von T_{surf} zwischen 0 °C und -6 °C berechnet und sind einschließlich der Streuung dargestellt.	66
Abbildung 4.5 Darstellung des empirischen Modells der Eisadhäsion, τ_{int} , als Ebene in Abhängigkeit der Funktionen der Oberflächenbenetzung, f_{wet} , und der Eisdichte, ρ_{ice} , innerhalb des definierten Gültigkeitsbereichs nach Gleichung [4.3] sowie unter Berücksichtigung der getroffenen Modellannahmen.	68

- Abbildung 5.1 Schematische zweidimensionale Darstellung der **a)** kontinuierlichen Eiskappe an der Flügelvorderkante bei Verzicht auf ein thermisches Enteisungssystem und **b)** thermisch bedingtes Aufspalten der Eiskappe in eine obere und untere Eisakkumulation durch Verwendung eines Heizdrahts an der Stagnationslinie 70
- Abbildung 5.2 Eisakkumulation im Windkanal auf dem *NACA 0012* Flügelprofil mit dem integrierten thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisungssystem und der glatten, eisphoben Oberfläche im Bereich der Vorderkante. Durch den im Nassfließmodus betriebenen Heizdraht wird das Eis in eine obere und untere Akkumulation aus Klareis aufgespalten. 71
- Abbildung 5.3 Positionierung der Messstationen auf der Profiloberfläche zur Detektion der Streuung des Laserstrahls bedingt durch das akkumulierte Eis [166]. Die schematisch angedeutete Vorderkante des Flügelprofils ist im unvereissten Zustand dargestellt..... 72
- Abbildung 5.4 Zeitverlauf der Messungen der Eisschichtdicke, h_{ice_exp} , von Fall 2 ($V_{air} = 90$ m/s und $T_{tot} = -5$ °C) im unbeheizten Bereich auf der Oberseite des Flügelprofils. Die Detektion des Eiswachstums, bzw. des Ablösens, das bei der Aufzeichnungsnummer von etwa 752 auftritt, erfolgt an insgesamt 21 Messstationen, wovon exemplarisch die Stationen 1, 3, 6, 11, 16 und 21 dargestellt sind [166]..... 73
- Abbildung 5.5 Schematische Darstellung der Simulation der thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisung durch **a)** punktuell am Stagnationspunkt eingebrachte Wärme anhand eines Heizdrahts und **b)** Detaildarstellung der oberen Eisakkumulation mit dem aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Moment, M , sowie der Kraft, F , und den in der Kontaktfläche zwischen Eis und Flügeloberfläche numerisch simulierten Schubspannungen, τ_{int_FEM} 74
- Abbildung 5.6 **a)** Thermisches *LEWICE2D* Simulationsmodell der Enteisung und **b)** Definition der in dem Simulationsmodell verwendeten Einzellagen [166]. Die horizontal aufgetragenen Werte zeigen die abgewinkelte Länge in [mm] entlang des gekrümmten Flügelprofils mit der Anzahl der für die jeweilige Einzellage verwendeten Knoten. Die Dicke der Einzellagen in [mm] mit der jeweiligen Knotenzahl ist vertikal aufgetragen..... 75
- Abbildung 5.7 Simulation der Eisakkumulationen für Vereisungsfall 2 nach 120 s Vereisungszeit, t_{ice} , in Abhängigkeit der Wärmedichte, q . Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Die erforderliche Wärmedichte, q , des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts ist in der Einheit kW/m² angegeben. Als Referenz ist die Eisakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 120 s dargestellt sowie eine exemplarische, experimentell aufgewachsene Eisakkumulation nach 128 s.77
- Abbildung 5.8 Zeitverlauf des simulierten Wachstums der Eisakkumulationen von Vereisungsfall 2 unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts mit einer Wärmedichte von $q = 275$ kW/m². Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Als Referenz ist die Eisakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 120 s dargestellt. 78
- Abbildung 5.9 **a)** Zweidimensionales *Abaqus* Modell der zur x-y-Ebene symmetrischen Oberseite des vorderen Flügelsegments mit der oberen Eisakkumulation nach 120 s Vereisungszeit für Fall 2. Die Detaildarstellung **b)** zeigt die auf die Eisakkumulation einwirkenden aerodynamischen Kräfte der Strömung anhand einer Streckenlast mit den an den jeweiligen Knoten auf der Eisoberfläche angreifenden Komponenten in x- und z- Richtung (gelbe Pfeile) [166]..... 80

- Abbildung 5.10 Simulation der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Schubspannungsverteilung, S , $S12$, innerhalb der Eisakkumulationen an der Kontaktfläche zu der Flügeloberfläche nach **a)** 30 s, **b)** 60 s, **c)** 90 s und **d)** 120 s Vereisungszeit.....85
- Abbildung 5.11 Simulation der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Schubspannungsverteilung, S , $S12$, innerhalb der Eisakkumulation an der Kontaktfläche zu der Flügeloberfläche nach 150 s Vereisungszeit.....86
- Abbildung 5.12 Vergleich zwischen den numerisch simulierten und experimentell aufgewachsenen Eisakkumulationen auf der Oberfläche des Flügelprofils unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts (*nicht dargestellt*) [166]. Die zweidimensionalen Koordinaten sind dimensionslos auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben.....87
- Abbildung 6.1 Schematische zweidimensionale Darstellung der kontinuierlichen Eiskappe an der Flügelvorderkante bei Verwendung eines elektromechanischen Systemansatzes zur Enteisung, bestehend aus an der Innenseite des Flügelprofils befestigten piezoelektrischen Aktoren im Bereich stromabwärts des Stagnationspunkts (siehe 3.5).89
- Abbildung 6.2 Frequenzabhängiger Verlauf der Amplitude [Ohm] und Phase [°] im Bereich der ersten Resonanzfrequenz des Flügelprofils bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren für **a)** Vereisungsfall 4 (90 m/s, -15 °C) mit einer maximalen Phasenverschiebung, φ , von -70,3 ° und einer ersten Resonanzfrequenz, f_1 , von 4,08 kHz und **b)** Vereisungsfall 8 (120 m/s, -15 °C) mit $\varphi = -72,3$ ° und $f_1 = 4,18$ kHz. Die Ansteuerung der Aktoren erfolgt mit einem Scheitelwert, U_{peak} , der sinusförmigen Spannung von 3,0 V.91
- Abbildung 6.3 Rissverlauf in der die Flügelvorderkante umschließenden Eiskappe von Vereisungsfall 4, bedingt durch die mangelhafte Enteisungsfähigkeit des elektromechanischen Systemansatzes mit piezoelektrischen Aktoren.....92
- Abbildung 7.1 Prinzipskizze des hybriden Systemansatzes zur Enteisung, bestehend aus dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz, der glatten, eisphoben Oberfläche im Bereich der Flügelvorderkante und dem elektromechanischen Systemansatz.....93
- Abbildung 7.2 In der Testsektion des Windkanals bei einer 0 ° Anstellwinkelkonfiguration eingebautes NACA 0012 Flügelprofil mit dem im Bereich der Vorderkante integrierten hybriden Systemansatz.....94
- Abbildung 7.3 Mit einer Hochgeschwindigkeitskamera aufgenommene Sequenz des Ablösens von Klareisschichten in den unbeheizten Bereichen auf der Oberfläche eines NACA 0012 Flügelprofils durch Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren des hybriden Systemansatzes. Die Enteisungssequenz bezieht sich auf das Flügelprofil mit der Referenzoberfläche. Die Versuchsparameter sind den Klareisbedingungen von Fall 5 in Tabelle 3.1 ähnlich.95
- Abbildung 7.4 **a)** Entfernung der Eisakkumulationen auf der Ober- und Unterseite des Flügelprofils durch piezoelektrisch induzierte Oberflächenverformungen und **b)** Detailaufnahme der Flügelvorderkante mit den durch den Heizdraht aufgespaltenen oberen und unteren Eisakkumulationen stromabwärts der Stagnationslinie sowie der Entfernung der Eisakkumulationen bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren. Zur Erzeugung der Eisakkumulationen werden die Versuchsparameter von Fall 2 in Tabelle 3.1 verwendet.....96

Abbildung 7.5 Sequentieller Enteisungszyklus (Vereisungsfall 2 aus Tabelle 3.1) des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche durch Verwendung des hybriden Systemansatzes. Die Bestimmung von h_{ice_exp} unmittelbar vor, bzw. während dem Ablöseprozess erfolgt mit der Laser-Scanner-Messmethode (3.9).....	97
Abbildung 7.6 Mit der Laser-Scanner-Methode bestimmte exemplarische Zeitverläufe des experimentellen Wachstums der Eisschichtdicken, h_{ice_exp} , für die Messstationen 1, 2, 3, 16, 17, 18 und 21 (Abbildung 5.3). Die schematisch eingezeichneten Enteisungskriterien d_{min} und n_{min} nach Adam [28] dienen der Auswertung der dünnsten Werte von h_{ice_exp} zum Zeitpunkt der Ablösung bei Verwendung des hybriden Systemansatzes.	98
Abbildung 7.7 Fallspezifischer Vergleich der experimentellen Eisschichtdicken, h_{ice_exp} , die von der glatten, eisphoben Oberfläche (grau) bzw. der Referenzoberfläche (gelbgrün) bei Verwendung des hybriden Systemansatzes abgelöst werden.	99
Abbildung 7.8 Zeitverlauf des simulierten Wachstums der Eisakkumulationen von Vereisungsfall 6 unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts mit einer Wärmedichte von $q = 400 \text{ kW/m}^2$. Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Als Referenz ist die Eisakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 60 s dargestellt.....	101
Abbildung 7.9 a) Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante des abgeschnittenen NACA 0012 Flügelprofils mit dem darin integrierten Heizdraht und den Komponenten des elektromechanischen Systemansatzes (piezoelektrische Aktoren und Aluminiumplättchen) und b) obere und untere Eisakkumulation in den unbeheizten Bereichen auf der Flügeloberfläche für Vereisungsfall 5 nach 60 s.	102
Abbildung 7.10 Bezeichnung der Achsen und der Elektrode(n) des piezoelektrischen Vielschichtaktors. In den FEM-Simulationen liegt an der blau schraffierten stirnseitigen Elektrode die elektrische Spannung, U , von 2170 V an, an der gegenüberliegenden verdeckten Elektrode liegt eine Spannung von 0 V an.....	104
Abbildung 7.11 Visualisierung der S , S_{12} Schubspannungsverteilung auf der Oberseite des unvereisten Flügelprofils für a) die erste Eigenfrequenz bei 4,73 kHz und b) die zweite Eigenfrequenz bei 4,87 kHz. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y-Achse des Flugkoordinatensystems.....	106
Abbildung 7.12 Konturdiagramme der Schubspannungsverteilung, S , S_{12} , auf der Oberseite des Flügelprofils mit unzureichender Enteisungsfähigkeit (Grenzwert der Eisablösung bei S , $S_{12} = \pm 0,012 \text{ MPa}$) nach a) 20 s und b) 30 s Vereisungszeit für Vereisungsfall 6. Zur Veranschaulichung sind die Eisakkumulationen auf der Flügeloberfläche schematisch in transparentem dunkelgrau dargestellt. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y-Achse des Flugkoordinatensystems.....	110

- Abbildung 7.13 Konturdiagramme der Schubspannungsverteilung, S , S_{12} , auf der Oberseite des Flügelprofils mit ganzheitlich von der Flügeloberfläche entfernten Eisakkumulationen (Grenzwert der Eisablösung bei S , $S_{12} = \pm 0,012$ MPa) nach **a)** 40 s, **b)** 50 s und **c)** 60 s Vereisungszeit für Vereisungsfall 6. Zur Veranschaulichung sind die Eisakkumulationen auf der Flügeloberfläche vor der Ablösung schematisch in transparentem dunkelgrau dargestellt. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y-Achse des Flugkoordinatensystems..... 111
- Abbildung 7.14 Einfluss der Eisschichtdicke, h_{ice} , und der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int} , in Abhängigkeit der Vereisungszeit, t_{ice} , auf das experimentell detektierte bzw. numerisch simulierte Ablösen der Eisakkumulationen von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils für Vereisungsfall 4. Der Zeitpunkt der Eisablösung von der Flügeloberfläche wird für die Experimente mit der vertikalen Strich-Punkt-Linie bzw. für die numerischen Simulationen mit der vertikal verlaufenden, gepunkteten Linie dargestellt..... 113
- Abbildung 8.1 Amplitudenverlauf der skalierten frequenzabhängigen Wirkleistung, $P_{m_{sc}}$, bei einer sinusförmigen Ansteuerspannung mit einem Scheitelwert, U_{peak} , von 7,0 V. Der Wert der ersten Resonanzfrequenz des dargestellten Vereisungsfalls 3 (90 m/s, -10 °C) bei 4,83 kHz geht aus dem Verlauf der Phase bzw. der maximalen Phasenverschiebung bei $\varphi = -75,8^\circ$ hervor..... 116
- Abbildung 8.2 Dynamischer Aufprall eines Wassertropfens auf der glatten, eisphoben Oberfläche des NACA 0012 Flügelprofils mit **a)** sogenanntem „Pancake bouncing“ (Benetzung der Oberfläche) und **b)** anschließendem Rückzug des Wassertropfens (Entnetzung der Oberfläche). 120
- Abbildung 8.3 Enteisung der Vorflügel 3, 4 und 5 der Tragflächen und der Triebwerkseinläufe (blau schraffierte Flächensegmente) durch die Zapfluft des pneumatischen Systems für die Standarddrumpf-Baureihe der Airbus A320/A320 Neo Familie [15,16]. 121
- Abbildung 8.4 **a)** Exemplarischer Vorflügel für eine Tragfläche der Standarddrumpf-Konfiguration der Airbus A320/A320 Neo Familie mit dem darin integrierten hybriden Systemansatz und **b)** Darstellung der vier spannweitig unterteilten Zonen mit je zwei linienförmigen Heizdrähten pro Zone im Bereich der Vorderkante. Der elektromechanische Systemansatz ist ebenfalls separat für jede Zone mit zwei mechanischen Verformungseinheiten definiert, die an der Druck- und Saugseite der Vorflügelhaut (im Vorderkantenbereich nicht dargestellt) verklebt sind. 123
- Abbildung 8.5 Architektur des hybriden Systemansatzes für die A320/A320 Neo Konfiguration. Die Spannungsversorgung des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes über das Bordnetz mit 115 VAC ist in grün bzw. blau dargestellt. Die Leitungen zur Übermittlung des Ansteuersignals für den elektromechanischen Systemansatz sind schematisch in orange eingezeichnet. 127
- Abbildung 8.6 Ermittlung des Systemverhaltens im Bereich der Resonanz anhand des frequenzabhängigen Blindwiderstands im Initialzustand des unvereisten Flügelprofils sowie nach 5 s bzw. 45 s Vereisungszeit..... 131
- Abbildung A.1 Rasterelektronenmikroskop-Aufnahmen der anodisierten Proben mit den Parameterkombinationen **a)** 18 V/20 °C, **b)** 18 V/26 °C, **c)** 18 V/30 °C und **d)** 22 V/26 °C [174]. 150

Kurzdarstellung

Die Dissertation untersucht einen modellbasierten Entwurf eines hybriden Systemansatzes zur Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration während des Fluges. Die Hybridisierung wird durch die Kombination eines thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes und einer glatten, eisphoben Oberfläche hergestellt.

Die Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen erfolgt mittels eines dreistufigen Prozesses (Spiegelpolitur, Nanostrukturierung und Hydrophobierung). Durch die Variation der Parameter bei der Nanostrukturierung wird die Eisphobizität der hergestellten Oberflächen beeinflusst. Die Bestimmung der Eisadhäsion auf den Oberflächen erfolgt in einem Vereisungswindkanal auf Labormaßstab. Mit den Ergebnissen wird ein empirisches Modell hergeleitet zur Vorhersage der Eisadhäsion auf Festkörpern mit glatter, eisphober Oberfläche. Die Oberfläche mit den am stärksten ausgeprägten eisphoben Eigenschaften wird im weiteren Verlauf der Arbeit für die experimentellen Untersuchungen und numerischen Simulationen der Systemansätze zur Enteisung unterstützend verwendet.

Bei dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz wird das Eis durch einen Heizdraht an der Stagnationslinie in eine obere und untere Eisakkumulation partitioniert, um ein Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung zu initiieren. Die Windkanalversuche zeigen, dass der thermoelektrisch-aerodynamische Systemansatz nicht zur Entfernung der Eisakkumulationen aller potentiell auftretenden Vereisungsbedingungen geeignet ist. Die numerischen Simulationen des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes bestätigen die experimentellen Ergebnisse.

Der elektromechanische Systemansatz zur Eisentfernung basiert auf der Verformung der Flügeloberfläche durch piezoelektrische Aktoren, um die Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche aufzubrechen und das Eis von der Oberfläche abzulösen. Die Windkanalversuche zeigen, dass die Eiskappe trotz der aufgebrochenen Adhäsionskräfte durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung weiterhin formschlüssig gegen die Flügelvorderkante gepresst und nicht von der Flügeloberfläche abgelöst wird.

Der Nachweis der Eisentfernung unter allen getesteten Vereisungsbedingungen wird im Windkanal bei Verwendung des hybriden Systemansatzes erbracht. Die numerischen Ergebnisse des hybriden Systemansatzes bestätigen die experimentell beobachtete Enteisungsfähigkeit. Im Vergleich zu den Experimenten werden im numerischen Simulationsmodell des hybriden Systemansatzes die Eisakkumulationen jedoch bei deutlich dünneren Schichtdicken von der Flügeloberfläche abgelöst.

Der Vergleich mit einem rein thermoelektrischen System aus dem Stand der Technik zeigt, dass der hybride Systemansatz die zur Enteisung erforderliche Leistung deutlich reduziert. Abschließend wird der auf kleinem Maßstab entwickelte hybride Systemansatz auf eine Flugzeugkonfiguration realer Größe skaliert. Die Leistungs- und Massenabschätzung des hybriden Systemansatzes auf Basis des großskaligen Entwurfs beweist das technologische Potential des Systemansatzes für die Integration innerhalb einer Konfiguration realer Größe.

Executive summary

The dissertation investigates the model-based development of a hybrid approach to protect aircraft surfaces against icing in-flight. The hybridization is achieved by combining thermoelectric and electromechanical approaches for ice protection with a smooth icephobic surface for reasons related to ice adhesion reduction.

Smooth icephobic surfaces are tailored using an approach that is comprised of mirror polishing, nanostructuring and hydrophobization. The degree of icephobicity of the surfaces is influenced by the variation of the nanostructuring parameters. Ice adhesion measurements on the smooth icephobic surfaces are performed in a laboratory-scale icing wind tunnel. An empirical model is derived based upon the experimental data to predict the adhesion between the ice and the smooth icephobic surface of a solid body. The surface with the highest degree of icephobicity is further used for the experiments and numerical simulations for all of the cases outlined below to encourage ice shedding.

A thermoelectric-aerodynamic approach is considered first. A heating wire partitions the leading edge ice accretion into distinct upper and lower accumulations at the stagnation line. Ice shedding from the airfoil surface is then initiated via the aerodynamic forces of the airstream. The wind tunnel measurements reveal that the thermoelectric-aerodynamic approach is unable to reliably shed the ice accreted on the airfoil in each relevant icing condition. The numerical simulations of the thermoelectric-aerodynamic approach for ice protection confirm the experimental results.

Next, piezoelectric actuators, which represent the electromechanical approach, are used to deform the surface of the airfoil and hence break the adhesive bond between the ice and the airfoil surface. The experiments in the icing wind tunnel show that the ice is not shed from the airfoil surface though the ice is mechanically detached from the surface, since the aerodynamic forces press the ice against the leading edge.

Using the hybrid approach, ice shedding under each relevant in-flight icing condition is successfully demonstrated in the icing wind tunnel. The numerical results obtained for the hybrid approach confirm the experimentally observed deicing capability. The numerical simulations of the hybrid approach, however, predict that considerably thinner layers of ice will be shed from the airfoil surface compared to the experiments.

The experimental wind tunnel investigations of the hybrid approach further reveal that the power consumption required for ice protection is significantly reduced in comparison to a state-of-the-art, all-thermoelectric system for ice protection. Finally, the dissertation considers the development of the small-scale hybrid approach to be installed into an aircraft. The power and mass evaluation based upon the system preliminary design emphasizes the technological potential of the hybrid approach to be implemented at full scale as an efficient, low power system for aircraft ice protection.

1 Einleitung

Für die Auslegung einer Flugzeugkonfiguration sind Sicherheit und Wirtschaftlichkeit maßgebliche Entwurfsanforderungen. Daneben gewinnen insbesondere Auslegungskriterien wie Umweltverträglichkeit und Nachhaltigkeit immer mehr an Bedeutung [1]. Hierauf basiert der zunehmende Trend in der Luftfahrt hin zur Entwicklung vollelektrischer Flugzeugkonfigurationen [2]. Vor dem Hintergrund meteorologischer Randbedingungen, die während eines Fluges potentiell auftreten können (Gewitter, Turbulenzen, Vulkanasche), und um die Kontamination der exponierten Oberflächen mit Sandpartikeln, Insekten und Eis zu vermeiden, müssen die Systeme künftiger Flugzeugkonfigurationen, die für Sicherheit beim Durchfliegen derartiger Wetterlagen sorgen, auf den rein elektrischen Betrieb ausgelegt sein [3,4]. Hierbei gilt es die weniger sicherheitsrelevanten meteorologischen Bedingungen, beispielsweise die Kontamination durch Insekten sowie den erosiven Abtrag der exponierten Oberflächen bedingt durch Sandpartikel oder Regen, von den die Luftfahrtauglichkeit einer Flugzeugkonfiguration maßgeblich beeinflussenden Bedingungen wie die Vereisung abzugrenzen.

In der Luftfahrt wird grundsätzlich zwischen der Vereisung am Boden und während des Fluges unterschieden. Die Vereisung am Boden führt durch auf der Oberfläche akkumuliertes Eis vor allem beim Startvorgang des Flugzeugs zu einer erheblichen Gefahr und muss deshalb vorab mittels Einsatz chemischer Enteisungsflüssigkeiten entfernt werden [5,6]. Ebenso ist es unabdinglich während des Fluges auftretende Eisakkumulationen von den betroffenen Oberflächen umgehend zu beseitigen. Andernfalls führt die Vereisung der Oberflächen des Flugzeugs, wie den Tragflächen und den Leitwerken, zu einer Verringerung des Auftriebs und zu einer Erhöhung des Strömungswiderstands. Während die Erhöhung des Strömungswiderstands bei konstanter Fluggeschwindigkeit einen Anstieg des Treibstoffbedarfs verursacht, stellt der geringere Auftrieb ein erhebliches Sicherheitsrisiko dar. Um die Flughöhe konstant zu halten, muss der Anstellwinkel der Tragfläche erhöht werden, was zu einem frühzeitigen Abreißen der Strömung von der Tragfläche führen kann. Dies kann neben dem Höhenverlust zu unkontrollierbarem Rollen und Nicken des Flugzeugs und somit zu einem Kontrollverlust führen, der im schlimmsten Fall in einem Totalverlust des Flugzeugs enden kann [6–9]. In diesem Zusammenhang seien auch die für die Sicherheit während des Fluges relevanten Instrumente wie die Pitot-Sonden für die Geschwindigkeitsmessung oder die Außentemperaturfühler erwähnt, welche während des Fluges vereisen können und damit zu fatalen Folgen führen, wie beispielsweise beim Absturz des Air France Fluges *AF447* [10]. Als Folge sind zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit einer Flugzeugkonfiguration Systeme notwendig, welche im Stande sind Eisakkumulationen auf den relevanten Oberflächen umgehend zu detektieren und zuverlässig zu entfernen.

1.1 Motivation und Zielsetzung

Gemäß den Regularien der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*EASA* – engl. European Aviation Safety Agency) und der amerikanischen Bundesluftfahrtbehörde (*FAA* – engl. Federal Aviation Administration) sind die exponierten Oberflächen eines Großraumpassagierflugzeugs mit Enteisungssystemen auszustatten, welche beim Passieren von Gebieten mit charakteristischen Wetterlagen im Falle von auftretender atmosphärischer Vereisung aktiviert werden [7,11]. Zum Schutz vor Vereisung während des Fluges werden bei Großraumpassagierflugzeugen derzeit

vorwiegend Zapfluftsysteme eingesetzt [12,13], die sich durch ihre robuste und ausfallsichere Technologie etabliert haben. Dabei werden die von Vereisung betroffenen Oberflächen durch ausströmende heiße Zapfluft des pneumatischen Systems indirekt erwärmt [13–20].

Im Hinblick auf das zunehmende Bestreben der Entwicklung fortschrittlicher und energiesparender Flugzeugantriebe – mit gleichzeitigem Verzicht auf Zapfluftsysteme – ist die Entwicklung rein elektrischer Systeme zur Eisentfernung von den Tragflächen einer Flugzeugkonfiguration als sehr bedeutend anzusehen [12]. In diesem Zusammenhang sei auf die Konzeptstudien des sogenannten *More Electric Aircraft, MEA*, bzw. des vollelektrischen Flugzeugs (*AEA* – engl. All Electric Aircraft) verwiesen [2]. Bei Verwendung eines vollelektrischen thermischen Enteisungssystems innerhalb der Konzepte der *MEA* und *AEA* ist eine verhältnismäßig hohe elektrische Leistung bereitzustellen. Dies ist auf die großflächige Beheizung der von Vereisung betroffenen Oberflächen zurückzuführen, wobei der erforderliche Leistungsbedarf selbst bei kurzzeitigem zyklischen Systembetrieb als vergleichsweise hoch einzustufen ist [12,21].

Um den Trends für die Flugzeugkonfigurationen der nächsten Generation zu begegnen, propagiert die vorliegende Arbeit die modellbasierte Entwicklung eines hybriden und vollelektrischen Systemansatzes zur Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration während des Fluges. Der hybride Systemansatz soll als Kombination eines thermoelektrischen und elektromechanischen Ansatzes hergestellt werden. Die Intention der Hybridisierung ist die Reduktion der zur Enteisung erforderlichen Leistung im Vergleich zu Zapfluftsystemen bzw. thermischen Systemen mit großflächigem Wärmeeintrag. Dabei gilt sicherzustellen, dass der Systemansatz das wesentliche Anforderungskriterium der Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration unter allen während des Fluges potentiell auftretenden Vereisungssituationen erfüllt. Für die maximal tolerierbare Eisschichtdicke, ab welcher die Enteisung einer betroffenen Oberfläche erforderlich wird, liegen keine präzise spezifizierten Kriterien vor. Die Eisentfernung ist jedoch bei bereits geringen Schichtdicken durchzuführen, um die Aerodynamik so wenig als möglich negativ zu beeinträchtigen und um die Luftfahrttauglichkeit der Flugzeugkonfiguration zu jedem Zeitpunkt zu gewährleisten. Aus diesem Grund ist die Herstellung von Oberflächen, die den primären Mechanismen der Eisadhäsion entgegenwirken bzw. die Eisadhäsion bestenfalls eliminieren, ebenfalls Ziel der Arbeit. Die adhäsionsreduzierenden Oberflächen sind bei dem zu entwickelnden hybriden Systemansatz zur Enteisung unterstützend einzusetzen mit dem Ziel, möglichst dünne Eisschichten von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration abzulösen.

1.2 Struktur der Arbeit

Die Arbeit besteht aus insgesamt neun Kapiteln. Abbildung 1.1 zeigt eine Übersichtsdarstellung der Kapitelstruktur. Der Hintergrund der Vereisung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration sowie die Motivation und Zielsetzung für die Eisentfernung werden in Kapitel 1 beschrieben.

In Kapitel 2 werden die Grundlagen der atmosphärischen Vereisung und der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen dargelegt. Zudem werden die technischen Lösungsansätze für das Problem der Vereisung während des Fluges aufgezeigt, die aus dem derzeitigen Stand der Technik bekannt sind. Folgend werden neuartige Systemansätze zur energiesparenden Enteisung und numerische Ansätze zur Simulation der Eisentfernung dargestellt.

Kapitel 3 zeigt einen Überblick über die Materialien und Methoden, die in der Arbeit verwendet werden. Dabei werden die Komponenten, Testkonfigurationen und Messstände zur Durchführung der experimentellen Untersuchungen und die numerischen Simulationsmethoden beschrieben.

Das empirische Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen wird in Kapitel 4 hergeleitet. In Windkanalversuchen werden die experimentellen Daten für das Modell mit glatten, eisphoben Oberflächen erhoben, die in einem dreistufigen Prozess hergestellt werden. Die glatten, eisphoben Oberflächen werden im weiteren Verlauf der Arbeit bei den Untersuchungen der Systemansätze zur Enteisung unterstützend verwendet.

Kapitel 5 befasst sich mit dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils. Im Vereisungswindkanal werden die Partitionierung der Eisakkumulationen mit einem Heizdraht und das Ablösen des Eises durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung untersucht. Für den Vergleich mit den Experimenten wird ein numerisches Simulationsmodell unter Berücksichtigung einer identischen Testkonfiguration und identischen Bedingungen untersucht.

Der elektromechanische Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils wird in Kapitel 6 betrachtet. Die Experimente im Vereisungswindkanal untersuchen die Enteisungsfähigkeit bei Verformung der Flügeloberfläche mit piezoelektrischen Aktoren.

Der hybride Systemansatz zur Enteisung der Oberfläche eines Flügelprofils wird in Kapitel 7 betrachtet. Neben den experimentellen Untersuchungen im Vereisungswindkanal wird für den hybriden Systemansatz ein numerisches Modell simuliert, um das Ablösen des Eises abhängig von der Eisschichtdicke zu bestimmen. Die Validierung des Simulationsmodells erfolgt durch Abgleich mit den experimentellen Ergebnissen.

In Kapitel 8 werden der Leistungsbedarf des hybriden Systemansatzes zur Enteisung und die Beständigkeit der glatten, eisphoben Oberfläche diskutiert. Zudem erfolgt der Entwurf des hybriden Systemansatzes für eine Flugzeugkonfiguration realer Größe einschließlich der Diskussion der Systemmasse und des Leistungsbedarfs auf Flugzeugebene.

Abschließend fasst Kapitel 9 die Ergebnisse der Arbeit zusammen und legt im Ausblick die Aspekte für weiterführende Arbeiten dar, die für die Integration des hybriden Systemansatzes auf Flugzeugebene und den Nachweis der Eisentfernung für eine Konfiguration realer Größe zu untersuchen sind.

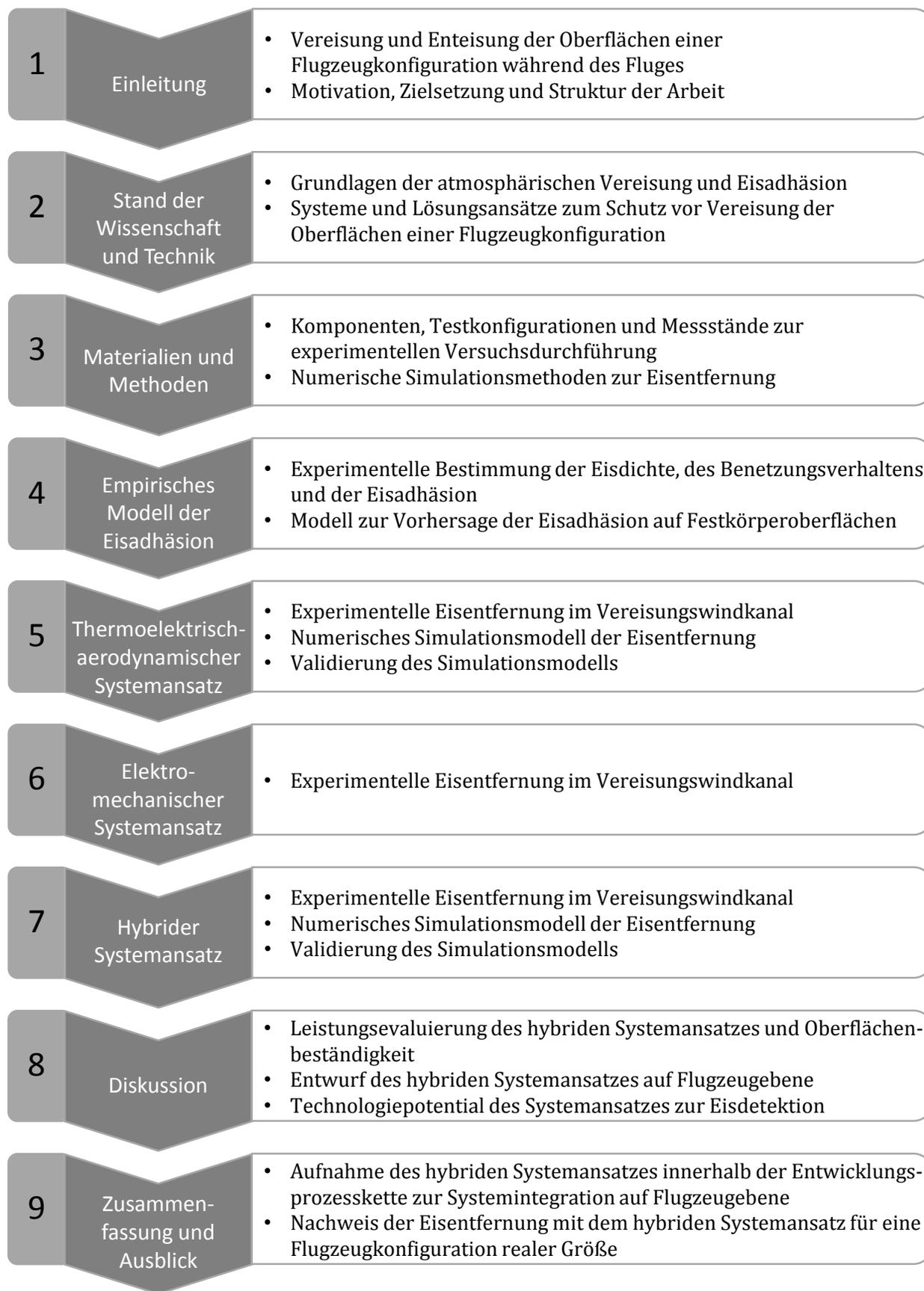


Abbildung 1.1 Struktur der Arbeit.

2 Stand der Wissenschaft und Technik

In diesem Kapitel werden die aus der Wissenschaft und Technik bekannten Grundlagen der atmosphärischen Vereisung während des Fluges und der Eisadhäsion auf den Oberflächen eines Festkörpers dargestellt. Danach werden die Systeme zur Lösung des Vereisungsproblems aufgezeigt, die als Stand der Technik zur Enteisung während des Fluges zertifiziert sind. Zum anderen werden neuartige Systemansätze zur Enteisung mit einem technologisch niedrigeren Reifegrad betrachtet, die sich im Vergleich zu den Systemen aus dem Stand der Technik durch einen geringeren Leistungsbedarf sowie zukunftsweisende Bauweisen auszeichnen. Abschließend werden die aus dem Stand der Wissenschaft bekannten Studien aufgeführt, die die Eisentfernung mit numerischen Methoden simulieren.

2.1 Atmosphärische Vereisung

In der Luftfahrt ist die während des Fluges auftretende Eisakkumulation auf den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration, wie beispielsweise den Trag- oder Leitwerksflächen, beim Durchfliegen eines Gebiets mit atmosphärischen Vereisungsbedingungen zu beobachten. In den folgenden Unterkapiteln werden die meteorologischen Grundlagen erläutert, die zur Vereisung der Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration führen, sowie die verschiedenen Formen der Eisakkumulation. Des Weiteren werden Methoden zur Skalierung von Vereisungsbedingungen dargelegt, die es beispielsweise für Zertifizierungstests, aber ebenso während der Auslegung und Entwicklung von Enteisungssystemen ermöglichen, die realen während des Fluges auftretenden Vereisungsbedingungen zu simulieren.

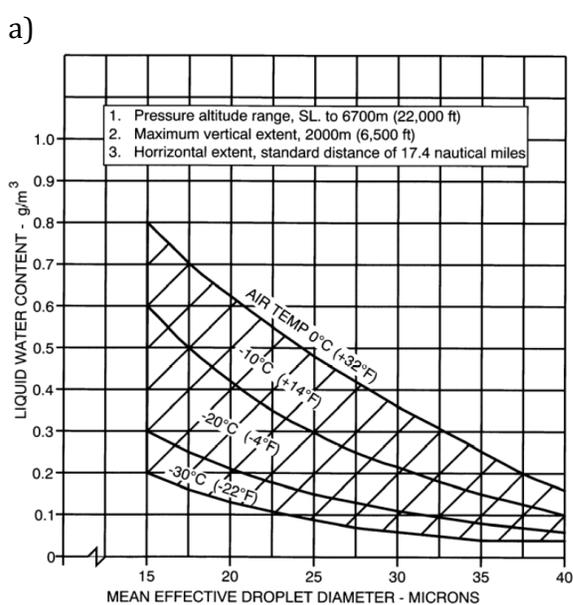
2.1.1 Meteorologische Bedingungen

In der Erdatmosphäre kommt es zur Bildung von Wolken, wenn Übersättigung der Luft vorliegt und der in der Luft enthaltene gasförmige Wasserdampf zu Wassertropfen oder Eiskristallen kondensiert [5]. Dabei können die in den Wolken enthaltenen Wassertropfen im flüssigen Zustand auch bei Temperaturen unterhalb des Gefrierpunkts von Wasser (0 °C) vorliegen [5]. Für die Vereisung von Flugzeugstrukturen sind im Wesentlichen die aus feinen Wassertropfen bestehenden stratiformen Wolkenschichten sowie cumuliforme Wolken verantwortlich [5,11,22]. Letztere lassen sich in Cumuluswolken, die ausschließlich aus flüssigen Wassertropfen bestehen und Cumulonimbuswolken, die sich aus flüssigen Wassertropfen und Eiskristallen zusammensetzen, unterscheiden [5]. Beim Durchfliegen dieser Wolkengebiete prallen die darin enthaltenen unterkühlten Wassertropfen auf den exponierten Oberflächen eines Flugzeugs auf und erstarren darauf zu Eis.

Gemäß der von der *EASA* herausgegebenen Zulassungsvorschrift für Großflugzeuge *CS-25 Appendix C* wird bei der während des Fluges auftretenden Vereisung zwischen der kontinuierlichen maximalen Vereisung und der zeitweilig auftretenden maximalen Vereisung unterschieden [11]. Die maximale Intensität der kontinuierlich auftretenden atmosphärischen Vereisungsbedingungen wird in der Literatur auf den Höhenbereich zwischen Meeresgrund und 6700 m angegeben und kann bei Durchfliegen stratiformer Wolken in Erscheinung treten [11]. Wie in Abbildung 2.1 a) dargestellt, ergibt sich der relevante Bereich für die kontinuierliche maximale Vereisung aus der Kombination der Parameter Lufttemperatur, T_{air} , mittlerer Durchmesser des

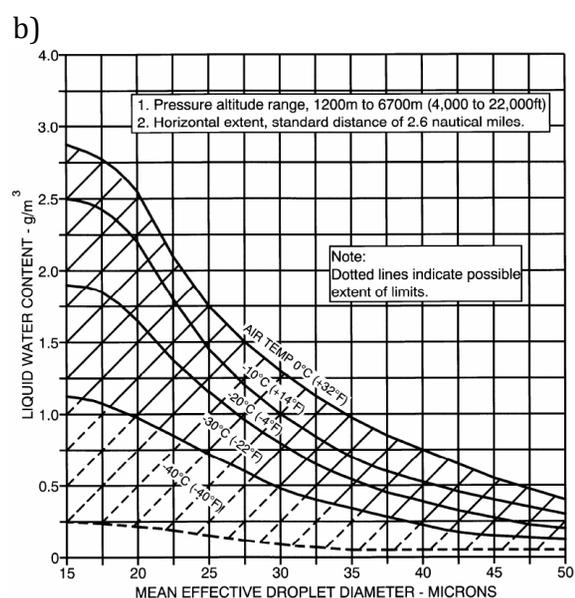
Wassertropfens (MVD - engl. Median Volume Diameter) und Flüssigwassergehalt (LWC - engl. Liquid Water Content) [11,23]. Zeitweilig auftretende maximale Vereisungsbedingungen liegen beim Durchfliegen cumuliformer Wolken im Höhenbereich zwischen 1200 m und 6700 m vor [11]. Auch der relevante Bereich für die zeitweilige Vereisung ergibt sich aus den Parametern T_{air} , MVD und LWC (Abbildung 2.1 b) [11,23].

Die Abhängigkeiten der atmosphärischen Vereisungsbedingungen sind in den Abbildungen 2.1 a) und b) nach den experimentell erhobenen Daten der *National Advisory Committee for Aeronautics*, *NACA*, dargestellt [23]. Die Verwendung des Parameters MVD für die Tropfengröße lässt erkennen, dass die in stratiformen und cumuliformen Wolken enthaltenen flüssigen Wassertropfen über ein Spektrum verfügen, das typischerweise von 1 bis 50 μm reicht [11,23]. In der Regel betragen die Werte des MVD bei stratiformen Wolken etwa 15 μm und bei cumuliformen Wolken circa 19 μm [22].



CONTINUOUS MAXIMUM (STRATIFORM CLOUDS)
ATMOSPHERIC ICING CONDITIONS
LIQUID WATER CONTENT VS MEAN EFFECTIVE DROP DIAMETER

Source of data – NACA TN No. 1855, Class III –M, Continuous Maximum.



INTERMITTENT MAXIMUM (CUMULIFORM CLOUDS)
ATMOSPHERIC ICING CONDITIONS
LIQUID WATER CONTENT VS MEAN EFFECTIVE DROP DIAMETER

Source of data – NACA TN No. 1855, Class II –M, Intermittent Maximum

Abbildung 2.1 Darstellung des Flüssigwassergehalts, LWC , in Abhängigkeit des mittleren Durchmessers des Wassertropfens, MVD , sowie der Lufttemperatur, T_{air} , für die a) kontinuierlichen maximalen atmosphärischen Vereisungsbedingungen und b) zeitweiligen maximalen atmosphärischen Vereisungsbedingungen [11,23].

Neben den in der Zulassungsvorschrift der *EASA* bereits berücksichtigten atmosphärischen Vereisungsbedingungen aufgrund von Wolken ist auch die Vereisung von Flugzeugstrukturen in Form von atmosphärischem Niederschlag zu erwähnen [24]. In diesem Zusammenhang ist besonders die Vereisung durch unterkühlte große Wassertropfen (SLD - engl. Supercooled Large Droplets) anzuführen. Daneben rückt insbesondere auch die Vereisung von Triebwerken in Eiskristallwolken in den Fokus der Betrachtung [7,10,25]. Beide atmosphärischen Vereisungsbedingungen werden in naher Zukunft in der um *Appendix D* (Vereisungsbedingungen durch gemischte Phasen und Eiskristalle) und *Appendix O* (SLD Vereisungsbedingungen)

erweiterten Zulassungsvorschrift für Großflugzeuge zu finden sein [25]. Da derzeit noch keine präzisen Kriterien für die Zertifizierung von Enteissungssystemen bei auftretender Vereisung durch *SLD* und Eiskristalle bekannt sind, werden diese Aspekte im Rahmen der vorliegenden Arbeit nicht weitergehend betrachtet.

2.1.2 Eisformen auf Oberflächen von Flugzeugstrukturen

Bei der Eisbildung auf Flugzeugstrukturen wird zwischen Klareis, Raueis und einer aus Klar- und Raueis simultan bestehenden Mischform, dem sogenannten Mischeis, unterschieden [5,7]. Die sich ausbildende Form während des Eisaufwuchses ist dabei primär von der Temperatur der strömenden Luft, T_{air} , bzw. von der Temperatur der von der Vereisung betroffenen Oberfläche, T_{surf} , abhängig und sekundär von der Tropfengröße und der Geschwindigkeit der strömenden Luft, V_{air} [24,26,27]. Hierbei sei erwähnt, dass im Falle vereister Oberflächen zur Angabe der Temperatur oftmals deren Totalwert, T_{tot} , anstelle von T_{air} herangezogen wird, wobei die Werte von T_{surf} und T_{tot} näherungsweise gleichgesetzt werden können. Gemäß den Regularien der *EASA* wird der für die Vereisung von Flugzeugstrukturen relevante Temperaturbereich mit Werten von T_{air} zwischen 0 °C und -30 °C angegeben, wobei die kritischsten Fälle von Vereisung durch unterkühlte Wassertropfen hauptsächlich im Temperaturbereich zwischen 0 °C und -15 °C auftreten [5,11,26]. Dies ist auf den hohen Wert der Eisdichte insbesondere bei den Temperaturen nahe der Gefriertemperatur von Wasser (siehe 2.2.2.2 bzw. 4.1) und dem hohen Wert des *LWC* verglichen mit den Temperaturen unterhalb von -15 °C zurückzuführen (Abbildungen 2.1 a) und b).

Klareis entsteht bevorzugt bei Temperaturen nahe des Gefrierpunkts von Wasser. Diese in seiner Erscheinung meist durchsichtige Form von Eis bildet sich bei Aufprall unterkühlter Wassertropfen auf den exponierten Oberflächen einer Flugzeugstruktur, wobei den Wassertropfen aufgrund einer niedrigen Gefriertrate nach Kontakt mit der Oberfläche nicht ausreichend Zeit verbleibt auf dieser zu Eis zu erstarren, bevor an identischer Stelle erneut ein Tropfen aufprallt [8,9,24,26]. Der Grad der in Klareis enthaltenen Poren aufgrund von Lufteinschlüssen steht in direkter Relation zu der während des Eiswachstumsprozesses vorherrschenden Temperatur [8]. Vor allem bei Temperaturen sehr nahe unterhalb des Gefrierpunkts von Wasser bildet Klareis eine nahezu porenfreie, sehr dicht gepackte, geschlossene Eisschicht, die von Oberflächen generell schwer zu lösen ist [9,27]. Bei Wachstum von Klareis unter Strömungsbedingungen und dabei insbesondere aufgrund der charakteristischen Ausbildung eines sogenannten Horns oder von Doppelhörnern (Abbildung 2.2 a) [28] werden die aerodynamischen Eigenschaften der Auftrieb erzeugenden Oberflächen stark negativ beeinträchtigt [8,9].

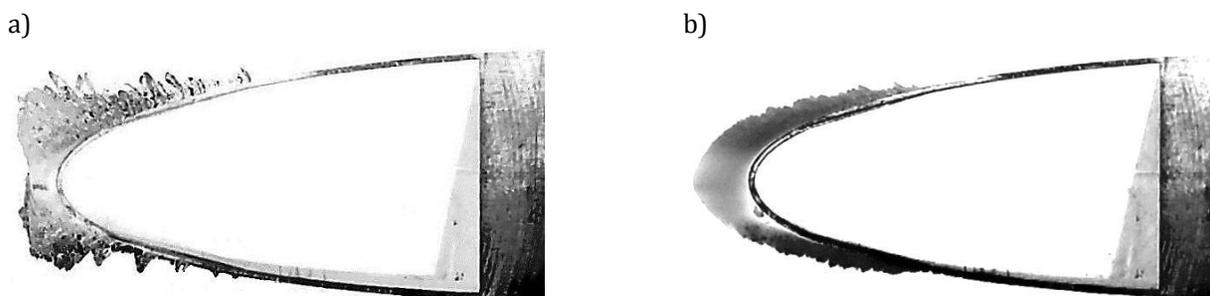


Abbildung 2.2 **a)** Unter Strömungsbedingungen aufgewachsenes Klareis ($T_{tot} = +0,2 \pm 0,5 \text{ °C}$) und **b)** Raueis ($T_{tot} = -10,3 \pm 0,5 \text{ °C}$) [28].

Die Entstehung von Raueis basiert darauf, dass bei Aufprall von Wassertropfen auf einer Oberfläche die dabei frei werdende latente Wärme von der die Oberfläche umströmenden Luft ausreichend schnell abgeführt wird, sodass auf der Oberfläche kein flüssiger Wasserfilm entsteht [27]. Die hohe Gefriertrate, die auf die tieferen Temperaturen bei der Entstehung von Raueis zurückzuführen ist, bedingt einen höheren Grad an Lufteinschlüssen in der Eisschicht und somit eine niedrigere Dichte im Vergleich zu Klareis [26,27]. Aufgrund der höheren Porosität hat unter Strömungsbedingungen aufgewachsenes Raueis ein lichtundurchlässiges, milchiges Aussehen und folgt näher der Kontur des umströmten Profilkörpers (Abbildung 2.2 b) [9,26,28]. Die Bildung von Raueis wird im Vergleich zu Klareis weniger kritisch angesehen, da die adhäsive Wechselwirkung zwischen einer Oberfläche und atmosphärisch aufgewachsenem Raueis schwächer ist [29,30] und dieses auch mittels Einsatz von Enteisungssystemen einfacher von den Oberflächen von Flugzeugstrukturen entfernbar ist [27].

Mischeis ist die im Betrieb am häufigsten auftretende Form der Vereisung von Flugzeugstrukturen. Die Bildung von Mischeis beruht auf der unterschiedlichen Größe der in einer Wolke vorhandenen Wassertropfen [26]. Je nach Temperaturbereich, der üblicherweise bei Werten zwischen -10 °C und -15 °C liegt, enthält Mischeis unterschiedliche Anteile von Klar- und Raueis [26].

Als eine Sonderform ist noch das sogenannte Rücklaufeis (engl. Runback Ice) anzuführen [5,13]. Rücklaufeis bildet sich beim Einsatz thermischer Nassfließsysteme, deren Funktionsweise in (2.3.1) kurz beschrieben wird. Die Abbildungen 2.3 a) und b) verdeutlichen, dass das in seiner Erscheinung eher Klareis-ähnliche Rücklaufeis auch bei deutlich tieferen Temperaturen ($T_{tot} = -10 \pm 0,5\text{ °C}$) entsteht, welche ohne Einsatz des thermischen Nassfließsystems ausschließlich die Bildung von Misch- oder Raueis begünstigen.

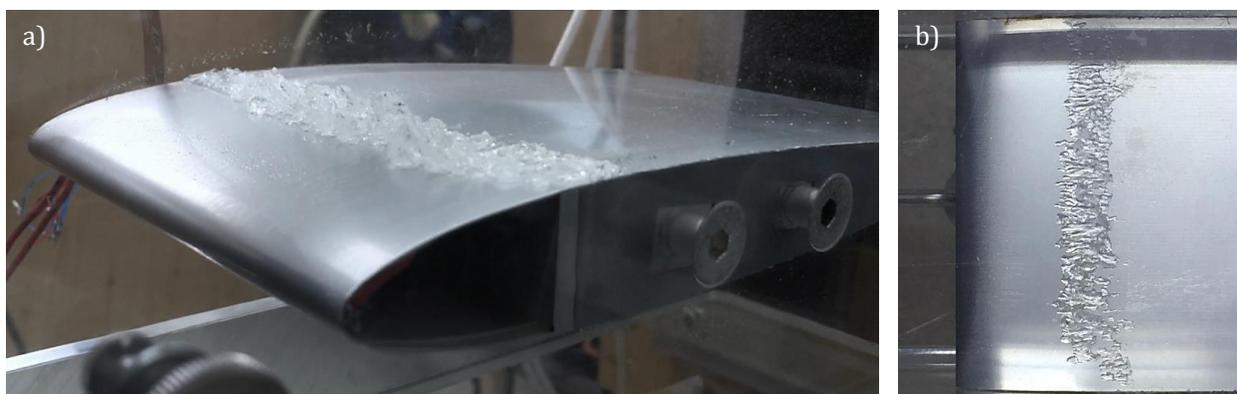


Abbildung 2.3 **a)** Unter Strömungsbedingungen im Windkanal aufgewachsenes Rücklaufeis ($T_{tot} = -10 \pm 0,5\text{ °C}$) und **b)** Draufsicht auf die im hinteren Bereich mit Rücklaufeis bedeckte Flügelvorderkante.

2.1.3 Skalierungsmethoden für atmosphärische Vereisungsbedingungen

Zur Aufrechterhaltung sicherer Flugbedingungen werden präventive Systeme eingesetzt, die den Eisaufwuchs gänzlich verhindern oder zyklisch entfernen. Der Weg der Entwicklung derartiger Enteisungssysteme von der konzeptionellen Idee bis zur finalen Zulassung für den Flug unter Vereisungsbedingungen ist zeitintensiv und kostspielig. Während der frühen Entwicklungsphasen, in welchen es die generelle Machbarkeit eines neuartigen Systems nachzuweisen gilt, können realistische Testszenarien unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen in Vereisungs-

windkanälen simuliert werden [31]. Aufgrund von Baugrößenbeschränkungen können viele Komponenten in Vereisungswindkanälen nicht mit deren originalem Maßstab getestet werden. Abhilfe schaffen skalierte Modelle, die wiederum eine Skalierung der Testparameter erfordern. Somit wird gewährleistet, dass die auf dem Modell akkumulierte Eisschicht derjenigen Schicht entspricht, die unter realen Vereisungsbedingungen auf dem Bauteil im Originalmaßstab akkumuliert wird.

Eine gängige Skalierungsmethode für Vereisungsbedingungen, bei welcher das zu testende Modell nicht der Originalgröße des Referenzmodells entspricht, ist die *AEDC*-Methode nach Ruff [31–33]. Diese Methode zielt darauf ab, eine Übereinstimmung in den Trajektorien der Wassertropfen, den Akkumulationsparametern und der Wärmebilanz zwischen dem skalierten Modell und dem Referenzsystem zu erreichen. In der Studie von Anderson [33] wurde die *AEDC*-Skalierungsmethode für ein Referenzprofil mit einer Sehnenlänge von 21 Zoll (533,4 mm) evaluiert. Bei für den jeweiligen Vereisungsfall konstanter Geschwindigkeit und Temperatur wurden entsprechend der verwendeten Skalierungsverhältnisse von 1:2 bzw. 1:3 im Vergleich zu dem Referenzprofil jeweils die Werte des *MVD*, *LWC* und der Vereisungszeit, t_{ice} , angepasst. Für das Skalierungsverhältnis von 1:2 betragen die Werte 26,0 μm , 0,78 g/m^3 und 3,53 min, für das Verhältnis von 1:3 liegen die Werte bei 20,2 μm , 0,95 g/m^3 und 1,92 min. Die Referenzwerte der Tests des 21 Zoll Flügelprofils betragen 40,0 μm , 0,55 g/m^3 und 9,95 min. In den Vereisungsversuchen hat sich gezeigt, dass eine relativ gute Übereinstimmung zwischen den auf dem Originalprofil und den skalierten Modellprofilen akkumulierten Schichten aus Klareis bzw. Mischeis bei einer Geschwindigkeit von etwa 90 m/s vorliegt [33].

Gemäß der Studie von Jones [23] sind Systeme zur Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration dahingehend zu entwerfen, dass die Eisakkumulationen, die sich bei einem *LWC* mit moderaten bis geringen Werten zwischen 0,01 g/m^3 (für $MVD = 40 \mu\text{m}$) und 0,8 g/m^3 (für $MVD = 15 \mu\text{m}$) bilden, von der betroffenen Oberfläche entfernt werden können. Für beispielsweise $T_{air} = -10 \text{ }^\circ\text{C}$ (14 $^\circ\text{F}$) und $MVD = 40 \mu\text{m}$ wird der *LWC* bei den Bedingungen der kontinuierlichen maximalen atmosphärischen Vereisung mit einem Wert von 0,1 g/m^3 angegeben (Abbildung 2.1 a) [23]. Der direkte Vergleich des in der Studie von Anderson verwendeten Werts des *LWC* mit 0,55 g/m^3 zur Erzeugung der Eisschicht auf dem Referenzprofil bei $-9,4 \text{ }^\circ\text{C}$ (15 $^\circ\text{F}$) und 40 μm Tropfengröße zeigt, dass der von Anderson betrachtete *LWC* das Vereisungsphänomen überschätzt [33].

2.2 Eisadhäsion

Viele Studien in der Literatur untersuchen die Adhäsionskräfte zwischen Eis und den Oberflächen verschiedener Festkörpermateriale, um die Eisadhäsion durch Modelle beschreiben und vorhersagen zu können [34–40]. Ziel der Entwicklung von Vorhersagemodellen ist die Erweiterung des fundamentalen Verständnisses der Eishaftung auf Oberflächen sowie der auf sie einflussnehmenden Faktoren. Auf Basis eines detaillierten Vorhersagemodells ist es möglich, die Entwicklung zukunftsweisender Oberflächenbeschichtungen und -materialien mit eisphoben Eigenschaften voranzutreiben. Hierfür ist es unabdinglich, die für die Adhäsion des Eises auf Festkörperoberflächen verantwortlichen Mechanismen sowie die darauf einflussnehmenden Faktoren zu betrachten.

2.2.1 Adhäsionstheorien und deren Anwendung

2.2.1.1 Allgemeine Theorien für die Adhäsion zwischen zwei Festkörpern

Auf molekularer Ebene lässt sich der physikalisch-chemische Prozess der Adhäsion, bei welchem die Oberflächen von zwei Festkörpern aus identischen oder unterschiedlichen Materialien zusammengehalten werden, anhand des Ursprungs der an den aufeinandertreffenden Grenzflächen auftretenden Wechselwirkungskräften in drei Kategorien unterteilen [41–45].

Als erste Kategorie kann die Adhäsion auf Basis chemischer Wechselwirkungen angeführt werden. Die kovalente Bindung, die auf einem oder mehreren gemeinsamen Elektronenpaaren zwischen den Atomen innerhalb eines Moleküls beruht, sowie die ionische und metallische Bindung, beide basierend auf elektrostatischer Anziehung zwischen positiv und negativ geladenen Ionen bzw. zwischen Metallionen und freien Elektronen, sind dieser Kategorie zuzuordnen [41,44,45]. Bei den chemischen Bindungen, die mit Ausnahme der ionischen Bindung auf nur kurzen Entfernungen wirksam sind, liegen die dafür verantwortlichen Bindungsenergien im Bereich zwischen 150 und 900 kJ/mol ($\approx 100 - 300 kT$, wobei k die Boltzmann-Konstante mit $1,38 \cdot 10^{-23}$ und T die absolute Temperatur ist) [41]. Generell spielen intramolekulare Wechselwirkungen bei Adhäsionsphänomenen jedoch eine untergeordnete Rolle, da selten bei dem Zusammenbringen von an den Oberflächen zweier Festkörper befindlichen Atomen bzw. Molekülen eine chemische Reaktion stattfindet [41].

Als zweite Kategorie gibt es Wechselwirkungen physikalischen Ursprungs, welche auf intermolekularer oder interatomarer Ebene beim Zusammenbringen zweier Festkörperoberflächen stets auftreten [41,46]. Unter diese Kategorie fallen sowohl die Wasserstoffbrückenbindung als auch die Van-der-Waals-Wechselwirkungen. Ähnlich wie die ionische und metallische Bindung beruhen auch diese Bindungen auf elektrostatischen Wechselwirkungen, jedoch wird bei der Wasserstoffbrückenbindung und der Van-der-Waals-Bindung die Anziehung durch positive und negative Partialladungen generiert, ohne dass eine chemische Reaktion infolge der Anziehung stattfindet [41,46]. Verglichen mit den chemischen Bindungen sind die physikalischen Bindungen mit Bindungsenergien im Bereich zwischen 21 und 167 kJ/mol kleiner, jedoch sind die physikalischen Wechselwirkungen über größere Entfernungen wirksam [41,44–47].

Als dritte Kategorie der adhäsiven Wechselwirkungen stellen die sogenannten direkten elektrostatischen Wechselwirkungen basierend auf dem Coulombschen Gesetz gewissermaßen eine Sonderform der physikalischen Wechselwirkungen dar [41,43]. Der Begriff der direkten elektrostatischen Wechselwirkungen wird in diesem Zusammenhang verwendet, um die Anziehung zu beschreiben, die ein Festkörper mit nicht kompensierten, räumlich verteilten Ladungen auf einen anderen Festkörper ausübt [43,46]. Im Vergleich zu den chemischen Wechselwirkungen sind die elektrostatischen Wechselwirkungen über größere Entfernungen wirksam. Dabei verfügen die elektrostatischen Wechselwirkungen generell über die stärksten Bindungsenergien, die mindestens so stark wie die der chemischen Wechselwirkungen ($\approx 100 - 300 kT$) sind [41].

Neben den Theorien auf physikalisch-chemischer Ebene beschreibt die mechanische Adhäsion bzw. Verankerung den adhäsiven Zusammenhalt zweier Festkörper aufgrund deren Oberflächenstrukturen [41,45]. Die mechanische Verankerung erfolgt auf makroskopischer und mikroskopischer Ebene [41,45] und tritt bei der Verbindung eines Festkörpers mit einer zu einem Festkörper erstarrenden Flüssigkeit auf. Die in der Kontaktfläche der beiden

Festkörperoberflächen auftretenden Adhäsionskräfte sind bei der mechanischen Adhäsion in besonderem Maße von der Oberflächenbeschaffenheit und Oberflächenrauigkeit des Substrats abhängig, da die anfangs noch nicht zu einem Festkörper erstarrte Flüssigkeit in Oberflächendefekte, Riefen und Poren eindringen. Durch die thermische Expansion des Wassers während des Erstarrungsprozesses wird die Verbindung zwischen dem Eis und der Substratoberfläche schwer lösbar. Dabei ist der Grad der Adhäsion in entscheidendem Maß von der Anzahl der mechanischen Verankerungspunkte zwischen dem Eis und der Substratoberfläche bzw. der Oberflächenrauigkeit des Substrats abhängig [45].

2.2.1.2 Anwendung der Theorien für die Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers

Im Falle der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers setzt sich die gesamte, in der Kontaktfläche der beiden Festkörperoberflächen wirkende Adhäsionskraft aus den direkten elektrostatischen Wechselwirkungen, den Van-der-Waals-Wechselwirkungen, den Wasserstoffbrückenbindungen und den aus der mechanischen Verankerung resultierenden Kräften zusammen [34,43,45,48,49]. Der Anteil chemischer Wechselwirkungen ist bei der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers weitestgehend zu vernachlässigen, da in der Regel keine chemische Reaktion zwischen den Wassermolekülen in der oberflächennahen Eisschicht und den Molekülen auf der Oberfläche des Festkörpers abläuft [36,43].

Weitgehende Übereinstimmung besteht darin, dass der dominierende Anteil der Adhäsion zwischen der oberflächennahen Eisschicht und der Oberfläche eines Festkörpers von den direkten elektrostatischen Wechselwirkungen bestimmt wird [43,46,48,49]. Der theoretisch auftretende Anteil dieser Wechselwirkungen an der Eisadhäsion wird in einem elektrostatischen Modell beschrieben [42,43,46]. In einer weiteren Studie wurde auch der experimentelle Beweis vom Einfluss direkter elektrostatischer Anziehung auf die Adhäsion zwischen Eis und Quecksilber durch Anlegen einer elektrischen Spannung erbracht [50]. Zurückzuführen sind die direkten elektrostatischen Wechselwirkungen auf die elektrische Leitfähigkeit von hexagonalem, polykristallinem Eis I_h , das die in der Natur am häufigsten vorkommende feste Phase von Wasser ist [49,51–54]. Im weiteren Verlauf der Arbeit wird diese Eismodifikation vereinfacht als „Eis“ bezeichnet [53,54]. Zurückzuführen ist die Leitfähigkeit von Eis auf die protonischen Punktdefekte im kristallinen Gitter, die entweder durch Selbstdiffusion oder durch Anlegen eines äußeren elektrischen Feldes hervorgerufen werden [49,51,52]. Die Punktdefekte ergeben sich einerseits aus dem Übergang des Protons eines Wassermoleküls zu einem benachbarten Wassermolekül, wodurch paarweise ionische Defekte (H_3O^+ und OH^-) entstehen [51,52]. Auf ähnliche Weise ergeben sich Punktdefekte durch Rotation bzw. Umorientierung eines Wassermoleküls im Gitter, wodurch sich auf einer Achse zwischen zwei Sauerstoffatomen kein Proton und auf einer anderen Achse jedoch zwei Protone befinden [51,52]. Die durch Molekülrotation paarweise entstehenden Defekte werden als Bjerrum Defekte (D- und L-Defekte) bezeichnet [51,52]. Sowohl ionische Defekte als auch Bjerrum-Defekte werden innerhalb des kristallinen Gitters jeweils durch Weitergabe des überschüssigen Protons an das Nachbarmolekül bzw. durch Umorientierung des Nachbarmoleküls weitergereicht [51,52]. Somit kann aufgrund der Mobilität der Punktdefekte ein Ladungstransport generiert werden, der als protonische Leitfähigkeit von Eis bezeichnet wird [49,51,52]. Werden protonische Punktdefekte bis hin zur Grenzfläche zwischen Eis und Festkörper transportiert, so werden einige der protonischen Ladungsträger von den Elektronenzuständen in

der Eisoberfläche festgehalten [34,43,49]. Das daraus resultierende Ungleichgewicht der Ladungsverteilung in der oberflächennahen Eisschicht induziert wiederum eine Oberflächenladung auf dem metallischen (oder dielektrischen) Festkörper [34,43,49]. Dadurch werden in der Grenzfläche zwischen dem Eis und der Oberfläche des Festkörpers ein elektrisches Feld generiert und die für den adhäsiven Zusammenhalt verantwortlichen direkten elektrostatischen Wechselwirkungen erzeugt [34,43,45,49]. Voraussetzungen für die Erzeugung der direkten elektrostatischen Anziehungskräfte sind ein Kontakt zwischen der elektrisch aufgeladenen Eisoberfläche und der Oberfläche des Festkörpers sowie eine Dielektrizitätskonstante des Festkörpers, die größer ist als die Dielektrizitätskonstante von Eis [36,49]. Bei Temperaturen nahe des Gefrierpunkts liegt für polykristallines Eis der Wert der Dielektrizitätskonstante bei 99 [49,55].

In diesem Zusammenhang ist auch die von Faraday postulierte flüssigkeitsähnliche Schicht an der unmittelbaren Oberfläche des Eises zu nennen, die in englischer Literatur als „*liquid-like layer*“ oder „*quasi-liquid layer*“ bezeichnet wird [43,56,57]. Es ist unbestritten, dass diese Schicht auf der oberflächennahen Eisschicht existiert und einen Einfluss auf die Adhäsionskräfte zwischen Eis und einem Festkörper ausübt [34,43,45,54,56–65]. Experimentelle Untersuchungen hierzu haben ergeben, dass die flüssigkeitsähnliche Schicht auf der Eisoberfläche bei einer Temperatur im Bereich zwischen -10 °C und $-0,1\text{ °C}$ eine Schichtdicke von 0,8 nm bzw. 3 nm hat [63]. Zur Erklärung der Auswirkungen der flüssigkeitsähnlichen Schicht auf die Eisadhäsion wird erneut der kristalline Aufbau der Phase Eis I_h betrachtet. Im Innern zeigt sich eine Protonenunordnung im kristallinen System dieser Eismodifikation, welche dennoch den Bernal-Fowler Regeln genügt, d.h. jedes Sauerstoffatom ist kovalent an zwei Wasserstoffatome gebunden und auf jeder Verbindungsachse zwischen zwei Sauerstoffatomen findet sich ein Wasserstoffatom [52,63]. Aus der Molekularfeldtheorie wurde ein Modell abgeleitet mit Hilfe dessen der Anstieg der Protonenunordnung an der oberflächennahen Eisschicht im Vergleich zum Eisinneren nachgewiesen wurde [63,66]. Da die protonische Unordnung die Selbstdiffusion von Wassermolekülen im Kristallsystem und somit den Transport protonischer Ladungsträger an die eisseitige Grenzfläche hin zum Festkörper begünstigt, wird der Effekt der direkten elektrostatischen Wechselwirkungen durch die flüssigkeitsähnliche Schicht weiter verstärkt [65]. Mit dem Modell der zunehmenden protonischen Unordnung nahe der Eisoberfläche wird jedoch die Entstehung der flüssigkeitsähnlichen Schicht an der Eisoberfläche nicht erklärt.

Die Van-der-Waals-Wechselwirkungen spielen bei der Eisadhäsion eine untergeordnete Rolle, da diese wesentlich schwächer und über kürzere Entfernungen wirksam sind als die elektrostatischen Wechselwirkungen [34,36,43,60]. Anhand experimenteller Untersuchungen wurde dies für eine Reihe von sowohl metallischen als auch elektrisch isolierenden Oberflächen nachgewiesen [67].

Der Einfluss von Wasserstoffbrückenbindungen auf die Adhäsion zwischen Eis und einem Festkörper wurde unter anderem in den Studien von Peng et al. sowie Petrenko und Peng experimentell nachgewiesen [34,43,45,68,69]. Auf nahezu perfekt glatten Oberflächen von mit Gold plattierten Substraten wurden selbstorganisierende Monoschichten aus organischen Molekülen aufgebracht [68,69]. Diese wurden durch einen Tauchprozess in Lösungen aus Alkanthiolen mit entweder Methyl- oder Hydroxygruppen an deren Ende abgeschieden [68,69]. Im Falle der Monoschicht aus Methylgruppen wurde die Oberfläche hydrophobiert. Methyl- bzw. $-CH$ Gruppen bilden keine Wasserstoffbrückenbindungen mit Eis [68,69]. Hydrophile Oberflächengruppen ($-OH$) wurden mit den Hydroxygruppen hergestellt, welche Wasserstoffbrückenbindungen mit Eis bilden

[68,69]. Durch Vergleichsmessungen der Monoschichten mit hydrophoben bzw. hydrophilen Oberflächeneigenschaften konnte der Einfluss der Wasserstoffbrückenbindungen auf die Eisadhäsion quantifiziert werden [68,69]. Für die Monoschicht mit hydrophilen Oberflächeneigenschaften beträgt der gemessene Wert der Eisadhäsion fast das Dreifache des Werts von der hydrophoben Oberfläche [68]. Des Weiteren wurde in den Studien ein Konzept aufgezeigt, das bei Verwendung der selbstorganisierenden hydrophoben Monoschichten durch zusätzliches Anlegen einer Gleichspannung die nachteiligen Effekte der Wasserstoffbrückenbindungen und der elektrostatischen Wechselwirkungen für künftige Anwendungen potentiell eliminieren kann [68,69].

Auch mechanische Verankerung beeinflusst die Stärke der Eisadhäsion, da jegliche Porosität und Fehlstellen an der Oberfläche des Festkörpers eine Abweichung von der idealen, glatten Oberflächenmorphologie darstellt [45,70]. Auf der Oberfläche des Festkörpers auftreffende Wassertropfen können somit in diese Fehlstellen eindringen und diese ausfüllen. Aufgrund unterschiedlicher Wärmeausdehnungskoeffizienten dehnt sich das sich bildende Eis während des Erstarrungsprozesses aus, wohingegen sich der Festkörper und die auf seiner Oberfläche vorliegenden Fehlstellen zusammenziehen [45,70]. Dadurch kommt es zu einer festen Verankerung zwischen dem Eis und der Oberfläche des Festkörpers. In der Literatur lassen sich qualitative und quantitative Aussagen zu dem Einfluss der Oberflächenrauigkeit verschiedener Metalle auf die Eisadhäsion finden [71–74]. Durch Eliminierung von Oberflächenfehlern konnte experimentell nachgewiesen werden, dass die Eisadhäsion auf technologisch glatten Aluminiumsubstraten entscheidend reduziert wird im Vergleich zu Aluminiumoberflächen mit einer Rauigkeit im makroskopischen oder mikroskopischen Bereich (2.2.2.1) [71]. Diese Reduktion der Eisadhäsion ist jedoch nicht ausreichend, um die Substrate als eisphob deklarieren zu können.

Zusammengefasst sind für die Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers die elektrostatischen Wechselwirkungen und die mechanische Verankerung maßgebend verantwortlich.

2.2.2 Einflussfaktoren auf die Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen

Die im vorigen Unterkapitel erläuterten Mechanismen, auf denen die Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers beruht, unterliegen einer Vielzahl von Einflussfaktoren. Zunächst werden die Einflussfaktoren betrachtet, die von den adhäsiven Partnern des Verbunds ausgehen, also vom Festkörper bzw. dessen Oberfläche und von der Eisschicht. Im Anschluss daran werden die äußeren Faktoren und deren Einfluss auf die Eisadhäsion und dabei insbesondere das Bruchbild bei erfolgtem Versagen betrachtet.

2.2.2.1 Einfluss der Oberflächenmorphologie des Festkörpers auf die Eisadhäsion

Die Morphologie der Festkörperoberfläche ist in entscheidendem Maße dafür verantwortlich, wie auftreffende Wassertropfen diese benetzen und mit ihr interagieren. Benetzungsphänomene und die Beeinflussung des Verhaltens von Wasser auf der Oberfläche eines Festkörpers sind seit langer Zeit Gegenstand der Forschung [75–78]. Da die auf der Festkörperoberfläche verbleibenden Wassertropfen bei Unterkühlung auf dieser zu Eis erstarren, ist der Benetzungseinfluss in ähnlichem Ausmaß auf die Eisadhäsion übertragbar [34,36,37,79,80]. Ohne weitere Oberflächenbehandlung ist die Morphologie auf der Festkörperoberfläche grundsätzlich durch die Oberflächenrauigkeit und den Kontaktwinkel, den die Festkörperoberfläche mit der

Flüssigkeitsoberfläche des Wassertropfens bildet, determiniert [78]. Der Kontaktwinkel, θ , wird dabei als Maß für die Benetzung einer festen Oberfläche mit Wasser herangezogen (Abbildung 2.4). Eine hydrophile Oberfläche verfügt über einen Kontaktwinkel kleiner als 90° [38]. Liegt der Kontaktwinkel in einem Bereich zwischen 90° und 150° , so ist die Oberfläche hydrophob [38]. Oberflächen mit einem Kontaktwinkel zwischen 150° und einem in der Theorie maximal erreichbaren Wert von 180° werden als superhydrophob bezeichnet [38].

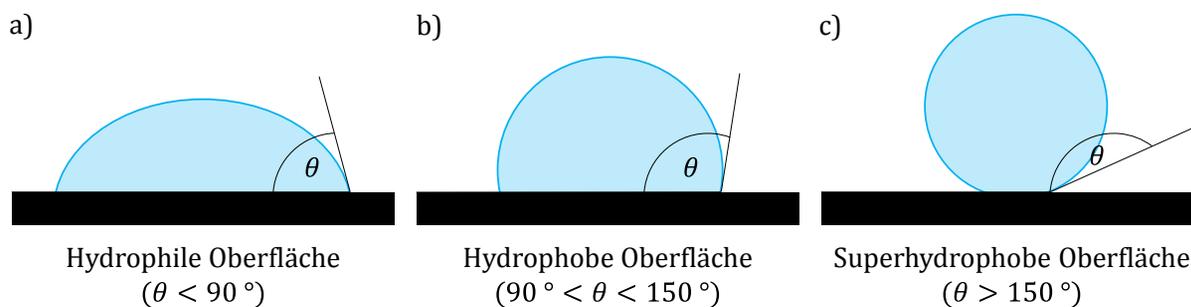


Abbildung 2.4 Schematische Darstellung einer **a)** hydrophilen Oberfläche mit einem Kontaktwinkel, θ , kleiner als 90° , **b)** einer hydrophoben Oberfläche mit θ im Bereich zwischen 90° und 150° und **c)** einer superhydrophoben Oberfläche mit θ größer als 150° .

Da die natürlich vorkommende Adhäsion von Eis auf festen Oberflächen das Resultat eines dynamischen Benetzungsprozesses ist, ist die dynamische Betrachtung des Kontaktwinkels der statischen Betrachtung vorzuziehen [81]. In diesem Zusammenhang sind der Fortschrittswinkel, θ_{adv} , und Rückzugswinkel, θ_{rec} , zu nennen, deren experimentelle Messverfahren schematisch in den Abbildungen 2.5 a) und b) dargestellt sind. Bei konstanter Flüssigkeitszufuhr mittels einer Spritzennadel (Abbildung 2.5 a) nimmt das Volumen des Wassertropfens auf der Festkörperoberfläche stetig zu, wobei der initiale Radius, r_0 , der Kontaktfläche zu den Zeitpunkten $t = 0$ bis $t = 3$ konstant bleibt. Ab dem Zeitpunkt $t = 3$ bewegt sich der Tropfenrand, zum Zeitpunkt $t = 4$ ist der Radius der Kontaktfläche größer als r_0 . Somit kann ab dem Zeitpunkt $t = 3$ der Wert von θ_{adv} experimentell bestimmt werden, wobei der Messwert von θ_{adv} zu den Zeitpunkten $t = 3$ und $t = 4$ identisch ist. Abbildung 2.5 b) zeigt die stetige Volumenabnahme des Wassertropfens auf der Festkörperoberfläche bei konstantem Flüssigkeitsentzug mittels der Spritzennadel, dabei bleibt r_0 zu den Zeitpunkten $t = 0$ bis $t = 3$ konstant. Ab dem Zeitpunkt $t = 3$ beginnt sich der Tropfenrand zu bewegen, zum Zeitpunkt $t = 4$ ist der Radius der Kontaktfläche kleiner als r_0 . Ab dem Zeitpunkt $t = 3$ kann somit der Wert von θ_{rec} experimentell bestimmt werden. Der gemessene Wert von θ_{rec} zu den Zeitpunkten $t = 3$ und $t = 4$ ist identisch.

Die Differenz aus θ_{adv} und θ_{rec} , die Kontaktwinkelhysterese, θ_{hys} , wird zudem in der Literatur zur Abschätzung des Adhäsionsverhaltens von Eis auf Oberflächen herangezogen, wobei eine Oberfläche mit einem sehr niedrigen Wert der Hysterese ($\theta_{hys} < 5^\circ$) als „*eisphob*“ bezeichnet wird [34,35,81–85].

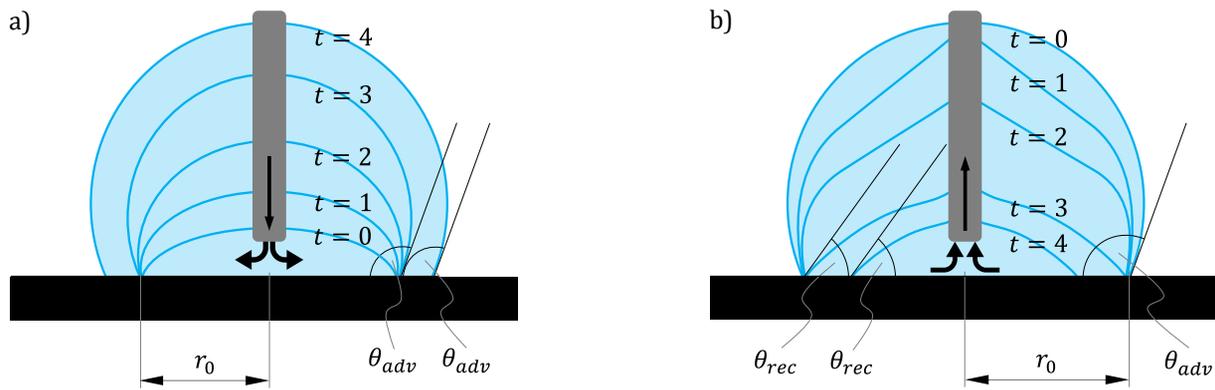


Abbildung 2.5 Experimentelle Messverfahren zur Bestimmung des **a)** Fortschrittswinkels, θ_{adv} , und des **b)** Rückzugswinkels, θ_{rec} , zwischen einer Flüssigkeit (Wasser) und einer Festkörperoberfläche. Die Werte von θ_{adv} bzw. θ_{rec} sind jeweils ab dem Zeitpunkt $t = 3$ messbar und bleiben bei konstanter Flüssigkeitszufuhr (a) bzw. -entzug (b) weiterhin konstant (Zeitpunkt $t = 4$).

Bei der Rauigkeit der Oberfläche gilt es diese in eine makroskopische, mikroskopische und nanoskopische Ebene zu untergliedern. Während bei der Makrorauigkeit und Mikrorauigkeit auf der Oberfläche für den adhäsiven Mechanismus der mechanischen Verankerung starke adhäsive Wechselwirkungen vorliegen, ist insbesondere das Phänomen superhydrophober Oberflächen auf die Kombination aus Mikro- und Nanorauigkeit zurückzuführen [34,82,86–90]. Hierbei muss jedoch betont werden, dass bei der Herstellung von Oberflächen mit superhydrophoben bzw. eisphoben Eigenschaften das Zusammenspiel aus Oberflächenrauigkeit und Kontaktwinkel von besonderer Bedeutung ist und beide Oberflächenparameter gleichzeitig kontrolliert werden müssen. Der ideale Zustand der superhydrophoben Benetzung kann mit dem Cassie-Baxter-Modus beschrieben werden, der eine heterogene Benetzung beschreibt [39,77,82]. Heterogen bedeutet in diesem Zusammenhang, dass an der Phasengrenze der Wassertropfen sowohl Luft als auch die Oberfläche des Substrats vorliegt (Abbildung 2.6 a). Die Oberflächenspannung des Wassers verhindert ein Eindringen der Wassertropfen in die Luftpockets zwischen den Rauheitselementen auf der strukturierten Oberfläche. Somit reduziert sich der Anteil der effektiv benetzten Oberfläche des Festkörpers auf die Oberfläche der Rauheitselemente, mit welchen die Wassertropfen in direktem Kontakt sind. Die korrespondierende Gleichung für den heterogenen Benetzungszustand im Cassie-Baxter-Modus lautet [77,91]:

$$\cos \theta_{app}^{CB} = f_{wet}(1 + \cos \theta_{app}^{flat}) - 1 \quad [2.1]$$

wobei θ_{app}^{CB} der makroskopisch messbare Kontaktwinkel von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Cassie-Baxter-Modus und θ_{app}^{flat} der Kontaktwinkel mit der dazu identischen Oberfläche ohne Strukturierung, sondern mit nahezu ideal glatter Oberfläche ist (Abbildung 2.6 a) und b). Der Anteil f_{wet} ergibt sich aus dem Verhältnis der benetzten Oberfläche zu der gesamten projizierten Oberfläche des Festkörpers.

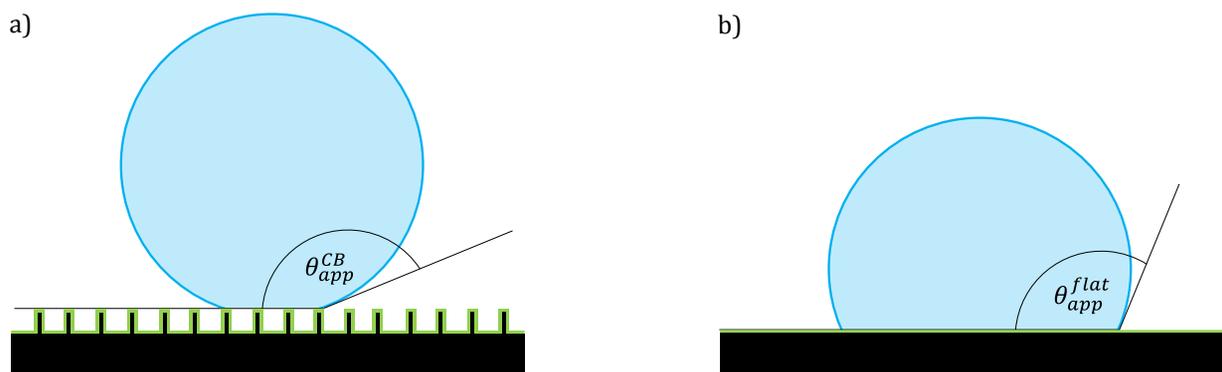


Abbildung 2.6 **a)** Makroskopisch messbarer Kontaktwinkel, θ_{app}^{CB} , von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Cassie-Baxter-Modus und **b)** Kontaktwinkel, θ_{app}^{flat} , der nahezu ideal glatten Oberfläche mit gleicher Oberflächenenergie, jedoch ohne Strukturierung.

Der heterogenen Benetzung im Cassie-Baxter-Modus steht der homogene Benetzungszustand im Wenzel-Modus gegenüber [76,78]. Der Wenzel-Modus basiert auf der Annahme, dass Wassertropfen zwischen den Oberflächenstrukturen eindringen. Im Vergleich zu einer identischen Oberfläche ohne Strukturierung mit nahezu ideal glatter Oberfläche wird bei der Benetzung im Wenzel-Modus die effektive Kontaktfläche des Wassertropfens mit der Oberfläche vergrößert (Abbildung 2.7 a) und b). Dabei ist die Benetzung im Wenzel-Modus durch die Gleichung [2.2] definiert [76,78]:

$$\cos \theta_{app}^W = r \cos \theta_{app}^{flat} \quad [2.2]$$

wobei θ_{app}^W der makroskopisch messbare Kontaktwinkel von Wasser mit der strukturierten, superhydrophoben Oberfläche bei der Benetzung im Wenzel-Modus und θ_{app}^{flat} der Kontaktwinkel mit der dazu identischen Oberfläche ohne Nanostrukturierung, sondern mit nahezu ideal glatter Topologie ist (Abbildung 2.7 a) und b). Der Rauigkeitsfaktor, r , mit Werten größer als 1 gibt das Verhältnis aus strukturierter Oberfläche und der dazu identischen Oberfläche ohne Strukturierung mit nahezu ideal glatter Oberfläche an [76,78].

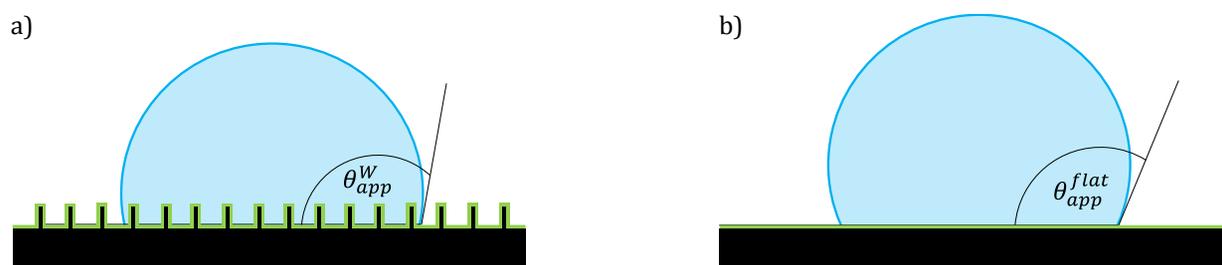


Abbildung 2.7 **a)** Makroskopisch messbarer Kontaktwinkel, θ_{app}^W , von Wasser mit der mikro-/nanostrukturierten, superhydrophoben Oberfläche im Wenzel-Modus und **b)** Kontaktwinkel, θ_{app}^{flat} , der nahezu ideal glatten Oberfläche mit gleicher Oberflächenenergie, jedoch ohne Strukturierung.

Aus thermodynamischer Sicht kann auf einer strukturierten Oberfläche der Übergang eines Benetzungszustands in den anderen in beide Richtungen erfolgen [92]. In der Praxis ist jedoch der Übergang des Benetzungsverhaltens von Wassertropfen auf Oberflächen aus dem metastabilen Cassie-Baxter-Modus in den metastabilen Wenzel-Modus eher wahrscheinlich und nicht umgekehrt [92]. Dieser Übergang erfolgt schrittweise, der daraus resultierende finale Wert des Kontaktwinkels bei der Benetzung im Wenzel-Modus ist jedoch immer kleiner als im ursprünglichen Cassie-Baxter-Modus [38,90,93]. Für die Eisadhäsion hat der Übergang von dem Cassie-Baxter- in den Wenzel-Modus stets eine Erhöhung der adhäsiven Wechselwirkungen zur Folge.

Für die Betrachtung des dynamischen Benetzungsverhaltens von Wassertropfen bei Aufprall auf einer Oberfläche ist vor allem die Deformation der Tropfen von entscheidender Bedeutung [93,94]. Die Beschreibung der Deformation erfolgt üblicherweise anhand der Weber-Zahl, We , der Reynolds-Zahl, Re , und der Ohnesorg-Zahl, Oh [93,95–97]. Die Gleichungen dieser drei dimensionslosen Kennzahlen lauten:

$$We = \frac{\rho V_0^2 D_0}{\sigma} \quad [2.3]$$

$$Re = \frac{\rho V_0 D_0}{\mu} \quad [2.4]$$

$$Oh = \frac{We^{0,5}}{Re} \quad [2.5]$$

wobei ρ , σ und μ die Dichte, Oberflächenspannung und dynamische Viskosität der Flüssigkeit und somit in der vorliegenden Arbeit die Stoffwerte von unterkühltem Wasser sind. V_0 und D_0 sind die Geschwindigkeit und der Durchmesser des flüssigen Wassertropfens kurz vor Aufprall auf der Oberfläche. Die Weber-Zahl in Gleichung [2.3] beschreibt das Verhältnis der Trägheitskräfte des Wassertropfens - der kinetischen Energie - zu dessen Oberflächenkräften. Das Verhältnis der Trägheitskräfte zu den Zähigkeitskräften wird in Gleichung [2.4] durch die Reynolds-Zahl wiedergegeben. Die Ohnesorg-Zahl in Gleichung [2.5] charakterisiert das Verhältnis der Zähigkeitskräfte zu den Oberflächenkräften.

Für kleine Werte der Weber-Zahl ($We < 1$) ist davon auszugehen, dass das Eindringen von Wassertropfen in die Rauheitselemente einer strukturierten Oberfläche durch die Kapillarkräfte verhindert wird [98] und somit eine Benetzung im heterogenen Cassie-Baxter-Modus vorliegt. In der Literatur wurde auch bereits nachgewiesen, dass für superhydrophobe Oberflächen mit sehr geringem Abstand der Rauheitselemente ein Eindringen von Wassertropfen bis zu einer kritischen Weber-Zahl von 227 verhindert werden konnte [99]. Generell jedoch lassen ein sehr hoher Betrag des Verhältnisses von kinetischer Energie zu Oberflächenenergie auf ein Eindringen der auftreffenden Wassertropfen in die Kavitäten der Oberfläche und damit auf eine homogene Benetzung im Wenzel-Modus schließen [100]. Bei hohen Werten der Weber-Zahl ist zudem die Wahrscheinlichkeit groß, dass der Wassertropfen in weitere kleinere Satellitentropfen zerfällt [100].

Eine detailliertere Beschreibung des Aufprallverhaltens und insbesondere des Übergangs zwischen Tropfendeposition und -zerfall liefert die von Vander Wal determinierte Korrelation [95]:

$$Oh \cdot Re^{0,5} = 0,35 \quad [2.6]$$

Die experimentell hergeleitete Gleichung [2.6] basiert auf der Untersuchung von Tropfen mit einem Durchmesser von 2,0 mm bei variierenden Aufprallgeschwindigkeiten (2,17 m/s; 3,15 m/s; 3,80 m/s und 4,22 m/s). Abbildung 2.8 veranschaulicht das Benetzungsverhalten bei Tropfenaufschlag auf einer strukturierten Oberfläche, wobei die Ohnesorg-Zahl über der Reynolds-Zahl aufgetragen ist. Unterhalb der mit Gleichung [2.6] errechneten Kurve tritt Tropfendeposition ein, oberhalb der Kurve zerfallen die Tropfen bei Aufprall auf der Oberfläche.

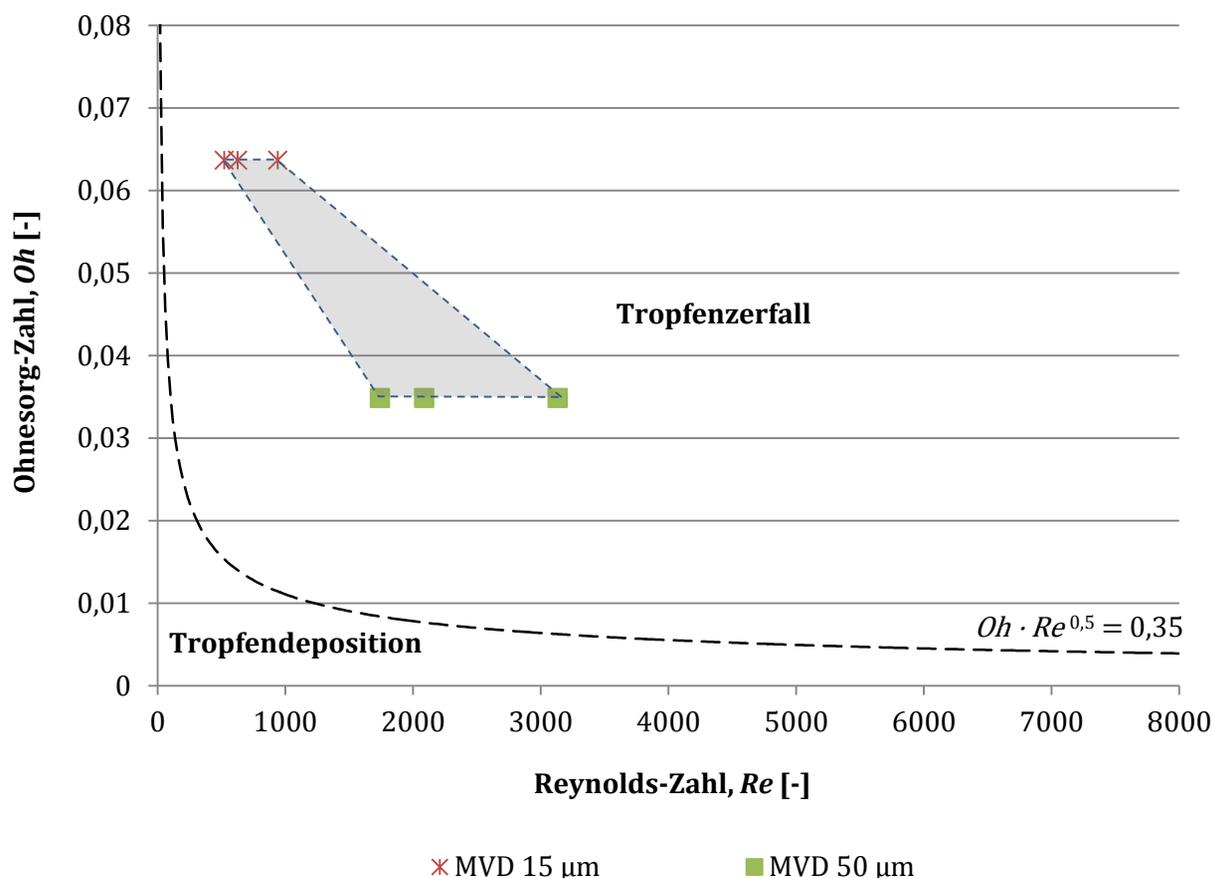


Abbildung 2.8 Benetzungs- und Aufschlagverhalten von Tropfen in Abhängigkeit der Ohnesorg-Zahl, Oh , aufgetragen über der Reynolds-Zahl, Re . Oberhalb der schematisch eingezeichneten Trendlinie findet bei Aufprall ein Zerfall der Tropfen statt, unterhalb der Trendlinie erfolgt eine Deposition der Tropfen.

Für eine Vorhersage des Aufprall- und Benetzungsverhaltens strukturierter Oberflächen unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen sind in Abbildung 2.8 zudem die berechneten Ohnesorg- und Reynolds-Zahlen eingetragen, die den minimal und maximal auftretenden mittleren Tropfendurchmessern ($MVD = 15 \mu\text{m}$ und $50 \mu\text{m}$) bei der kontinuierlichen maximalen und zeitweiligen maximalen Vereisung zugeordnet werden können, in Abhängigkeit von der jeweils betrachteten Tropfengeschwindigkeit (75 m/s, 90 m/s und 135 m/s). Zur Übersicht sind die verwendeten Tropfendurchmesser bzw. deren MVD -Werte, die jeweils zugeordnete

Tropfengeschwindigkeit, die spezifischen Stoffwerte von unterkühltem Wasser bei einer beispielhaft gewählten Temperatur von -5 °C [101,102] und die daraus berechneten dimensionslosen Kennzahlen in Tabelle 2.1 aufgelistet.

Tabelle 2.1 Tropfendurchmesser, D_0 bzw. MVD , Tropfengeschwindigkeit, V_0 , Stoffwerte von unterkühltem Wasser (Dichte, ρ_{H_2O} , Oberflächenspannung, σ_{H_2O} , Viskosität, μ_{H_2O}) und dimensionslose Kennzahlen (Reynolds-Zahl, Re , Ohnesorg-Zahl, Oh , und Weber-Zahl, We).

D_0 bzw. MVD [μm]	V_0 [m/s]	ρ_{H_2O} [kg/m^3]*	σ_{H_2O} [N/m]*	μ_{H_2O} [$\text{kg}/(\text{ms})$]*	Re [$\cdot 10^3$]	Oh [$\cdot 10^{-3}$]	We [$\cdot 10^4$]
15	75	9,99 $\cdot 10^2$	7,64 $\cdot 10^{-2}$	2,15 $\cdot 10^{-3}$	0,52	64	0,11
15	90				0,63	64	0,16
15	135				0,94	64	0,36
50	75				1,74	35	0,37
50	90				2,09	35	0,53
50	135				3,13	35	1,19

* Temperatur des Wassers, T_{H_2O} , = -5 °C [101,102]

Gemäß dem von Vander Wal hergeleiteten Kriterium [2.6] liegen die beispielhaft betrachteten Tropfen der atmosphärischen Vereisung mit deren jeweils zugeordneter Geschwindigkeit bei Aufprall auf der Oberfläche im Bereich des Zerfalls, wie in Abbildung 2.8 dargestellt. Auch die Betrachtung der Weber-Zahlen in Tabelle 2.1 deutet auf einen Zerfall der Wassertropfen in kleinere Satellitentropfen sowie auf eine homogene Benetzung im Wenzel-Modus hin. Dennoch wird anhand der später in dieser Arbeit präsentierten Ergebnisse nachgewiesen, dass der Aufprall der Mikrotropfen nicht mit dem physikalischen Modell des Aufprall- und Benetzungsverhaltens nach Vander Wal aus Abbildung 2.8 übereinstimmt. Insbesondere die Ergebnisse der Eishaftung auf den im Rahmen dieser Arbeit untersuchten nanostrukturierten Oberflächen zeigen, dass der Aufprall und die Benetzung durch unter Strömungsbedingungen aufgebrauchte unterkühlte Mikrotropfen ohne Tropfenzerfall im heterogenen Cassie-Baxter-Modus erfolgen. Da die Werte der Eishaftung niedriger als die auf einer identischen glatten Probenoberfläche ohne Strukturierung sind, kann ein Benetzen und Erstarren der Tropfen im Wenzel-Modus nicht vorliegen [94]. Als ein möglicher Grund hierfür kann die mutmaßlich höhere Formstabilität von Wassertropfen im Mikrometerbereich, bedingt durch die hohe Oberflächenspannung von Wasser im Vergleich zu den von Vander Wal untersuchten Tropfengrößen im Millimeterbereich angeführt werden. Weitere Erklärungsansätze für die Resistenz der in dieser Arbeit verwendeten Probenoberflächen gegenüber eindringenden Wassertropfen können auch die unregelmäßig aufgebaute Nanostruktur sowie der geringe Abstand zwischen den Rauheitselementen auf den Oberflächen sein, wobei letzteres bereits experimentell nachgewiesen werden konnte [99]. Das detaillierte Verständnis der physikalischen Mechanismen bei Tropfenaufprall ist jedoch nicht Bestandteil dieser Arbeit. Für die weiteren Betrachtungen der dynamischen Benetzung durch Wassertropfen im Mikrometerbereich wird daher die Annahme getroffen, dass die strukturierten Oberflächen stets im heterogenen Cassie-Baxter-Modus benetzen.

Per Definition werden bei der Benetzung im Cassie-Baxter-Modus für die strukturierte, superhydrophobe Oberfläche sowie für die dazu identische, ideal glatte Oberfläche ohne Strukturierung die statischen Werte des Kontaktwinkels berücksichtigt. Zur besseren Abbildung der dynamischen Eigenschaften bei der Benetzung durch aufprallende Wassertropfen kann mit Hilfe der experimentell ermittelbaren Fortschritt- und Rückzugswinkel für die zu betrachtenden Oberflächen jeweils der Gleichgewichtskontaktwinkel nach Young, θ_{eq} , berechnet werden [103]. Die korrespondierende Gleichung [2.7], mittels welcher beispielhaft der Gleichgewichtskontaktwinkel der im Cassie-Baxter-Modus benetzenden Oberfläche, θ_{eq}^{CB} , bestimmt werden kann, lautet [103]:

$$\theta_{eq}^{CB} = \arccos\left(\frac{\Gamma_{adv} \cos \theta_{adv} + \Gamma_{rec} \cos \theta_{rec}}{\Gamma_{adv} + \Gamma_{rec}}\right) \quad [2.7]$$

mit:

$$\Gamma_{adv} = \left(\frac{\sin^3 \theta_{adv}}{(2 - 3 \cos \theta_{adv} + \cos^3 \theta_{adv})}\right)^{\frac{1}{3}} \quad [2.8]$$

$$\Gamma_{rec} = \left(\frac{\sin^3 \theta_{rec}}{(2 - 3 \cos \theta_{rec} + \cos^3 \theta_{rec})}\right)^{\frac{1}{3}} \quad [2.9]$$

wobei Γ_{adv} und Γ_{rec} die Koeffizienten des Fortschritt- bzw. Rückzugswinkels sind, unter Zuhilfenahme der Gleichungen [2.8] und [2.9]. Die Berechnung des Gleichgewichtskontaktwinkels der ideal glatten Oberfläche ohne Strukturierung, θ_{eq}^{flat} , erfolgt analog zu der Vorgehensweise von θ_{eq}^{CB} in Gleichung [2.7].

Neben den Einflüssen des Kontaktwinkels und der Rauigkeit, insbesondere im Falle mikro-/nanoskopisch strukturierter Oberflächen, übt auch die chemische Zusammensetzung der Oberfläche als Resultat einer nachträglichen Oberflächenhydrophobierung einen entscheidenden Einfluss auf die Eisadhäsion aus. Zur Generierung der Hydrophobizität bzw. der Eisphobizität werden in der Literatur vorwiegend niederenergetische Oberflächenbeschichtungen vorgeschlagen, die auf mit Rauheitselementen vorstrukturierten Oberflächen aufgebracht werden [35,104–108]. Weitere Ansätze zur Reduktion der Eisadhäsion beschreiben Prozesse zur Herstellung selbstorganisierender Monoschichten auf Basis von Silanen oder Thiolen mit modifizierten hydrophoben Endgruppen, wie beispielsweise Methylgruppen oder Fluorocarbone [34,68,69]. Auch Oberflächenbeschichtungen, die heterogen in ihrer chemischen Zusammensetzung sind und aus mindestens zwei verschiedenen, stark hydrophobierenden Komponenten bestehen, werden in der Literatur vorgeschlagen, um insbesondere den Effekt der flüssigkeitsähnlichen Schicht von Eis zu eliminieren [34]. Ein effektiver Ansatz zur Reduzierung der Adhäsionskräfte von Eis konnte auch bereits durch Verwendung von Materialien mit einer sehr niedrigen Dielektrizitätskonstante, wie beispielsweise Teflon, nachgewiesen werden, was auf dem Herabsetzen der elektrostatischen Wechselwirkungen basiert [46].

2.2.2.2 Einfluss der Eisschicht auf die Eisadhäsion

Die physikalischen Charakteristika einer Schicht aus Eis, die unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen auf der Oberfläche eines Festkörpers bzw. eines Flügelprofils aufwächst (2.1), unterscheiden sich grundlegend von den Eigenschaften einer Eisschicht, die durch Abkühlen aus der flüssigen Phase ohne Einfluss einer Luftströmung entsteht. Wird die Oberfläche eines Flügelprofils angeströmt, so ist die Menge der darauf akkumulierten Eisschicht von der Kollektionseffizienz (β – engl. collection efficiency) und dem Gefrieranteil (n – engl. freezing fraction) abhängig [31]. Dabei beschreibt β den Anteil der in einer Wolke vorhandenen flüssigen Wassertropfen, die auf der Oberfläche des Flügelprofils auftreffen, wobei Tropfen geringer Größe aufgrund niedriger Trägheit den Trajektorien der Strömung um das Flügelprofil folgen und folglich nicht auf dessen Oberfläche auftreffen. Der Wert von β ist eine Funktion des MVD , V_{air} und des Radius der Flügelvorderkante, r_{LE} , des umströmten Profils [31]. Der Wert von n , der das Verhältnis der auf der Oberfläche zu Eis erstarrenden Wassertropfen zu den insgesamt darauf auftreffenden Tropfen beschreibt, wird maßgeblich von T_{surf} bzw. T_{air} und V_{air} beeinflusst [31].

Die Dicke der Eisschicht, h_{ice} , die auf der Oberfläche eines umströmten Festkörpers aufwächst, kann dann unter Berücksichtigung des LWC , V_{air} , t_{ice} und der Eisdichte, ρ_{ice} , berechnet werden [31]:

$$h_{ice} = \frac{\beta \cdot n \cdot LWC \cdot V_{air} \cdot t_{ice}}{\rho_{ice}} \quad [2.10]$$

Der Wert von β liegt zwischen 0 und 1, n nimmt in Gleichung [2.10] Werte zwischen 0 und maximal 1 an [31]. Bei sehr niedrigen Werten von n , wie im Falle von Klareisakkumulationen, haben die auf einer Oberfläche auftreffenden flüssigen Wassertropfen eine ausreichend lange Verweildauer, um darauf einen durchgängigen Wasserfilm auszubilden, der nach Erstarrung nahezu frei von Lufteinschlüssen ist. Mit zunehmend tieferen Werten von T_{surf} bzw. T_{air} sowie mit zunehmendem Wert von V_{air} verkürzt sich die Verweildauer der Wassertropfen auf einer Oberfläche. Dadurch steigt der Anteil der Wassertropfen, die unmittelbar nach Kontakt mit der Oberfläche an der Aufprallstelle zu Eis erstarren, wodurch der Anteil von in der Eisschicht eingeschlossener Luft erhöht bzw. der Wert von ρ_{ice} verringert wird. Eine Abnahme in der Dichte der auf einer Oberfläche akkumulierten Eisschicht erfolgt ebenso bei zunehmend kleinen Werten von MVD und LWC [36]. Bei Betrachtung der Eisstruktur an der Kontaktfläche wird deutlich, dass dort vorliegende Lufteinschlüsse den Benetzungsanteil auf der Festkörperoberfläche und somit die effektive Fläche für adhäsive Wechselwirkungen reduzieren. Somit kann der Einfluss, der von der Eisschicht auf die Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers ausgeht, anhand des Werts von ρ_{ice} beschrieben werden.

Die Dichte von atmosphärischem Eis kann mittels empirisch hergeleiteter Modelle berechnet werden, die auf der Akkumulation von Eis auf der Oberfläche rotierender Multizylinder für eine gleichmäßig aufwachsende Eisschichtdicke beruhen [109–112]. Der in der Literatur am weitesten verbreitete Ansatz nach Macklin basiert auf der Berechnung des dimensionslosen Dichte-Parameters, R [109]:

$$R = -\frac{r_{MV} \cdot V_{imp}}{T_{surf}} \quad [2.11]$$

wobei das Produkt aus dem mittleren volumetrischen Tropfenradius in der Wolke, r_{MV} , und der Aufprallgeschwindigkeit der Tropfen, V_{imp} , als Maß für die Packungsdichte der Tropfen und T_{surf} als die Gefrierrate bestimmende Temperatur interpretiert werden [109]. In einer Erweiterung der ursprünglich von Macklin hergeleiteten Korrelation kann der Wert von ρ_{ice} in der Einheit $[\text{kg}/\text{m}^3]$ berechnet werden zu [112,113]:

$$\rho_{ice} = 378 + 425 \cdot \log_{10}(R) - 82,3 \cdot [\log_{10}(R)]^2 \quad [2.12]$$

wobei der Gültigkeitsbereich von Gleichung [2.12] ausschließlich auf Raueis beschränkt ist [24]. Für Klareis und Mischeis wird die Eisdichte als konstant mit einem Wert von $900 \text{ kg}/\text{m}^3$ angenommen [24,111]. Abbildung 2.9 a) veranschaulicht die Eisdichte nach Gleichung [2.12] in Abhängigkeit des Parameters R aus Gleichung [2.11] und das als konstant angenommene Verhalten der Eisdichte für Werte außerhalb des Gültigkeitsbereichs von R .

Im Gegensatz zu den Ansätzen, die den Dichte-Parameter nach Macklin berücksichtigen, fließen in das Modell von Jones ausschließlich direkt messbare atmosphärische Variablen ein [110,111]. Der Wert von ρ_{ice} nach Jones ergibt sich in der Einheit $[\text{kg}/\text{m}^3]$ zu:

$$\rho_{ice} = 1000 \cdot e^{[-0,15 \cdot (1+6043 \cdot S^{-2,65})]} \quad [2.13]$$

mit:

$$S = \frac{MVD^{0,82} \cdot V_{air}^{0,59} \cdot LWC^{0,21}}{D_{av}^{0,48} \cdot (-T_{air})^{0,23}} \quad [2.14]$$

wobei S in den Gleichungen [2.13] und [2.14] der dimensionslose Dichte-Parameter nach Jones ist. D_{av} in Gleichung [2.14] bezeichnet den mittleren Durchmesser des rotierenden Zylinders. Bei Vergleich der Variablen in Gleichung [2.14] mit denen in Gleichung [2.10] wird ersichtlich, dass zur Bestimmung der Dichte von atmosphärisch aufgewachsenem Eis nach Jones die Variablen des Akkumulationsprozesses in das Dichte-Modell einfließen.

Die graphische Darstellung von Gleichung [2.13] in Abbildung 2.9 b) zeigt, dass auch das Modell von Jones, ähnlich wie das Modell nach Macklin bzw. dessen Erweiterung, einer Limitierung unterliegt, wenn der Wert von ρ_{ice} innerhalb von Temperaturbereichen bestimmt werden soll, unter welchen die Bildung von Klareis begünstigt wird. Insbesondere bei Temperaturen nahe unterhalb des Gefrierpunkts von Wasser nähert sich der Kurvenverlauf von ρ_{ice} nach Jones aufgrund des exponentiellen Charakters von Gleichung [2.13] asymptotisch einer Horizontalen mit einem Wert von $860,7 \text{ kg}/\text{m}^3$ [114]. Der Vergleich des Modells nach Jones mit der Arbeit von Vargas et al. zeigt [115], dass die von Vargas et al. gemessenen Werte von ρ_{ice} mit bis zu $917,0 \text{ kg}/\text{m}^3$ größer sind als der asymptotische Wert in Abbildung 2.9 b) und somit nicht mit dem Modell von Jones erfasst werden können.

Für die Abschätzung der auf die Adhäsion einflussnehmenden Dichte von Klareis sowie Mischeis sind in der Literatur keine Modelle bekannt. Des Weiteren ist die Anwendung der bisher

verwendeten Modelle zur Berechnung von ρ_{ice} auf beliebig geformten Geometrien umstritten, da sowohl die Methode von Macklin als auch die Methode von Jones auf der Akkumulation von Eis auf der vereinfachten Geometrie von rotierenden Zylindern beruhen [111].

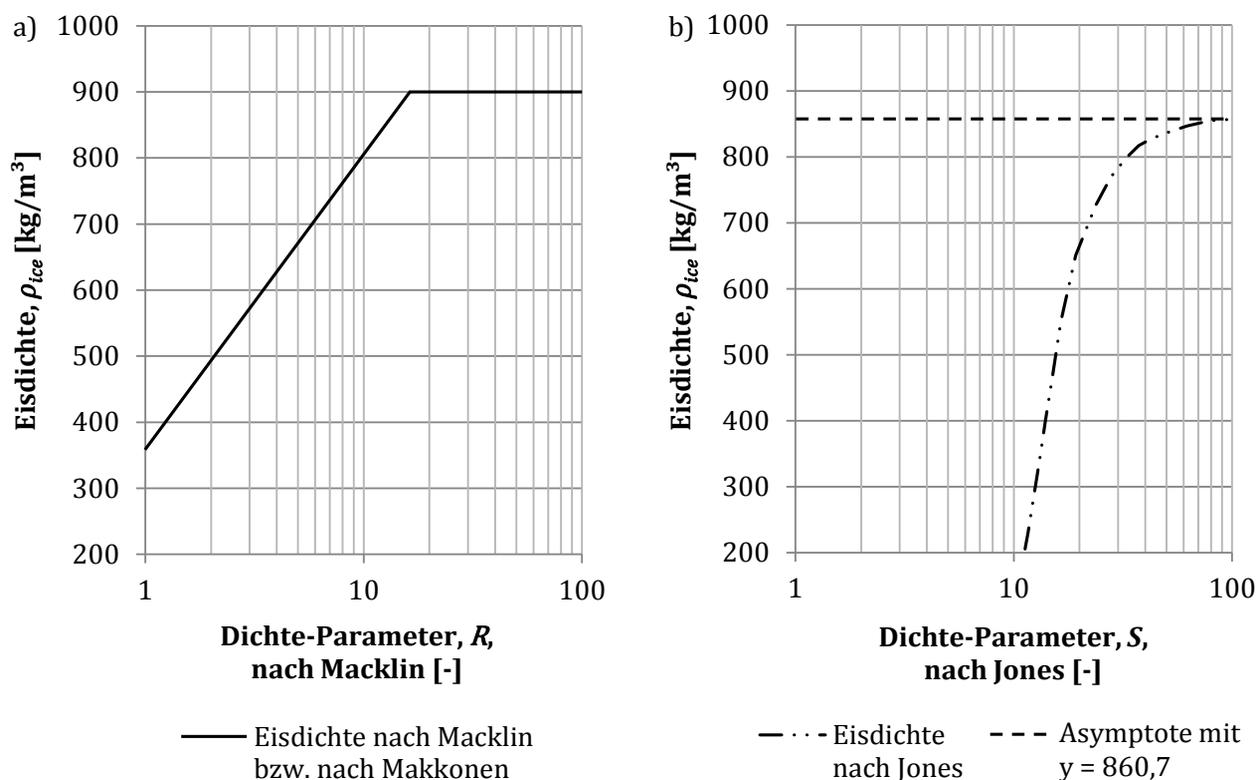


Abbildung 2.9 Eisdichte, ρ_{ice} , in $[\text{kg/m}^3]$ **a)** nach dem erweiterten Modell von Macklin [116] in Abhängigkeit des Dichte-Parameters, R , [109] und **b)** nach dem Modell von Jones, aufgetragen über dem Dichte-Parameter, S [110]. Die Asymptote an die Kurve der Eisdichte nach Jones verdeutlicht den maximal erreichbaren Wert von $\rho_{ice} = 860,7 \text{ kg/m}^3$.

2.2.2.3 Einfluss von äußeren Bedingungen auf die Eisadhäsion

Neben den in (2.2.2.1) und (2.2.2.2) beschriebenen Einflussfaktoren machen sich externe Einflüsse auf die Eisadhäsion besonders im Bruchbild bemerkbar. Zu diesen externen Einflüssen zählen die zur Adhäsionsmessung verwendeten Testmethoden und -parameter. Makroskopisch gesehen zeigt Eis im Falle niedriger Dehnungsraten duktiles und viskoelastisches Materialverhalten ohne Anzeichen von Mikrorissen oder Brüchen [43,54]. Bei Dehnungsraten größer als $1 \cdot 10^{-4} \cdot \text{s}^{-1}$ kann in der Regel von rein sprödem Werkstoffversagen ausgegangen werden [117,118]. Bei den Bruchformen von Eis wird zwischen kohäsiven Brüchen, also Brüchen innerhalb der Eisschicht und adhäsiven Brüchen, die zwischen der Oberfläche und dem darauf akkumulierten Eis auftreten, unterschieden. Kohäsionsbrüche treten vorwiegend bei Verfahren unter axialer Zug- und Druckbelastung sowie unter Torsionsbeanspruchung auf [119], welche in einer Vielzahl von Studien zur Quantifizierung der Eisadhäsion auf Oberflächen verwendet werden [74,120–122]. Ein adhäsives Versagen und somit ein Ablösen der Eisschicht von der Oberfläche eines Festkörpers wird in der Regel durch Schubbeanspruchung initiiert [119]. Als Testmethoden eignen sich hierfür Verfahren, die das Eis durch horizontal einwirkende Zug- oder Druckkräfte von der Oberfläche abscheren [123,124]. Des Weiteren werden auch Testverfahren mit Zentrifugen verwendet, in

denen vereiste Probenkörper mit zunehmender Winkelgeschwindigkeit solange rotiert werden, bis ein Ablösen der Eisschicht von der Oberfläche erfolgt [81,119,125,126]. Aufgrund des Rotationsprinzips und des möglichen Einsatzes von Rotorblättern als Testoberfläche erscheint die Anwendung der Enteisung durch die Aufbringung von Zentrifugalkräften als adäquate Testmethode für Drehflügler.

Als Testmethode der Eishaftung, die ähnlich zu dem mechanischen Systemansatz der Eisentfernung von den Tragflächen mancher Starrflügelkonfigurationen ist (siehe 2.3.1 und 2.3.2), kann das adhäsive Ablösen von Eis durch in die vereiste Oberfläche eingebrachte Impuls- oder Vibrationsbewegungen genannt werden. Geeignete Testverfahren beruhen auf der Verwendung von Permanentmagnet-Schwingerregern zur Einbringung von erzwungenen, sinusförmig oszillierenden Schwingungen in einen auf Eishaftung zu untersuchenden Probenkörper [71,127–132]. Dabei wird der Probenkörper, der als einseitig eingespannter Kragträger ausgeführt ist, entlang der Vertikalachse an der Einspannstelle ausgelenkt, wodurch ein Biegemoment bzw. Vibrationen in den Probenkörper eingebracht werden. Da das Biegemoment an der Einspannstelle den maximalen Wert annimmt [128], erfolgt ein gerichtetes Ablösen der Eisschicht auf der Probenoberfläche von der Einspannstelle weg in Richtung der Längsachse des Probenkörpers. Die Gesamtspannung, die in der Kontaktfläche zwischen dem Eis und der Oberfläche des Probenkörpers vorliegt, berechnet sich aus den Anteilen der Biegespannung sowie der transversalen Schubspannung. Gemäß der Hypothese, dass die Adhäsionskräfte in der Kontaktfläche ausschließlich von der Schubspannung abhängen [129], kann von rein adhäsivem Versagen ausgegangen werden, wenn die neutrale Faser, *N.F.*, des Verbundquerschnitts aus Eis und Probenkörper in deren Kontaktfläche fällt [71,131–133]. Dies ist auf die Tatsache zurückzuführen, dass entlang der *N.F.* der Anteil der Biegespannung gleich Null ist bei maximalem Wert der Schubspannung [134]. Ein interlaminares Versagen zwischen Eis und der Oberfläche des Probenkörpers kann somit über die Dicke der Eisschicht bei feststehender Geometrie des Probenkörpers gesteuert werden (2.2.3.1) [71,128,130–133].

Da die im Rahmen dieser Arbeit zu erzielende Enteisungsapplikation an einem Flugzeug ein vollständiges adhäsives Ablösen der auf einer Oberfläche akkumulierten Eisschicht beabsichtigt, erscheint die Wahl der Messmethode mit dem Permanentmagnet-Schwingerregger zur Charakterisierung der Eisadhäsion am geeignetsten.

2.2.3 Bestimmung der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers

Aufgrund der in (2.2.2.3) beschriebenen Vielzahl an Testmethoden herrscht in der Literatur Uneinigkeit über die Bestimmung der Adhäsionskräfte zwischen einem Festkörper und der darauf aufgetragenen Eisschicht. Neben quantitativen Methoden, die auf der Auswertung experimentell erfasster Daten basieren, gibt es verschiedene qualitative Modelle, die unter Berücksichtigung der verschiedenen auf die Eisadhäsion einflussnehmenden Mechanismen und Faktoren darauf abzielen eine möglichst genaue Vorhersage über die Adhäsion von Eis auf Festkörperoberflächen zu liefern.

2.2.3.1 Experimentelle Bestimmung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen

Bei der experimentellen Quantifizierung der Adhäsionskräfte zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers ist es von besonderer Bedeutung, die Beanspruchungsform und die daraus resultierende Versagensart zu betrachten. Beispielsweise bei Testverfahren unter

Zugbeanspruchung ist die Normalspannung zu betrachten, die aufgrund vertikal aufgebrachter Kräfte zu einem Versagen des Eis-Festkörperverbunds in der Kontaktfläche führt [74].

Bei dem in (2.2.2.3) beschriebenen Testverfahren, das auf der Verwendung eines Permanentmagnet-Schwingerregers basiert, wird ein adhäsives Versagen durch Schubspannungen in der Kontaktfläche zwischen Eis und dem Festkörper hervorgerufen [129,133]. Schematisch wird dies durch das Ersatzmodell eines Kragträgerbalkens, der in dem vorliegenden Fall als ein Verbundbalken aus Aluminium und Eis ausgeführt ist, beschrieben [71,131,132]. In dem Ersatzmodell in Abbildung 2.10 a) sind die in den Verbundbalken eingebrachten, sinusförmig oszillierenden Schwingungen durch eine Querkraft, F , dargestellt, die wiederum das Biegemoment, M , und die daraus resultierenden internen Biegenormalspannungen, σ , und Schubspannungen, τ , im Balkenquerschnitt hervorrufen. Der maximale Wert von τ liegt an der $N.F.$ vor, wohingegen an identischer Stelle der Wert von σ gleich Null ist. Aus Abbildung 2.10 a) wird ersichtlich, dass im Falle eines geringen Abstands – beschrieben durch die Exzentrizität, e – zwischen der $N.F.$ und der Eis-Festkörper-Kontaktfläche der Anteil der Biegenormalspannungen vernachlässigbar klein ist und somit das Versagen rein auf die Schubspannungen im Balkenquerschnitt zurückzuführen ist.

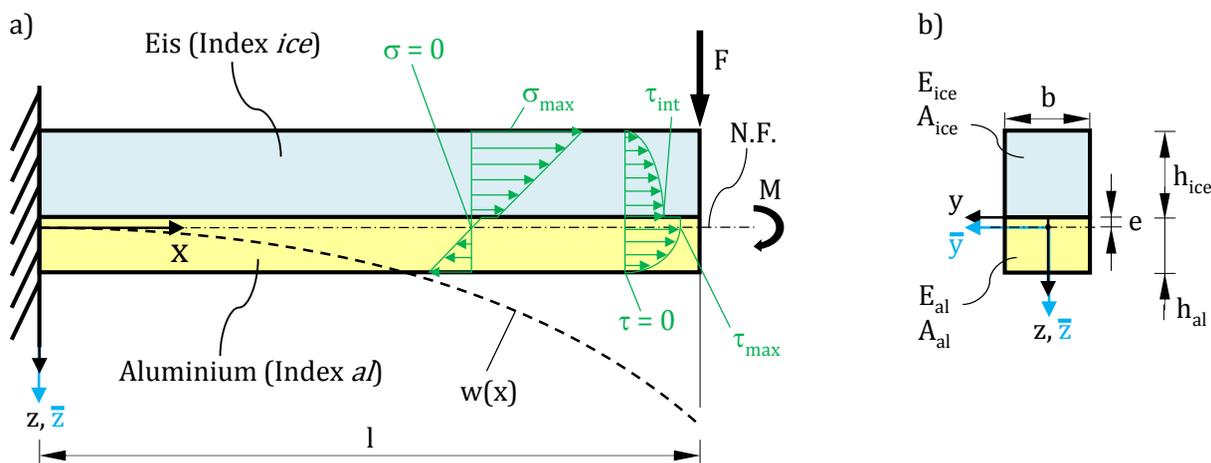


Abbildung 2.10 a) Schematische Darstellung eines Kragträger-Verbundbalkens aus Aluminium und Eis unter einer aufgebrachten Querkraft, F , und der daraus resultierenden internen Biegenormalspannungen, σ , und Schubspannungen, τ , und b) seitlicher Querschnitt des Kragträger-Verbundbalkens [71,131,132].

Die korrespondierende Gleichung zur Beschreibung der maximalen in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers auftretenden Schubspannung, τ_{int} , lautet [71,131,132]:

$$\tau_{int} = \frac{\varepsilon_{DMS_{al}} E_{ice} (h_{ice}^2 + 2h_{ice}|e|)}{2(x-l)(h_{al} - |e|)} \quad [2.15]$$

wobei $\varepsilon_{DMS_{al}}$ der Wert der Balkendehnung ist, die experimentell unter Verwendung eines Dehnmessstreifens, DMS , auf der unvereisten Seite des Aluminiumbalkens ermittelt wird. Der Wert des E-Moduls von Eis in Gleichung [2.15] wird mit dem Parameter E_{ice} beschrieben, h_{ice} und h_{al} sind die Höhe der Eisschicht bzw. die Dicke des Aluminiumbalkens. Der Abstand zwischen der Einspannstelle des Verbundbalkens und der gemittelten Messstelle des DMS ist x , l ist die freischwingende Länge des Verbundbalkens. Der Wert der Exzentrizität, e , in Gleichung [2.15] wird berechnet zu:

$$e = \frac{1}{2 \left(h_{al} + \frac{E_{ice}}{E_{al}} h_{ice} \right)} \left(h_{al}^2 - \frac{E_{ice}}{E_{al}} h_{ice}^2 \right) \quad [2.16]$$

wobei E_{al} den Wert des E-Moduls von Aluminium angibt.

Da auch im Rahmen dieser Arbeit die experimentelle Ermittlung der Eishaftung auf der Messmethode mit dem Permanentmagnet-Schwingerreger erfolgt (3.8), wird der Wert der Adhäsion anhand der maximalen, in der Kontaktfläche zwischen Eis und dem Festkörper auftretenden Schubspannung, τ_{int} , nach Gleichung [2.15] angegeben [71,131,132].

2.2.3.2 Modelle zur Vorhersage der Akkumulation und Adhäsion von Eis auf Festkörperoberflächen

Neben den quantitativen Messmethoden gibt es Modelle, die eine qualitative Vorhersage der Akkumulation und Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers erlauben. Insbesondere bei der Entwicklung von Oberflächen mit eisreduzierenden und bestenfalls eisphoben Eigenschaften liefern derartige Modelle hilfreiche Aussagen, um die Parameter, welche die Eisakkumulation und -adhäsion beeinflussen, grob abschätzen und die Eigenschaften bei der Oberflächenherstellung gezielt einstellen zu können. Eine Vorhersage der Eisakkumulation auf superhydrophoben Oberflächen wird in dem Modell nach Badahur beschrieben [40]. Dieses theoretische Modell erfasst das dynamische Aufprallverhalten von Tropfen auf einer superhydrophoben Oberfläche, den Wärmeübergang während des Erstarrungsprozesses und die heterogene Nukleation von Eis. Das Ziel des Modells ist das Verständnis der Zusammenhänge bei der Eisakkumulation, um dadurch die Herstellung von Oberflächen zu unterstützen, die im Stande sind die Erstarrung von flüssigen Wassertropfen zu Eis gänzlich zu verhindern. Anhand experimenteller Untersuchungen wurde eine kritische Temperatur der Substratoberfläche definiert, unterhalb welcher ein Wassertropfen nach Aufprall auf einer superhydrophoben Oberfläche zu Eis erstarrt [40].

Das Modell nach Fortin [36] beschreibt die Adhäsion zwischen Eis und Substrat als Kombination aus adhäsivem Versagen zwischen dem Eis und der Substratoberfläche und den kohäsiven Bruch innerhalb der Eisschicht. Im Modell nach Fortin werden Oberflächen betrachtet, die im heterogenen Cassie-Baxter-Modus und im homogenen Wenzel-Modus benetzen, anders als in der vorliegenden Arbeit, in der die Benetzung nur im Cassie-Baxter-Modus erfolgt. Die für ein adhäsives Versagen aufzubringenden Kräfte hängen nach dem Modell von Fortin von den chemischen Bindungskräften in der Eis-Substrat-Kontaktfläche ab. Als wesentliche Einflussgrößen zählen die Rauigkeit der Substratoberfläche, die Benetzung der Oberfläche sowie die Porosität der Eisschicht. Aufgrund der fehlenden Quantifizierung und experimentellen Validierung der in der Modellbeschreibung verwendeten physikalischen Parameter liefert das Modell nach Fortin keine Vorhersage über den Wert der Eisadhäsion.

Hinsichtlich der Eisadhäsion ist es das Ziel der vorliegenden Arbeit ein empirisches Modell zur semi-quantitativen Vorhersage der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers herzuleiten. Das Modell basiert auf der Betrachtung der Oberflächenbenetzung und den von der Eisschicht selbst ausgehenden Einflussfaktoren auf die Adhäsion, wobei durch geeignete Oberflächenherstellung weitere die Eisadhäsion negativ beeinflussende Größen in

Übereinstimmung mit den vorangehenden Betrachtungen in (2.2.1) und (2.2.2) a priori ausgeschlossen werden (siehe 3.4.1).

2.3 Eisentfernung von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration

Um der während des Fluges auftretenden Akkumulation und Adhäsion von Eis auf den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration entgegenzuwirken, werden Enteisungssysteme eingesetzt. Nachfolgend werden die aus dem Stand der Technik bekannten Systeme mit luftfahrttechnischer Zulassung zum Schutz vor Vereisung während des Fluges sowie innovative, noch nicht zertifizierte Systemansätze zur Enteisung aufgezeigt. Des Weiteren werden nicht zertifizierte hybride Ansätze mit der unterstützenden Wirkung von hydrophoben und eisphoben Oberflächenbeschichtungen und numerische Methoden zur Simulation der Eisentfernung betrachtet.

2.3.1 Zertifizierte Enteisungssysteme

Nach den Zulassungsvorschriften der *EASA* müssen Großflugzeuge und deren Komponenten die Kriterien der kontinuierlich maximalen und zeitweilig maximalen Vereisungsbedingungen erfüllen, um für den Flug unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen zertifiziert zu werden [11]. Stand der Technik für robuste, ausfallsichere Enteisungssysteme ziviler Passagiermaschinen, die diese Kriterien erfüllen, sind vorwiegend thermische Enteisungssysteme, die auf einem pneumatischen Zapfluftsystem basieren [5,12,13]. Dabei wird die dem Triebwerk entnommene, heiße Zapfluft nach Passieren des Vorkühlers über Rohrleitungssysteme, die mit separaten Druckregelventilen ausgestattet sind, an die Innenflächen der Vorflügel der Tragflächen und Triebwerkseinläufe befördert [135]. Für einen sicheren Systembetrieb wird die Temperatur der Zapfluft stets unter 232 °C (450 °F) gehalten, der Druck der Zapfluft wird auf unter 345 kN/m^2 geregelt [136]. Die temperierte Zapfluft strömt aus den mit kleinen Öffnungen versehenen Piccolo-Rohren (engl. piccolo ducts) aus, wodurch die zu enteisenden Flächen erwärmt werden (Abbildung 2.11). Für das zweistrahlige Großraumpassagierflugzeug *Boeing 767* beträgt die Gesamtmasse pro Länge des Zapfluft-Enteisungssystems aufgerundet $3,6\text{ kg/m}$ [135]. Dieser Wert bezieht sich auf die insgesamt zu enteisende Länge von $51,8\text{ m}$, die sich aus der Addition der Spannweite der fünf äußeren Vorflügel beider Tragflächen und dem Umfang beider Triebwerksgondeln am Lufteinlass ergibt. Abbildung 2.11 zeigt beispielhaft ein mit Zapfluft betriebenes Enteisungssystem am Vorflügel der *Boeing MD-11* [14].

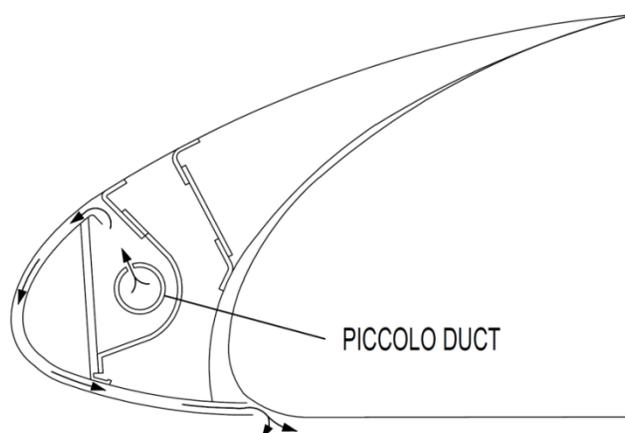


Abbildung 2.11 Zapfluft-Enteisungssystem am Vorflügel der *Boeing MD-11* mit schematisch eingezeichnetem Piccolo-Rohr (engl. piccolo duct) [14].

Bei thermischen Systemen lassen sich generell Verdampfungssysteme (engl. fully evaporative anti-ice systems), die im vollevaporierenden Modus die Eisbildung auf der Oberfläche von Flugzeugstrukturen gänzlich unterbinden und Nassfließsysteme (engl. running-wet anti-ice systems), bei welchen aufprallende Wassertropfen durch reduzierte Wärmezufuhr nicht vollständig verdampft werden, unterscheiden [13]. Nassfließsysteme verhindern somit die Eisbildung nur in definierten Bereichen und zurücklaufende flüssige Wassertropfen erstarren in Form von Rücklaufeis in stromabwärts gelegenen, unbeheizten Bereichen auf der Oberfläche der Flugzeugstruktur [13]. Die in der Studie von Al-Khalil analytisch berechneten Werte der Leistungsdichte für thermische Enteisungssysteme dienen als Vergleichswerte innerhalb eines Temperaturbereichs von T_{air} zwischen -5 °C und $-15,6\text{ °C}$ bei V_{air} von umgerechnet 90 m/s (175 Knoten) [137]. Im vollevaporierenden Verdampfungsmodus liegen die Werte der berechneten Leistungsdichte zwischen $46,5$ und $62,0\text{ kW/m}^2$, für einen Systembetrieb im Nassfließmodus reduzieren sich diese auf Werte zwischen $16,4$ und $24,8\text{ kW/m}^2$.

Mit Markteinführung der *Boeing 787* wurde erstmals in einem Großflugzeug ein vollelektrisches thermisches Heizmattensystem der Firma *GKN Aerospace* zur Enteisung der Flügeloberflächen und Triebwerkseinläufe umgesetzt und für den Flug unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen zertifiziert [12,21]. Neben der Reduzierung der Systemmasse und der Lebenszykluskosten sind vor allem die Einsparungen im Treibstoffverbrauch um etwa 3% der treibende Faktor für den Verzicht auf ein pneumatisches Zapflußsystem, wobei die Verwendung thermoelektrischer Heizmatten zur Enteisung nur etwa die Hälfte der Energie im Vergleich zu der auf Zapfluß basierenden herkömmlichen Lösung verbraucht [12]. Für den Betrieb des Heizmattensystems im Enteisungsmodus muss eine elektrische Leistung zwischen 45 und 75 kW bereitgestellt werden, um die Oberfläche der zu enteisenden Flügelflächen auf eine Temperatur im Bereich zwischen $7,2\text{ °C}$ und $21,1\text{ °C}$ aufzuheizen [21]. Im vollevaporativen Verdampfungsmodus liegt die Leistung zwischen 150 und 200 kW .

Neben den zertifizierten thermischen Enteisungssystemen für den permanenten Betrieb gibt es auch pneumatisch-mechanische Systeme zur zyklischen Entfernung von Eis [138]. Diese kommen vorrangig zur Enteisung der Oberflächen von Flugzeugkonfigurationen kleiner bis mittlerer Größe zum Einsatz [139]. Abbildung 2.12 veranschaulicht die Funktionsweise eines pneumatisch-mechanischen Enteisungssystems, wobei die Gummischlauchmatten in Abbildung 2.12 a) im an der Flügelkontur anliegenden Ausgangszustand und in Abbildung 2.12 b) im durch Zapfluß aufgeblasenen Zustand zur Enteisung der Oberfläche dargestellt sind [138]. Für ein großes Passagierflugzeug, das nach den luftfahrtspezifischen Regularien *FAR* (engl. Federal Aviation Regulations) *Part 25* zertifiziert ist, beträgt die Masse einer konventionell ausgelegten pneumatisch-mechanischen Enteisungsanlage etwa 90 kg , die für die Enteisung erforderliche Leistung des Systems wird mit einem Wert von $2,1\text{ kW}$ angegeben [136]. In Bezug auf die zu enteisende Länge in Richtung der Spannweite einer Tragfläche kann der Literatur ein Gesamtwert der in Spannweitenrichtung erforderlichen Leistung von $62,7\text{ W/m span}$ entnommen werden, der die Energieeffizienz des pneumatisch-mechanischen Systems unterstreicht [140]. Neben Unzulänglichkeiten wie der geringen Erosionsbeständigkeit der Elastomeroberfläche, den daraus resultierenden, kontinuierlich degradierenden aerodynamischen Oberflächeneigenschaften sowie der Häufigkeit in der Wartung, liegt der größte Nachteil des Systems jedoch in der dünnsten

entfernbaren Eisschichtdicke begründet, die mit einem Wert von etwa 6,4 mm angegeben wird [140,141].

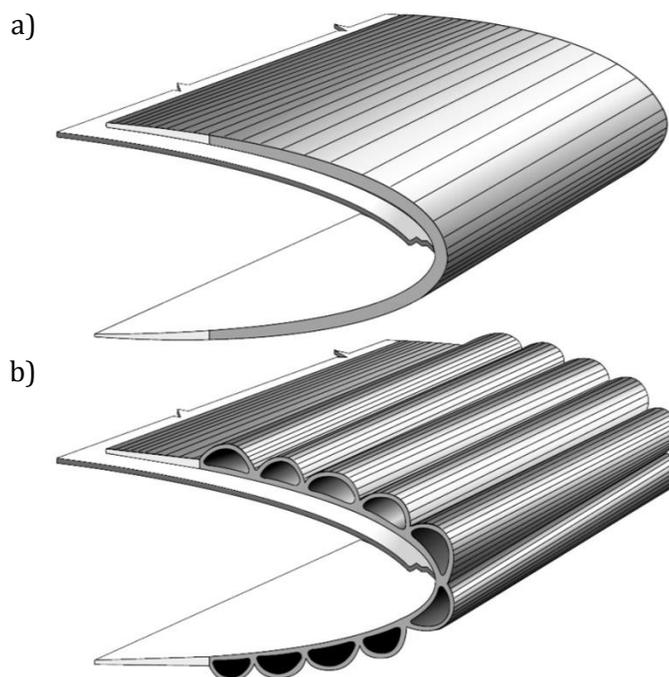


Abbildung 2.12 Pneumatisch-mechanisches Enteisungssystem mit Gummischlauchmatten **a)** im an der Flügelkontur anliegenden Ausgangszustand und **b)** im durch Zapfluft aufgeblasenen Enteisungszustand [138].

Für eine Reihe kleinerer Flugzeugkonfigurationen sind zudem Flüssigkeitsenteisungssysteme von der *FAA* zertifiziert [142]. Dabei diffundieren gefrierpunktsenkende Chemikalien aus feinen Poren in der von Eisakkumulationen frei zu haltenden Oberfläche, wodurch das Erstarren aufprallender Wassertropfen zu Eis verhindert wird [142]. Abbildung 2.13 zeigt beispielhaft die poröse Oberfläche eines Flüssigkeitsenteisungssystems [143]. Aufgrund zahlreicher Unwägbarkeiten, wie den laufenden Kosten in der Bereitstellung der Enteisungsflüssigkeit, den Umweltaspekten und der Toxizität der Chemikalien, vor allem aber wegen der zusätzlich mitzuführenden Masse der Enteisungsflüssigkeit und dem hierfür erforderlichen Stauraum, ist die Technologie nicht für die Enteisung großer Passagierflugzeuge geeignet [136,140].

Einen vergleichbar energiesparenden Ansatz zur Enteisung wie die pneumatisch-mechanischen Systeme, stellen elektromechanische Systeme dar. Zudem ermöglichen diese eine Auslegung der Flugzeugarchitektur ohne das pneumatische Zapfluftsystem [136]. Die elektromagnetische Induktion kann in diesem Zusammenhang als ein bewährtes Wirkprinzip zur Verformung von in der Struktur eines Flügels verbauten Aktoren angeführt werden. Die Aktoren deformieren die Flügelaußenhaut und lösen somit die Eisakkumulation davon ab. Ein Beispiel hierfür ist das elektrisch betriebene Impulsenteisungssystem (*EIDI* - engl. Electro Impulse De-Icing) [135,136,144]. Für die Auslegung dieses Systems auf das exemplarisch betrachtete Großraumpassagierflugzeug *Boeing 767* ergibt sich eine Gesamtmasse pro Länge von aufgerundet 1,8 kg/m, das auf die insgesamt zu enteisende Länge mit einem Wert von 51,8 m bezogen ist [135].



Abbildung 2.13 Poröse Oberfläche eines Flüssigkeitsenteisungssystems auf Basis gefrierpunktsenkender Chemikalien [143].

Das elektromechanische expulsive Enteisungssystem (*EMEDS* - engl. Electro-Mechanical Expulsion Deicing System) der amerikanischen Firma *Cox and Company, Inc.* stellt eine Weiterentwicklung des ursprünglichen *EIDI*-Systems dar [140]. Dieses von der *FAA* für den Flug unter Vereisungsbedingungen zertifizierte System wird bereits zur Enteisung des Leitwerks an dem Businessjet *Hawker 4000* von der *Hawker Beechcraft Corporation* eingesetzt. Durch die Bereitstellung eines Stromimpulses mit $\approx 1 \mu\text{s}$ Dauer wird ein elektromagnetisches Feld in den Aktoren induziert, welche ihre Form ändern und dies in schockartigen Impulsen an die Oberfläche weitergeben, um das darauf akkumulierte Eis zu entfernen [140]. Der elektrische Leistungsbedarf bezogen auf eine Spannweite der zu enteisenden Tragfläche von 12,8 m beträgt für das *EMEDS*-System etwa 23,4 W/m span [140]. Auch die laut den Herstellerangaben dünnste entfernbare Eisschichtdicke von 1,3 mm repräsentiert einen Wert, der den Zertifizierungskriterien zum Schutz vor Vereisung betroffener Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration genügt [140]. Als negativ sind bei diesem System jedoch die kurzzeitig hohen Stromspitzen der Stromimpulse zu betrachten, die einen aus mehreren Kondensatoren bestehenden Energiespeicher (*ESB* - engl. Energy Storage Bank) erfordern. Neben den zu berücksichtigenden Kabeln dickeren Querschnitts aufgrund der hohen elektrischen Stromstärken wirkt sich die *ESB* als zusätzliche Komponente mit einer Masse von jeweils 2,7 kg (6 lbs) negativ auf die Systemmasse aus [145]. Aufgrund der hohen Flankensteilheit der elektrischen Stromstärken ist in diesem Zusammenhang auch die elektromagnetische Verträglichkeit des Enteisungssystems mit den Kommunikations-, Kontroll- und Navigationssystemen des Flugzeugs als potentiell kritisch einzustufen. Zudem sind ein Spannungsdurchschlag der elektrischen Isolierung und Lichtbogenbildung als potentiell auftretende Probleme des Enteisungssystems anzuführen.

In einer Weiterentwicklung des *EMEDS*-Systems vermarktet die Firma *Cox and Company, Inc.* das thermomechanische expulsive Enteisungssystem *TMEDS* (engl. Thermo-Mechanical Expulsion Deicing System), das von der *FAA* zur Enteisung des Höhenleitwerks an dem Businessjet *Hawker Beechcraft 390 Premier* zertifiziert ist [140,144,146–148]. Wie in Abbildung 2.14 dargestellt, vereint dieses hybride System das Wirkprinzip der thermischen Verhinderung von Eisaufwuchs im Bereich des Tropfenaufschlags an der Flügelvorderkante mit der zyklischen Entfernung von akkumulierten

Eisschichten in stromabwärts liegenden unbeheizten Bereichen durch die Aktoren des *EMEDS*-Systems [146–148]. Das thermoelektrische Subsystem wird dabei in der Regel als Nassfließsystem betrieben, um die Flügelvorderkante entweder partiell oder vollständig zu schützen [146,148]. Alternativ kann die Einbringung von Wärme in die Struktur an der Flügelvorderkante durch Verwendung des thermischen Subsystems auch zyklisch erfolgen [144,149]. Dabei wird die Oberfläche in zonaler Einteilung, jedoch nach bereits erfolgter Akkumulation von Eis, sequentiell auf eine Temperatur aufgeheizt, bei welcher das Eis zu schmelzen beginnt, um somit eine Reduktion der Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und der Oberfläche zu bewirken. Nach Erreichen der Schmelztemperatur des Eises wird das thermische Subsystem abgeschaltet. Simultan dazu werden die Aktoren der zuvor beheizten Oberflächenbereiche aktiviert, wodurch das von der Flügeloberfläche abgelöste Eis mechanisch entfernt werden kann. Für die Beheizung einer Zone ist eine Leistungsdichte von umgerechnet $54,3 \text{ kW/m}^2$ (35 W/in^2) erforderlich [144]. Die Leistung des elektromechanischen Systems zur Entfernung der in der Kontaktfläche thermisch abgelösten Eisschichten beträgt etwa 1 kW und bezieht sich auf eine Fläche von umgerechnet rund $0,3 \text{ m}^2$.

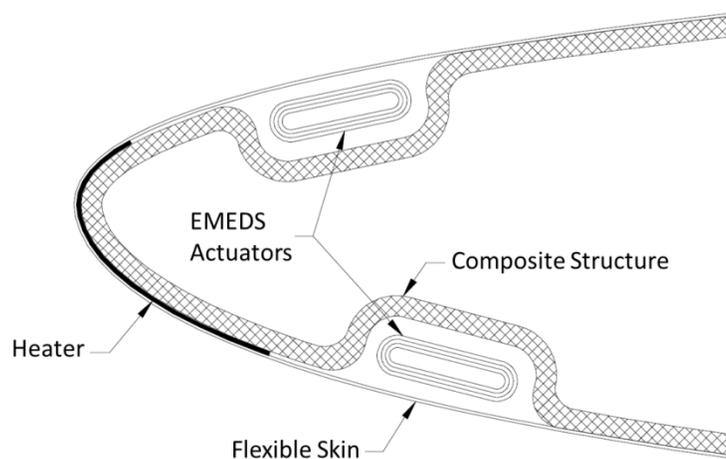


Abbildung 2.14 Thermomechanisches expulsives Enteisungssystem *TMEDS* [146].

2.3.2 Innovative Systemansätze zur Enteisung

Neben den zertifizierten Systemen aus (2.3.1) gibt es verschiedene innovative Systemansätze zur Enteisung, die aufgrund ihres generell niedrigen Forschungsstands jedoch weit von einer Zertifizierung für den Einsatz in Großflugzeugen entfernt sind. Im Hinblick auf die zunehmenden Anforderungen der Energieeffizienz bei zukünftigen Flugzeugkonfigurationen ist es unabdinglich, energiesparende Systeme weiterzuentwickeln, um die Entwurfsanforderungen für die Umsetzung in einem Großflugzeug und die für eine Zertifizierung relevanten Sicherheitsanforderungen zu erfüllen.

Der Systemansatz mit piezoelektrischen Aktoren wird in verschiedenen Studien experimentell untersucht [150–157]. Die Funktionsweise basiert auf der Ansteuerung der Aktoren nahe der Resonanzfrequenz der jeweils betrachteten Flügelvorderkante, um Schubspannungen in der Kontaktfläche zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche zu erzeugen. Bei ausreichend starker Schubbeanspruchung versagt die adhäsive Verbindung zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche und das Eis wird von der Oberfläche abgelöst. In den Arbeiten von Venna et al. wird der Systemaufbau mit piezoelektrischen Aktoren realisiert, die innerhalb einer aus einem Aluminiumblech gebogenen Flügelvorderkante auf Höhe der Stagnationslinie angebracht sind

[150–153]. Auf der gegenüberliegenden Seite der piezoelektrischen Aktoren werden auf der Flügeloberfläche quaderförmige Eisblöcke in einer Gefriertruhe künstlich aufgefroren. Die Aktoren produzieren lokalen Schub an den mit Eis bedeckten Positionen auf der Flügeloberfläche, um die Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche gezielt zu schwächen. Trotz der erfolgreich dokumentierten Eisentfernung bei resonanter Ansteuerung der Aktoren ist die Abschätzung der Enteisierungsfähigkeit des Systemansatzes als gering aussagekräftig zu erachten. Dies ist auf die Verwendung der künstlich erzeugten Eisblöcke zurückzuführen, die nicht in Windkanalversuchen unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen und unter dem Einfluss der Strömung erzeugt wurden.

Im experimentellen Aufbau der Studie von Struggl et al. wurden piezoelektrische Flächenwandler vom Typ *Sonox*[®] *P5* der Firma *CeramTec* an der Innenseite einer ellipsoiden Flügelgeometrie verklebt [154]. Die Versuche in einem Windkanal unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen haben gezeigt, dass durch die resonante Ansteuerung der Flächenwandler Schubspannungen auf der Flügeloberfläche erzeugt werden, wodurch die Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche aufgebrochen werden. Die Enteisierungsfähigkeit des Systemaufbaus ist dennoch als ungenügend zu bewerten, da das Eis im Windkanal nicht von der Oberfläche abgelöst wird, solange das Flügelprofil angeströmt wird. Als Ursache sind hierfür die aerodynamischen Kräfte der Strömung anzuführen, die das an der Flügelvorderkante geschlossen aufgewachsene Eis weiterhin formschlüssig gegen die Flügelvorderkante pressen.

Für den Systemansatz in den Arbeiten von Palacios [155], Palacios et al. [156] und Overmeyer et al. [157] werden piezoelektrische Aktoren in Scheibenform verwendet. Da der Systemansatz für die Enteisierung der Rotorblattoberflächen eines Drehflüglers konzipiert ist, werden die experimentellen Untersuchungen in einem Rotorprüfstand durchgeführt. Mit Unterstützung der Zentrifugalkräfte durch die Rotation der Rotorblätter erfolgt die Ablösung der Eisakkumulationen nach dem Aufbrechen der Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und den Rotorblattoberflächen. Die Ergebnisse zeigen zudem, dass die Eisentfernung eine Funktion der Eisdicke ist, wobei Eis mit einer Dicke im Bereich zwischen 1,4 und 7,1 mm entfernt werden konnte [157]. Der korrespondierende Wert der Leistungsdichte für die minimal entfernbare Eisdicke mit 1,4 mm beträgt $8,9 \text{ kW/m}^2$. Für die Enteisierung im kalten Temperaturbereich bei Werten $< -10 \text{ °C}$ konnten jedoch Limitierungen des Systemansatzes anhand von partiellen Eisrückständen auf den Rotorblattoberflächen festgestellt werden [157].

Neben den obigen aktiven Systemansätzen betrachten weitere Studien den Einsatz hydrophober, superhydrophober sowie eisphober Oberflächenbeschichtungen [3,158–160]. Die aus dem Stand der Forschung bekannten Beschichtungen reduzieren die Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und der Oberfläche eines Festkörpers. Die Beschichtungen sind jedoch nicht alleine im Stande den Eisaufwuchs auf einer Oberfläche gänzlich zu verhindern [161]. Zur Eisentfernung werden die Beschichtungen daher als unterstützender Ansatz in hybride Systeme integriert. In der Studie von Fortin wurde der adhäsionsreduzierende Effekt hydrophober bzw. eisphober Oberflächenbeschichtungen in Eiswindkanalversuchen auf kleinskaligem Maßstab untersucht [158]. Hierzu wurden verschiedene, kommerziell verfügbare Beschichtungen mit unterschiedlicher Hydrophobizität in Kombination mit einem thermoelektrischen System getestet. In Abhängigkeit von der Testtemperatur haben sich im Vergleich zu einer Referenzoberfläche aus Polyurethan Energieeinsparungen im Bereich zwischen 5,3 und 12,8 % bei Verwendung hydrophober Oberflächen, bzw. zwischen 13,2 und 32,8 % bei der Verwendung einer superhydrophoben

Oberfläche ergeben [158]. Des Weiteren kann durch Verwendung einer eisphoben Oberfläche die Haftung zwischen dem Eis und der Festkörperoberfläche und somit die Dicke der Eisschicht reduziert werden, bei welcher ein Ablösen von der betroffenen Oberfläche initiiert wird [3]. Die Betrachtungen verdeutlichen ebenso, dass ein zusätzliches aktives Enteisungssystem auf Basis thermischer und/oder mechanischer Methoden unabdinglich ist [3]. Dies ist darauf zurückzuführen, dass sich in den von Vereisung hauptsächlich betroffenen, gekrümmten Zonen, beispielsweise an der Vorderkante der Tragflächen, den Leitwerken oder den Triebwerkseinläufen, eine geschlossene Eisschicht bildet, welche nicht durch das Zusammenspiel aus haftreduzierender Wirkung einer Oberflächenbeschichtung und den aerodynamischen Kräften der Strömung abgelöst werden kann.

In einer weiteren Studie wurde untersucht, inwieweit hydrophobe Oberflächen ein Anhaften noch flüssiger Wassertropfen nach Aufprall verhindern können [159]. Hierfür wurde ein kleinskaliges *NACA 0021* Flügelprofil in der für Tropfenaufprall kritischen Zone an der Flügelvorderkante mit einem hybriden Enteisungssystem, bestehend aus einer hydrophoben Oberflächenbeschichtung aus Teflon sowie einem thermischen Enteisungssystem, ausgestattet. Im Vergleich zu einer unbehandelten Aluminiumoberfläche konnten durch die Verwendung der superhydrophoben Teflonbeschichtung bei Systembetrieb im vollvaporativen Anti-Eis Modus nachweislich Energieeinsparungen um bis zu 80 % erreicht werden. Darüber hinaus konnte durch die superhydrophobe Oberflächenbeschichtung die Bildung von Rücklaufeis in den auf der Profiloberfläche unbeheizten Regionen deutlich reduziert und im Falle geringer Werte des Flüssigwassergehalts sogar gänzlich unterbunden werden. Anhand eines ähnlichen Messaufbaus wie in der früheren Studie von Antonini [159] konnte nachgewiesen werden, dass auch bei zyklischem Betrieb des thermischen Subsystems Verbesserungen in der Enteisungsfähigkeit und damit eine Steigerung der Energieeffizienz bei der Enteisung durch Verwendung der superhydrophoben Oberflächenbeschichtung aus Teflon ermöglicht wird [160].

2.3.3 Numerische Simulation der Eisentfernung

Die Studie von Scavuzzo et al. betrachtet den Einfluss der aerodynamischen Kräfte der Strömung auf die Eisentfernung von einem *NACA 0012* Flügelprofil [162]. In dem numerischen Modell werden die Biege- bzw. Schubspannungen in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche in Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit simuliert. Die Ergebnisse zeigen, dass der Beitrag der aerodynamischen Kräfte auf die Eisentfernung bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten mit einer korrespondierenden Machzahl, Ma , $< 0,45$ vernachlässigbar klein ist [162]. Für Strömungsgeschwindigkeiten mit $Ma = 0,6$ betragen die Schubspannungen 20 % der Gesamtspannung, die für das Ablösen des Eises von der Flügeloberfläche erforderlich ist [162]. Der Wert der erforderlichen Gesamtspannung liegt zwischen 40 psi ($\cong 0,27$ MPa) und 60 psi ($\cong 0,41$ MPa) [162].

Das Ablösen des Eises kann durch die Einbringung von Wärme oder durch mechanische Oberflächenverformung erreicht werden [163–165]. Die numerische Studie von Wright [165] untersucht die Eisentfernung von einem Flügelprofil, in dessen Vorderkantenbereich eine thermoelektrische Heizmatte eingebaut ist. Durch die elektrisch eingebrachte Wärme werden die Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche aufgebrochen und das Eis wird von der Oberfläche durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung abgelöst. Nach Wright [165] erfolgt die Eisablösung, sobald der Gesamtbetrag der extern auf das Eis einwirkenden Kräfte den

Gesamtbetrag der Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und dem Flügelprofil übersteigt. Die für die Eisadhäsion verantwortlichen Kräfte setzen sich aus der Haftfestigkeit und der Zugfestigkeit zusammen [166].

In dem Modell von Labeas [167] wird die Eisentfernung von einer Flügelvorderkante mit circa 0,3 m Spannweite durch Verwendung des elektrisch betriebenen *EIDI*-Impulsenteisungssystems simuliert (vgl. 2.3.1). Bei Aktivierung des Systems werden durch die elektromagnetischen Impulse lokale mechanische Vibrationen in die Flügelvorderkante eingebracht. Daraus resultieren wiederum Normal- und Schubspannungen, die in der Kontaktfläche zwischen dem Eis und dem Flügelprofil auftreten. Bei Überschreiten der Spannungen erfolgt ein adhäsives Versagen zwischen dem Eis und dem Flügelprofil, wobei die in der Kontaktfläche vorliegenden Schubspannungen für das Ablösen des Eises hauptverantwortlich sind (siehe 2.2.2.3) [162,164,167].

Für die innovativen Systemansätze mit piezoelektrischen Aktoren werden zu den Experimenten in (2.3.2) vergleichende numerische Simulationen durchgeführt [150–157]. Anhand von numerischen Modalanalysen werden in der Arbeit von Venna [150] bzw. in den Studien von Venna et al. [151–153] und Struggl et al. [154] zunächst die Eigenfrequenzen und zugehörigen Moden der zu den Experimenten identischen Flügelvorderkanten simuliert. Die ermittelten Eigenfrequenzen werden in den nachfolgenden dynamischen Schwingungsanalysen zur resonanten Anregung der jeweiligen Flügelvorderkante mit einem sinusförmigen Ansteuersignal verwendet. In der Studie von Struggl et al. wird die resonante Anregung ohne Eisakkumulation auf der Flügeloberfläche simuliert [154]. Im Falle einer vereisten Flügelvorderkante wird erwartet, dass das Ablösen des Eises eintritt, sobald die maximale, durch Schubspannungen verursachte Verformung auf der Oberfläche größer ist als die theoretisch berechnete Biegenormalspannung von Eis. Die Nichtberücksichtigung von Eis und die daraus resultierenden unterschiedlichen Steifigkeiten der Flügelvorderkante mit bzw. ohne Eis stellen die wesentlichen Unzulänglichkeiten der Studie von Struggl et al. dar [154]. Übereinstimmend mit (2.3.2) werden in den Simulationen von Venna [150] bzw. Venna et al. [151–153] Eisblöcke auf der Flügeloberfläche berücksichtigt. Das Ablösen des Eises von der Oberfläche wird anhand der Kräfte an den Verbindungsstellen zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche beschrieben. Aufgrund der nicht realen Geometrie der Eisblöcke sowie der Vernachlässigung des Strömungseinflusses ist die Aussagekraft der Enteisungssimulationen ebenfalls als limitiert zu betrachten. In den Arbeiten von Palacios [155], Palacios et al. [156] und Overmeyer et al. [157] wird ein numerisches Basismodell bestehend aus einer Stahlplatte mit einem darauf verklebten piezoelektrischen Scheibenaktor betrachtet. Das Ablösen des Eises wird durch in der Ebene eingebrachte Schubverformungen realisiert. Die Aussagekraft der Enteisungssimulationen ist für die Enteisung der Rotorblätter eines Drehflüglers jedoch gering aufgrund der als Block modellierten Eisschicht und der stark voneinander abweichenden Geometrien.

3 Materialien und Methoden

In diesem Kapitel werden die Grundlagen der experimentellen Messverfahren und der numerischen Simulationen beschrieben. Dies erfordert eine präzise Beschreibung der dafür eingesetzten Materialien und Techniken, der verwendeten Messapparaturen sowie der numerischen Methoden.

3.1 Vereisungswindkanal

Die Erzeugung von Eisakkumulationen zur experimentellen Bestimmung der Eisdichte in (4.1), der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen in (4.3) und des Enteisungsverhaltens bei Verwendung der elektrischen Systemansätze in (5.1), (6) und (7.1) bzw. des Referenzsystems in (8.1) wird in einem Vereisungswindkanal auf Labormaßstab (5 m Länge x 2 m Breite) durchgeführt [71,168]. Nach Göttinger Bauart ist der Windkanal als ein geschlossener Kreislauf ausgeführt.

3.1.1 Komponenten und Funktionsweise

Der Vereisungswindkanal besteht aus den Hauptkomponenten Ventilator, Wärmetauscher, Beruhigungskammer mit darin installiertem Sprühsystem, Beschleunigungsdüse und Testsektion (Abbildung 3.1 a) [71,168].

Die Strömung im Windkanal wird von dem Ventilator erzeugt. Zur Abkühlung passiert die beschleunigte Umgebungsluft den Wärmetauscher und wird dann über Umlenkschaufeln in die Beruhigungskammer geleitet. Innerhalb der Beruhigungskammer ist das Sprühsystem zur Einbringung von Wassertropfen in den Vereisungswindkanal integriert. Das Sprühsystem besteht aus drei in einem *NACA 0030* Flügelprofil integrierten Zweistoffdüsen der Firma *Spraying Systems Co.*® (Abbildung 3.1 b) [71]. Jede Zweistoffdüse ist eine Düseneinheit, die sich aus dem Düsenkörper der *Kompaktbaureihe 1/8JJ* und dem Düsensatz *SUJ12* zusammensetzt. Die Zweistoffdüsen werden individuell mit entionisiertem Wasser mit einer elektrischen Leitfähigkeit von $6,0 \cdot 10^{-4}$ S/m und Stickstoff versorgt. Durch Regelung des Stickstoffdrucks und der Wasserzufuhr mittels digitaler Strömungsregler für Flüssigkeiten (Modell 35874 der Firma *Analyt-MTC GmbH*) kann die Tropfengröße variiert werden.

Die Beschleunigung der Luftströmung auf die Zielgeschwindigkeit erfolgt in der Düse, die sich unmittelbar vor der Testsektion befindet (Abbildung 3.1 a). Das Kontraktionsverhältnis, d.h. das Verhältnis von Eintrittsquerschnitt zu Austrittsquerschnitt, der Beschleunigungsdüse beträgt 9:1. Mit der Maximalleistung des Ventilators von 22 kW und der Beschleunigung durch die Düse wird in der Testsektion eine maximale Machzahl $Ma \approx 0,45$ erreicht. Die minimal in der Testsektion erreichbare Totaltemperatur beträgt $T_{tot} \approx -40$ °C bei maximaler Kühlleistung des Wärmetauschers von 17,5 kW. Zur Durchführung der experimentellen Untersuchungen wird der jeweils erforderliche Testkörper in die Testsektion eingebaut, die über einen Querschnitt von 100 mm x 150 mm (Breite x Höhe) verfügt.

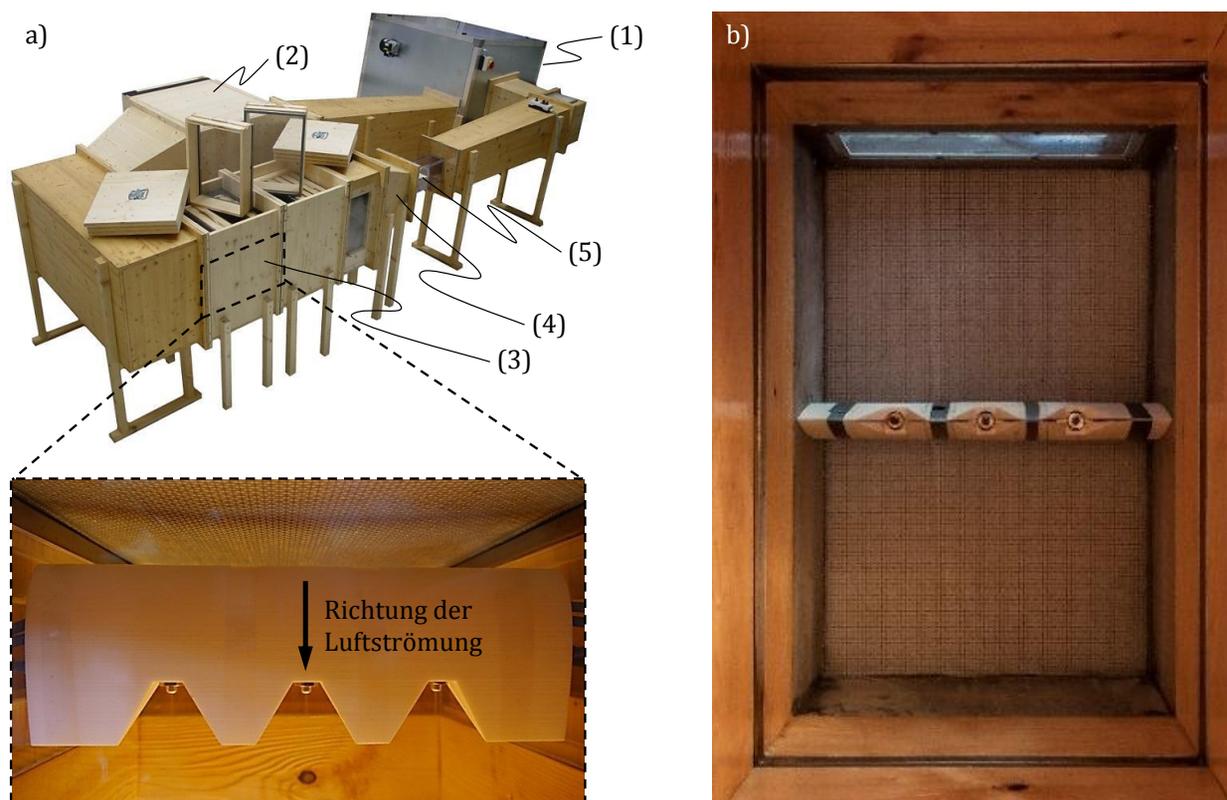


Abbildung 3.1 **a)** Übersichtsdarstellung des Vereisungswindkanals auf Labormaßstab, bestehend aus den Hauptkomponenten Ventilator (1), Wärmetauscher (2), Beruhigungskammer (3) mit Sprühsystem, Beschleunigungsdüse (4) und Testsektion (5) und **b)** Darstellung der drei in einem NACA 0030 Flügelprofil integrierten Zweistoffdüsen.

3.1.2 Testbedingungen

Zur Erzeugung der Eisakkumulationen im Windkanal werden konstante Werte für den MVD gleich $20 \mu\text{m}$ und den LWC gleich $0,55 \text{ g/m}^3$ gewählt. Die Wahl des MVD richtet sich nach dem in der Literatur für die Berechnung und Simulation von Eisakkumulationen in den meisten Fällen angesetzten Wert [22]. Die Auswahl des LWC ergibt sich aus dem mit dem Sprühsystem minimal erzeugbaren, reproduzierbaren Wert.

In der Parameterstudie von ρ_{ice} [114] werden V_{air} und T_{surf} variiert. Die betrachteten Werte von V_{air} sind 75 m/s , 90 m/s , 105 m/s , 120 m/s und 135 m/s mit einer Messungenauigkeit von $\pm 0,5 \text{ m/s}$. Für T_{surf} werden die Werte $\pm 0,0 \text{ }^\circ\text{C}$, $-2,0 \text{ }^\circ\text{C}$, $-4,0 \text{ }^\circ\text{C}$ und $-6,0 \text{ }^\circ\text{C}$ mit einer Messungenauigkeit von $\pm 0,1 \text{ }^\circ\text{C}$ betrachtet. Bei jeder der insgesamt 20 Parameterkombinationen ist t_{ice} konstant und gleich 90 s .

Für die Messungen der Eisadhäsion [114] werden die identischen Werte von T_{surf} wie in der Parameterstudie von ρ_{ice} herangezogen, V_{air} wird jedoch als konstant und gleich 90 m/s gewählt. Der Wert von t_{ice} ist konstant und beträgt 150 s .

Zur Untersuchung der Enteisungsfähigkeit der Systemansätze werden acht Vereisungsfälle definiert (Tabelle 3.1). Die Parametervariation erfolgt mit den Werten von V_{air} und T_{air} bzw. T_{tot} . Die Parameter sind dahingehend ausgewählt, dass sie den Anforderungskriterien der zertifizierungsrelevanten Bedingungen genügen [11] und die verschiedenen während des Fluges

auftretenden Formen von Eisakkumulationen (Klareis, Mischeis und Raueis) abbilden (2.1.2) [23]. Die Werte von T_{air} liegen im Bereich zwischen -4 °C und -22 °C mit einer Messungenauigkeit von $\pm 0,5\text{ °C}$. Für V_{air} werden die Werte 90 und 120 m/s ausgewählt ($\pm 1\text{ m/s}$ Messungenauigkeit). Die erstgenannte Strömungsgeschwindigkeit entspricht dem in der Studie von Anderson verwendeten Wert von $V_{air} = 89,4\text{ m/s}$ [33]. Der Wert 120 m/s wird ausgewählt, um die Enteisungsfähigkeit des Systems auch unter einem höheren Wert von V_{air} zu betrachten. Zur Übersicht sind in Tabelle 3.1 auch die konstanten Werte des MVD und LWC angegeben. Nach den Angaben in der Zulassungsvorschrift der EASA für kontinuierliche maximale Vereisung liegt der für Vereisungsfall 1 angegebene Wert des LWC mit $0,55\text{ g/m}^3$ im Bereich des bei der hierfür korrespondierenden Temperatur ($T_{air} = -4,0\text{ °C}$) real auftretenden Werts des LWC [11]. Für die weiteren Vereisungsfälle 2 bis 8 liegt der als konstant angesetzte Wert von $0,55\text{ g/m}^3$ jedoch über den im Flugbetrieb auftretenden Werten des LWC . Somit werden für Fall 2 bis 8 schärfere Vereisungsbedingungen bzw. schneller aufwachsende Eisakkumulationen betrachtet. Der Wert von t_{ice} wird bei den Untersuchungen des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes in Kapitel 5 konstant und gleich 120 s gehalten. Bei dem hybriden Systemansatz in Kapitel 7 wird t_{ice} auf 60 s herabgesetzt aufgrund der antizipierten Verbesserung der Enteisungsfähigkeit dieses Systemansatzes.

Tabelle 3.1 Testbedingungen zur Erzeugung der Eisakkumulationen für die Untersuchung der Enteisungsfähigkeit der Systemansätze.

Fall	V_{air} [m/s]	T_{tot} [°C]	T_{air} [°C]	MVD [µm]	LWC [g/m ³]
1	90	-1,0	-4,0	20	0,55
2	90	-5,0	-9,0	20	0,55
3	90	-10,0	-14,0	20	0,55
4	90	-15,0	-19,0	20	0,55
5	120	-1,0	-7,2	20	0,55
6	120	-5,0	-12,2	20	0,55
7	120	-10,0	-17,2	20	0,55
8	120	-15,0	-22,2	20	0,55

3.2 Messapparaturen zur Charakterisierung der Oberflächeneigenschaften

Die Bestimmung des arithmetischen Mittelwerts der Oberflächenrauigkeit, R_a , eines Festkörpers erfolgt nach *DIN EN ISO 4288:1998* bzw. *DIN EN ISO 3274:1998*. Das hierfür verwendete Perthometer vom Typ DektakXT der Firma Bruker ist in Abbildung 3.2 gemäß der Broschüre der Bruker Nano Surfaces Division dargestellt [169]. Die Messungen von θ_{adv} und θ_{rec} zwischen den in der vorliegenden Arbeit betrachteten Festkörperoberflächen und einer Flüssigkeit (Wasser) erfolgen mit dem Kontaktwinkelmessstand von Krüss, der in Abbildung 3.3 dargestellt ist.



Abbildung 3.2 DektakXT Perthometer von Bruker zur Bestimmung des Werts der Oberflächenrauigkeit, R_a , eines Festkörpers gemäß der Broschüre der Bruker Nano Surfaces Division [169].



Abbildung 3.3 Messstand von Krüss zur Bestimmung des Kontaktwinkels zwischen einer Festkörperoberfläche und einer Flüssigkeit (Wasser) [170].

3.3 Herstellung der Testkörper

Für die experimentellen Untersuchungen im Vereisungswindkanal werden verschiedene Testkörper eingesetzt. Die Messungen von ρ_{ice} in (4.1) basieren auf einem *NACA 0012* Flügelprofil mit einer Sehnenlänge von 100 mm, einer Spannweite von 100 mm und einem $r_{LE} \approx 1,6$ mm (Abbildung 3.4) [114]. Der Wert von r_{LE} wird anhand der Formel in der Studie von Abbott für symmetrische vierstellige *NACA* Flügelprofile berechnet [110,171]. Die Bestimmung von ρ_{ice} erfolgt auf dem mittig im Bereich der Flügelvorderkante eingebauten Probenkörper. Dieser hat eine Spannweite von 30 mm und eine Länge von 30 mm. Das Flügelprofil und der Probenkörper werden aus der in der Luftfahrt konventionell für Außenhautanwendungen eingesetzten Aluminiumlegierung *AA2024-T3* in einem Fräsprozess gefertigt [172,173]. Zur vereinfachten Entnahme aus dem Flügelprofil nach der Eisakkumulation im Windkanal werden an dem Probenkörper zwei seitliche Trennscheiben aus Polyvinylchlorid, *PVC*, mit einer Dicke von jeweils 1 mm befestigt.

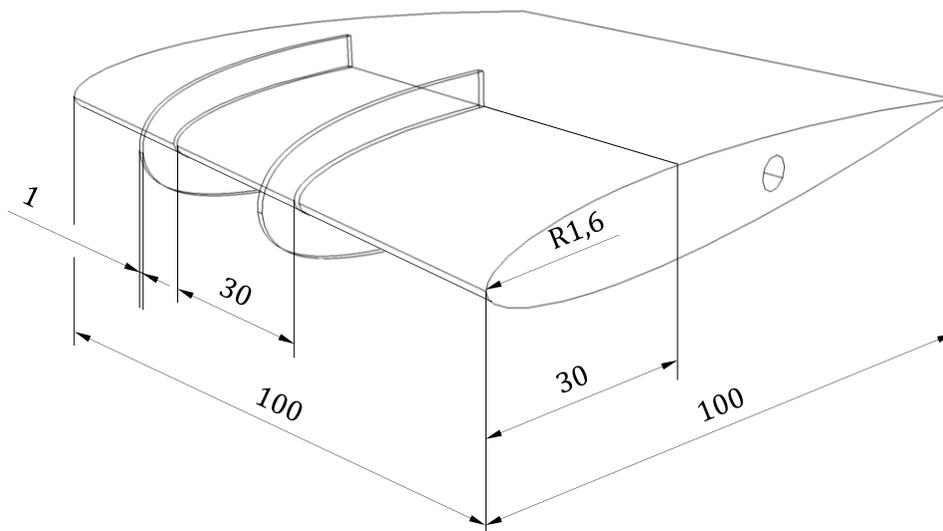


Abbildung 3.4 NACA 0012 Flügelprofil aus der Aluminiumlegierung AA2024-T3 mit 100 mm Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die Messungen der Eisdichte erfolgen auf dem mittig im Bereich der Flügelvorderkante eingebauten Probenkörper aus AA2024-T3 mit 30 mm Sehnenlänge, 30 mm Spannweite und einem Radius der Flügelvorderkante, $r_{LE} \approx 1,6$ mm.

Die Quantifizierung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen in (4.3) erfolgt mit auf Maß gefrästen Probenkörpern mit rechteckiger flacher Geometrie (Abbildung 3.5) [174]. Die Probenkörper werden aus der Aluminiumlegierung AA2024-T3 gefertigt [172,173]. Die Abmessungen der Probenkörper betragen 125 mm x 13 mm x 1,5 mm (Länge x Breite x Höhe) [170].

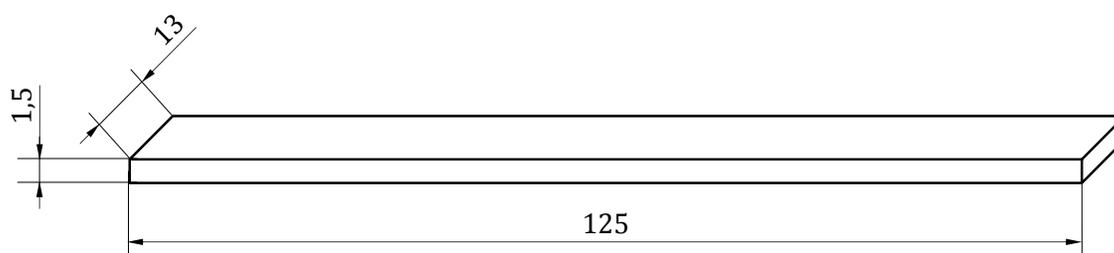


Abbildung 3.5 Rechteckiger Probenkörper aus AA2024-T3 zur Quantifizierung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen mit den Abmessungen 125 mm x 13 mm x 1,5 mm (Länge x Breite x Höhe).

Die Grundkonfiguration zur Untersuchung des Enteisungsverhaltens bei Verwendung der Systemansätze in Kapitel 5, 6 und 7 sind NACA 0012 Flügelprofile mit einer Sehnenlänge von 177,8 mm (7 Zoll), die Spannweite beträgt 100 mm (Abbildung 3.6). Die Profilwahl und -länge richten sich nach dem in der Studie von Anderson für Vereisungstests verwendeten kleinskaligen Flügelprofil [33]. Die äußere Kontur der Flügelprofile wird in einem Fräsprozess aus der Aluminiumlegierung AA2024-T3 gefertigt [172,173]. Der mittels Drahtrodieren als Hohlkörpergeometrie hergestellte vordere Bereich der Flügelprofile mit einer Hautdicke von 0,5 mm dient der Installation der elektrischen Systemkomponenten in (3.5). Zur Vereinfachung der Montage des elektromechanischen Systemansatzes sind im Inneren der Hohlkörpergeometrie zudem jeweils planare Flächen auf der Profiler- bzw. -unterseite vorgesehen.

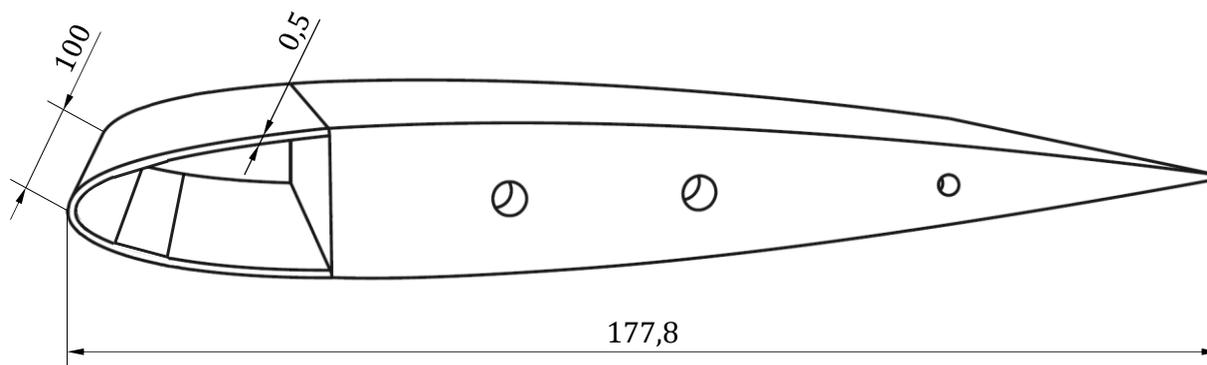


Abbildung 3.6 NACA 0012 Flügelprofil aus AA2024-T3 mit 177,8 mm (7 Zoll) Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die innere Hohlkörpergeometrie im Bereich der Flügelvorderkante mit 0,5 mm Hautdicke dient der Installation der elektrischen Systemkomponenten in (3.5).

In (8.1) wird zusätzlich ein NACA 0012 Flügelprofil verwendet, das in einem additiven Verfahren aus dem Werkstoff Polyamid hergestellt wird. Die Sehnenlänge und Spannweite des Flügelprofils sind mit dem Flügelprofil aus Abbildung 3.6 identisch. Für die Installation des Referenzsystems zur Enteisung in (3.6) weist das Polyamid-Flügelprofil im Vorderkantenbereich eine Aussparung auf mit einer Breite von 90 mm in Richtung der Spannweite und einer Bogenlänge von 41,3 mm, die von der Stagnationslinie aus entlang der Profiloberfläche gemessen wird (Abbildung 3.7).

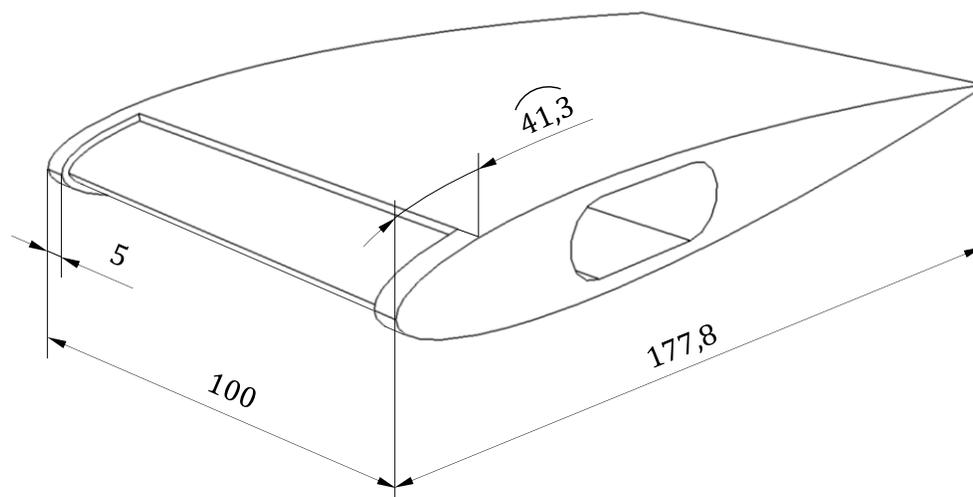


Abbildung 3.7 NACA 0012 Flügelprofil aus Polyamid mit 177,8 mm Sehnenlänge und 100 mm Spannweite. Die Aussparung im Bereich der Flügelvorderkante dient der Installation des Referenzsystems zur Enteisung in (3.6).

3.4 Konditionierung der Oberflächen

Die Oberflächen der in (3.3) aufgeführten rechteckigen Probenkörper und der NACA 0012 Flügelprofile aus AA2024-T3 mit 177,8 mm Sehnenlänge werden nach der spanenden Bearbeitung mittels Fräsen weiter konditioniert (3.4.1 bzw. 3.4.2). Im Gegensatz dazu erfolgen auf der Oberfläche des Probenkörpers zur Messung der Eisdichte keine weiteren Bearbeitungsschritte nach dem Fräsprozess. Die bereits glatte Aluminiumoberfläche des Probenkörpers (Abbildung 3.8), deren Rauigkeit mit dem Perthometer aus (3.2) zu $R_a = 110 \pm 8 \text{ nm}$ bestimmt wird [114], ist auf

den feinen Zeilenabstand (0,1 mm) beim Fräsen zurückzuführen. Die Oberflächen des NACA 0012 Flügelprofils aus AA2024-T3 mit 100 mm Sehnenlänge und des Flügelprofils aus Polyamid werden ebenfalls nicht weiter bearbeitet (siehe auch 3.6).



Abbildung 3.8 Glatte Aluminiumoberfläche des Probenkörpers mit $R_a = 110 \pm 8 \text{ nm}$ [114] sowie seitlich am Probenkörper befestigte Trennscheiben aus PVC.

3.4.1 Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen

Die Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen auf einem metallischen Substrat erfolgt mittels eines dreistufigen Prozesses, der sich aus den Prozessschritten Spiegelpolitur, Nanostrukturierung und Hydrophobierung zusammensetzt (Abbildung 3.9) [170,174]. Der Herstellungsprozess und die Verwendung von glatten, eisphoben Oberflächen sind im Detail in den europäischen Patentanmeldungen mit der Veröffentlichungsnummer EP2873617 [175] bzw. der Anmeldenummer EP15000786.2 [176] und der deutschen Patentanmeldung mit der Anmeldenummer DE102014003508.5 [177] spezifiziert.

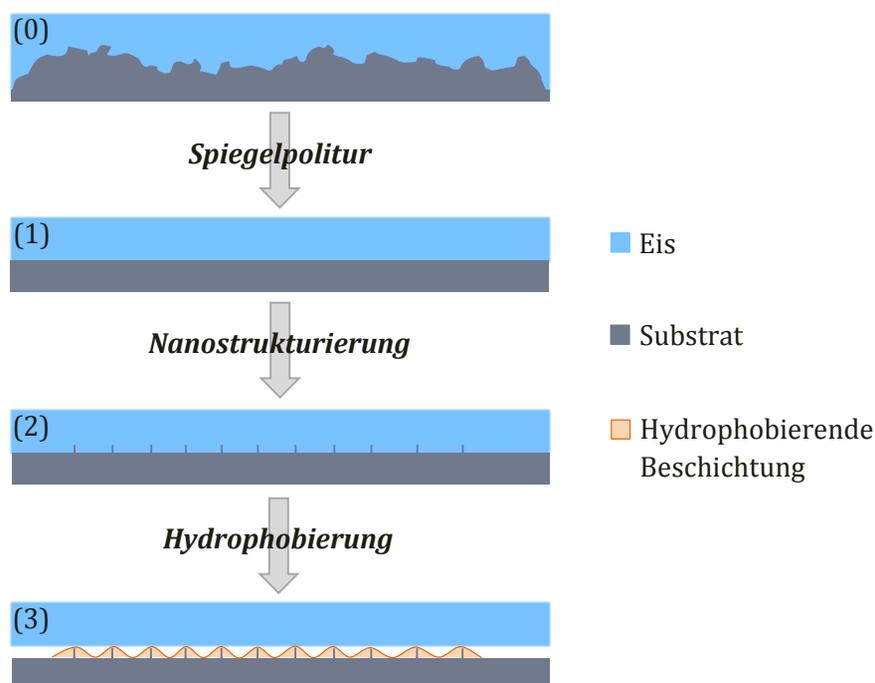


Abbildung 3.9 Dreistufiger Prozess zur Herstellung von glatten, eisphoben Oberflächen: (0) Ausgangszustand der Oberfläche eines metallischen Substrats, (1) Spiegelpolitur zur Eliminierung der makro- und mikroskopischen Oberflächenrauigkeit, (2) Nanostrukturierung der technologisch glatten Oberfläche und (3) Hydrophobierung der Oberflächenstrukturen [170,174].

Bei den rechteckigen Probenkörpern wird der dreistufige Prozess auf der Stirnseite über die gesamte Oberfläche angewendet. Bei den Flügelprofilen beschränkt sich die Aufbringung der glatten, eisphoben Oberfläche auf den in den Windkanalversuchen für Tropfenaufprall und Vereisung relevanten Bereich an der Flügelvorderkante. Zur Veranschaulichung zeigen die exemplarischen Abbildungen 3.10, 3.11 und 3.12 in (3.4.1.1), (3.4.1.2) und (3.4.1.3) die Oberfläche des Flügelprofils nach Durchlaufen des jeweiligen Prozessschritts.

3.4.1.1 Spiegelpolitur

Im Ausgangszustand nach der spanenden Bearbeitung ist die metallische Oberfläche der rechteckigen Probenkörper und der Flügelprofile durch darauf vorliegende Oberflächenfehler wie beispielsweise Poren oder Imperfektionen gekennzeichnet, deren Häufigkeit und Ausprägung anhand des mit dem Perthometer aus (3.2) messbaren Werts von R_a erfasst werden. Die Messwerte von R_a beziehen sich nachfolgend stets auf die Oberfläche des jeweils betrachteten rechteckigen Probenkörpers. Nach Strobl et al. [174] liegt der Wert von R_a auf einer spanend bearbeiteten Oberfläche von Probenkörpern aus der Aluminiumlegierung *AA2024-T3* im Mittel bei 640 ± 30 nm. Um den Anteil der Eisadhäsion zu eliminieren, der auf die mechanische Verankerung zurückzuführen ist [71], erfolgt in dem ersten Prozessschritt der Spiegelpolitur die Beseitigung von Fehlstellen in der Morphologie der metallischen Oberflächen. Der Polierprozess wird solange durchgeführt, bis die Probenkörper eine ebene Oberfläche mit einem spiegelnden Erscheinungsbild aufweisen. Der Wert von R_a auf den spiegelpolierten Oberflächen liegt im Mittel bei 20 ± 2 nm [174]. Somit können die nach der Politur auf makroskopischer und mikroskopischer Ebene glatten Oberflächen als technologisch glatt bezeichnet werden.

Abbildung 3.10 zeigt die Aluminiumoberfläche des Flügelprofils im Vorderkantenbereich nach dem Prozessschritt der Spiegelpolitur. Die Detailaufnahme mit dem Rasterelektronenmikroskop, *REM*, veranschaulicht zudem die auf makroskopischer und mikroskopischer Ebene glatte Oberfläche. Hierbei gilt es zu beachten, dass die Detailaufnahme die Aluminiumoberfläche einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten ebenen Probe zeigt, da das Flügelprofil für die Platzierung im Probenraum des *REM* zu groß ist.

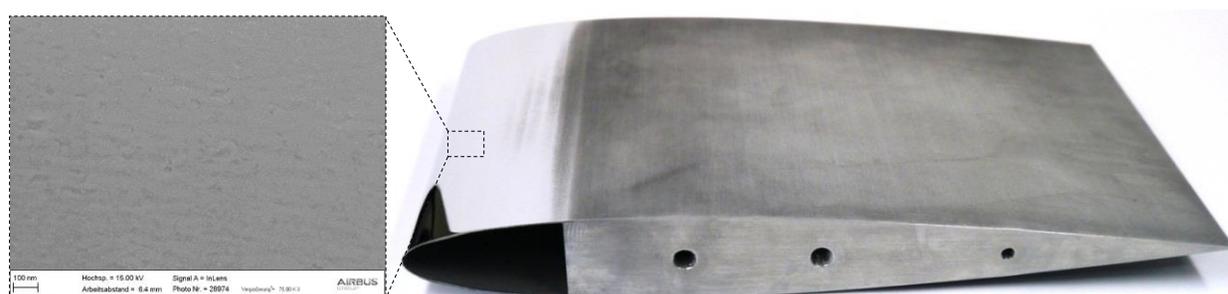


Abbildung 3.10 NACA 0012 Flügelprofil mit spiegelpolierter Aluminiumoberfläche im Bereich der Vorderkante und Detailaufnahme einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten ebenen Probenoberfläche mit dem *REM*.

3.4.1.2 Nanostrukturierung

Der zweite Prozessschritt der Nanostrukturierung dient der gezielten Erzeugung einer offenporigen Oberflächenmorphologie auf nanoskopischer Ebene [174]. Dabei gilt es zu beachten, dass die zur Nanostrukturierung verwendeten Verfahren nicht die im ersten Prozessschritt generierte Spiegelpolitur erneut zu stark aufrauen (vgl. Anhang A) [174].

Die Strukturierung der spiegelpolierten Aluminiumoberflächen erfolgt anhand von elektrochemischen Badprozessen. Hierfür werden unterschiedliche Anodisierverfahren mit dem Elektrolyt Phosphor-Schwefelsäure (*PSA* - engl. Phosphoric Sulfuric Acid), einer Mischsäure aus Weinsäure und Schwefelsäure (*TSA* - engl. Tartaric Sulfuric Acid), bzw. ein Dünnschicht-Anodisierverfahren mit Schwefelsäure (*TFSAA* - engl. Thin Film Sulfuric Acid Anodizing) und ein Chromatierverfahren (*CCC* - engl. Chromate Conversion Coating) angewendet [170]. Eine Übersicht über die in dem jeweiligen Verfahren berücksichtigten Parameter der Anodisierspannung und Elektrolyttemperatur zur Generierung unterschiedlich stark ausgeprägter Nanostrukturen auf den spiegelpolierten Oberflächen der Probenkörper ist in Tabelle 3.2 dargestellt [170]. Zusätzlich sind in der Tabelle die Werte von R_a in der Einheit [nm] für die sechs Probenkörper nach dem jeweiligen Anodisierverfahren angegeben. Der Vergleich der Werte von R_a in Tabelle 3.2 mit den Messwerten von R_a in der Arbeit von Strobl et al. (vgl. Anhang A) verdeutlicht die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse der verwendeten *PSA*-Verfahren [174]. Aus den Werten von R_a in Tabelle 3.2 geht hervor, dass die Aufrauung der Oberflächen bei allen Anodisierverfahren auf nanoskopischer Ebene stattfindet und somit die für den gesamten Prozess der Oberflächenherstellung definierte Grundvoraussetzung der Aufrechterhaltung der technologisch glatten Oberfläche erfüllt ist. Die Werte von R_a für die Probenkörper 1, 4 und 6 mit 37 ± 9 nm, 33 ± 5 nm und 23 ± 5 nm deuten darauf hin, dass die jeweils verwendeten Anodisierverfahren die spiegelpolierten Oberflächen der Probenkörper weniger stark angegriffen haben, wodurch die erzeugte Nanostrukturierung weniger offenporig ist. Die Probenkörper 2 und 3 der *PSA*-Verfahren mit 26 °C bzw. 30 °C Elektrolyttemperatur zeigen die stärkste Aufrauung der spiegelpolierten Oberflächen mit Werten von $R_a = 67 \pm 7$ nm bzw. 73 ± 7 nm.

Tabelle 3.2 Anodisierverfahren und zugehörige Parameter der Anodisierspannung in [V] bzw. der Elektrolyttemperatur in [°C] zur Nanostrukturierung der spiegelpolierten Aluminiumoberflächen. Der aus dem jeweiligen Anodisierverfahren resultierende Wert der Oberflächenrauigkeit, R_a , wird in der Einheit [nm] angegeben.

Nummer des Probenkörpers	Verfahren bzw. Elektrolyt [-]	Anodisierspannung [V]	Elektrolyttemperatur [°C]	Rauigkeit, R_a [nm]
1	PSA	18	20	37 ± 9
2	PSA	18	26	67 ± 7
3	PSA	18	30	73 ± 7
4	TSA	14	37	33 ± 5
5	TFSAA	12	18	53 ± 5
6	CCC	-	20 - 21	23 ± 5

Der Effekt des Anodisierens auf die spiegelpolierte Vorderkante des Flügelprofils ist in Abbildung 3.11 dargestellt. Die Oberflächenbehandlung erfolgte anhand des *PSA*-Anodisierverfahrens mit der Parameterkombination aus Anodisierspannung und Elektrolyttemperatur von 18 V und 26 °C. Diese beiden Parameter wurden für die Behandlung des Flügelprofils ausgewählt, da die identische Parameterkombination des Probenkörpers 2 die besten Eigenschaften hinsichtlich der Oberflächenbenetzung bzw. des adhäsionsreduzierenden Effekts mit Eis ergeben hat [174]. Nach dem Anodisiervorgang erscheint die Vorderkante des Flügelprofils nach wie vor poliert, jedoch geringfügig mattiert im Vergleich zu der spiegelpolierten Vorderkante des Profils aus der Abbildung 3.10. Der Grund hierfür ist die offenporige Struktur der Profiloberfläche auf nanoskopischer Ebene. Zur Visualisierung der nanoporösen Aluminiumoxidoberfläche im Bereich der Vorderkante zeigt Abbildung 3.11 ebenfalls eine mit dem *REM* generierte Detailaufnahme einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten nanostrukturierten ebenen Probe [174].

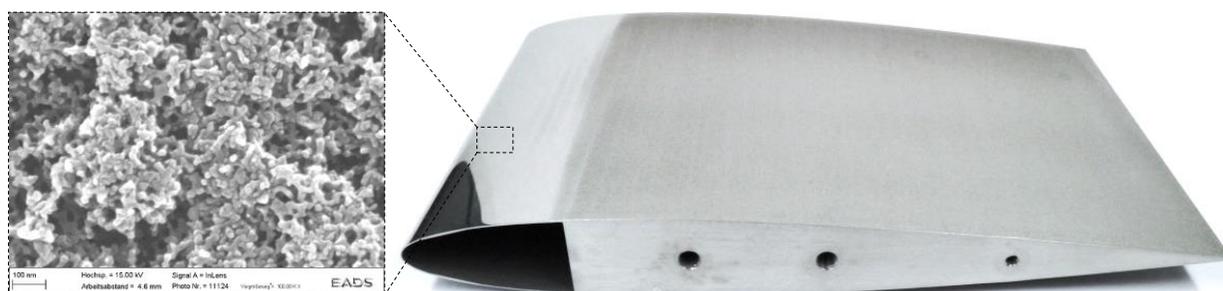


Abbildung 3.11 NACA 0012 Flügelprofil mit spiegelpolierter, nanostrukturierter Aluminiumoxidoberfläche im Bereich der Vorderkante nach der *PSA*-Anodisierung und Detailaufnahme einer zu dem Flügelprofil identisch spiegelpolierten nanostrukturierten ebenen Probenoberfläche mit dem *REM*. Die Nanostruktur wurde durch Verwendung einer Anodisierspannung von 18 V und einer Elektrolyttemperatur von 26 °C hergestellt.

3.4.1.3 Hydrophobierung

Zur Erzeugung der eisphoben Eigenschaften erfolgt die abschließende Hydrophobierung der glatten nanoporösen Aluminiumoxidoberflächen. Durch das Zusammenspiel aus nanoskopischer Oberflächenstrukturierung und der Aufbringung unpolarer, hydrophober Gruppen auf der Oberfläche wird der Adhäsionsmechanismus der Wasserstoffbrückenbindungen mit den polaren Molekülen des Wassers, bzw. des Eises, unterbunden [68,69]. Gemäß der Benetzung im Cassie-Baxter-Modus dringen die Wassertropfen nach Aufprall aufgrund der Oberflächenspannung des Wassers nicht in die Nanoporen der hydrophobierten Oberfläche ein, sondern benetzen lediglich die Spitzen der Oberfläche und frieren partiell nur auf diesen fest.

In der Studie von Strobl et al. wurde die Oberflächenhydrophobierung in einem Tauchprozess unter Verwendung des Hydrophobierungsmittels Episurf der Firma Surfactis Technologies hergestellt [174,178,179]. Das für die Probenkörper in der Arbeit von Faust verwendete Hydrophobierungsmittel *1H, 1H, 2H, 2H-Perfluorooctyl-trichlorosilan* der Firma Sigma Aldrich wird, wie in der Abbildung 3.12 dargestellt, anhand eines Verdampfungsprozesses in einem Exsikkator in Form von selbstorganisierenden Monoschichten auf den Oberflächen der Probenkörper abgeschieden [170]. Für die experimentellen Untersuchungen der Systemansätze in Kapitel 5, 6 und 7 wird ebenfalls das silanbasierte Hydrophobierungsmittel von Sigma Aldrich verwendet.

Im Vergleich zu einer auf makroskopischem oder mikroskopischem Maßstab rauhen Oberfläche und ebenso einer perfekt glatten Oberfläche, ist die Entfernung der auf den Spitzen einer technologisch glatten, nanostrukturierten und hydrophobierten Oberfläche akkumulierten Eisschicht mit einem deutlich reduzierten Energiebedarf realisierbar. Dennoch legen die experimentellen Betrachtungen der Studie von Strobl et al. offen [174], dass die alleinige Verwendung einer glatten, eisphoben Oberfläche nicht ausreichend ist, um die Akkumulation von Eis während des Fluges gänzlich zu unterbinden. Aus diesem Grund ist der Einsatz von glatten, eisphoben Oberflächen als unterstützender Ansatz in Kombination mit einem aktiven Systemansatz zur Entfernung von Eis auf den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration heranzuziehen.



Abbildung 3.12 Hydrophobierung des *NACA 0012* Flügelprofils in einem Exsikkator zur Herstellung der eisphoben Eigenschaften der glatten, nanostrukturierten Oberfläche im Bereich der Flügelvorderkante.

3.4.2 Herstellung der Referenzoberfläche

Für die Charakterisierung des adhäsionsreduzierenden Effekts bei Verwendung der glatten, eisphoben Oberfläche wird die Oberfläche eines der *NACA 0012* Flügelprofile mit 177,8 mm Sehnenlänge mit dem kommerziell verfügbaren Korrosionsschutzlack *BR® 127* von *Cytec Industries Inc.* beschichtet (Abbildung 3.13). Im Folgenden wird die Oberfläche mit dem Korrosionsschutzlack als Referenzoberfläche bezeichnet. Der Korrosionsschutzlack wird in der Luftfahrt üblicherweise für die Außenflächen von Flugzeugkonfigurationen eingesetzt, welche während des Fluges unter Vereisungsbedingungen von Eisakkumulationen betroffen sind.

Zur Verbesserung der Lackhaftung und zusätzlich zum Schutz vor Korrosion wird die Oberfläche des Flügelprofils in einem *TSA*-Anodisierprozess mit den in der Tabelle 3.2 angegebenen Standardparametern (14 V Anodisierspannung und 37 °C Elektrolyttemperatur) vorbehandelt. Die Schichtdicke des Korrosionsschutzlacks, der in einem Sprühprozess aufgetragen wird, beträgt üblicherweise 2,5 µm. Die Rauigkeit der Referenzoberfläche, die mit dem Perthometer aus (3.2) gemessen wird, liegt im mikroskopischen Bereich mit $R_a = 550 \pm 10$ nm. Der hohe Wert von R_a ist

auf den spanenden Fertigungsprozess des Fräsens, den Verzicht auf einen Polierprozess und die weitere Aufrauung der Oberfläche durch das *TSA*-Verfahren zurückzuführen.

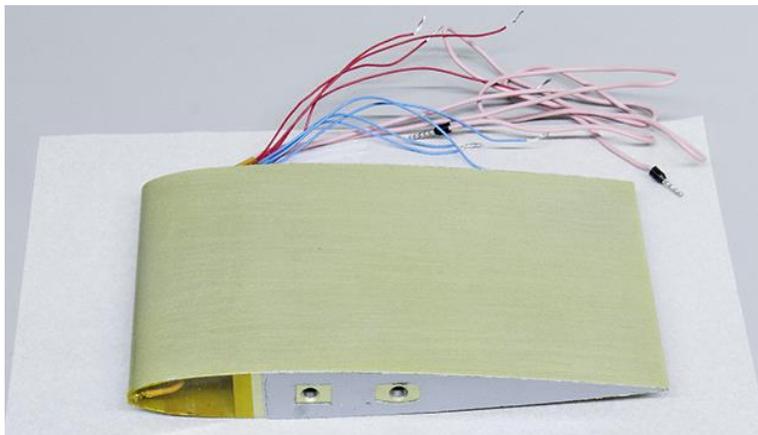


Abbildung 3.13 *NACA 0012* Flügelprofil mit dem korrosionshemmenden Grundierungslack *BR® 127* von *Cytec Industries Inc.* auf der Oberfläche.

3.5 Integration der Systemansätze zur Enteisung

Nach Aufbringen der jeweiligen Beschichtung aus (3.4) auf die Oberfläche der Flügelprofile erfolgt der Einbau der Systemansätze zur experimentellen Enteisung im Vereisungswindkanal. Die elektrischen Komponenten der Systemansätze werden innerhalb der als Hohlkörpergeometrie ausgeführten Vorderkante der *NACA 0012* Flügelprofile gemäß den Beschreibungen in den europäischen Patentanmeldungen mit der Veröffentlichungsnummer EP2873617 [175] bzw. der Anmeldenummer EP15000786.2 [176] und der deutschen Patentanmeldung mit der Veröffentlichungsnummer DE102013020496 [180] integriert.

Zunächst wird der elektromechanische Systemansatz eingebaut. Hierfür werden eine obere und untere Verformungseinheit, die aus jeweils zwei monolithischen piezoelektrischen Vielschichtaktoren und zwei Aluminiumplättchen bestehen, mit der Ober- bzw. Unterseite des Flügelprofils mit dem Epoxidharz-Filmklebstoff *Scotch-Weld™ Structural Adhesive Film AF 3109-2* der Firma *3M* verklebt (Abbildung 3.14) [181]. Die in der Abbildung schematisch in braun dargestellten Aktoren vom Typ *Sonox® P505* der Firma *CeramTec* verfügen über eine Länge von 30 mm in Spannweitenrichtung des Flügelprofils, eine Breite von 10 mm und eine Dicke von 2 mm. Bei den verwendeten piezoelektrischen Keramiken handelt es sich um d_{33} -Stapelaktoren, deren Ausdehnung in Spannweitenrichtung des Flügelprofils erfolgt. Jeder der vier Aktoren besteht aus etwa 310 Einzelschichten mit einer Schichtdicke im Bereich zwischen 0,09 und 0,092 mm. Die in Abbildung 3.14 grau dargestellten Aluminiumplättchen mit den Maßen 2 mm x 10 mm x 2 mm (Länge in Spannweitenrichtung x Breite x Höhe) fassen die piezoelektrischen Aktoren an deren Außenseite ein und unterstützen die Einkopplung der von den Aktoren erzeugten Verformung der Flügeloberfläche. Durch Vormontage der piezoelektrischen Aktoren und der Aluminiumplättchen auf einem Stempel (Abbildung 3.15) wird der Integrationsprozess der elektromechanischen Verformungseinheiten vereinfacht.

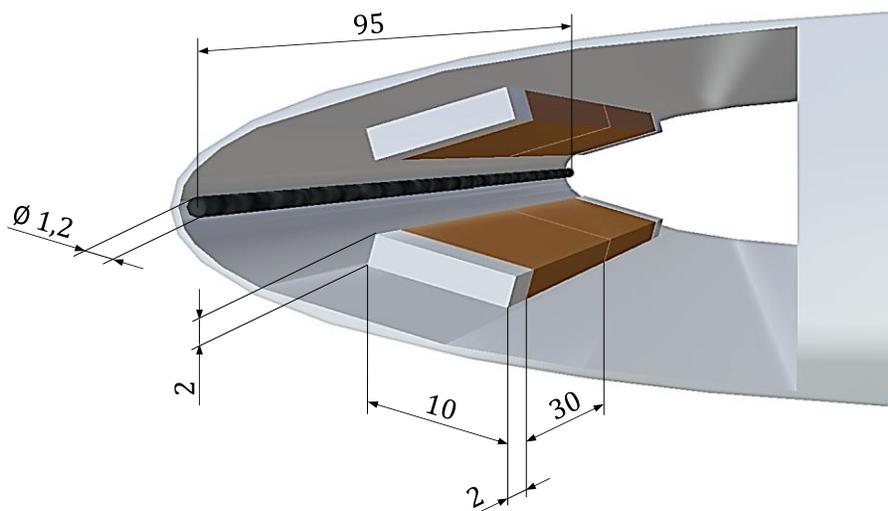


Abbildung 3.14 Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante des *NACA 0012* Flügelprofils mit den darin integrierten elektrischen Komponenten der thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansätze zur Enteisung. Die angegebenen Maße in [mm] beziehen sich auf den Heizdraht, die piezoelektrischen Vielschichtaktoren und die Aluminiumplättchen zur verstärkenden Wirkung der piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformungen.

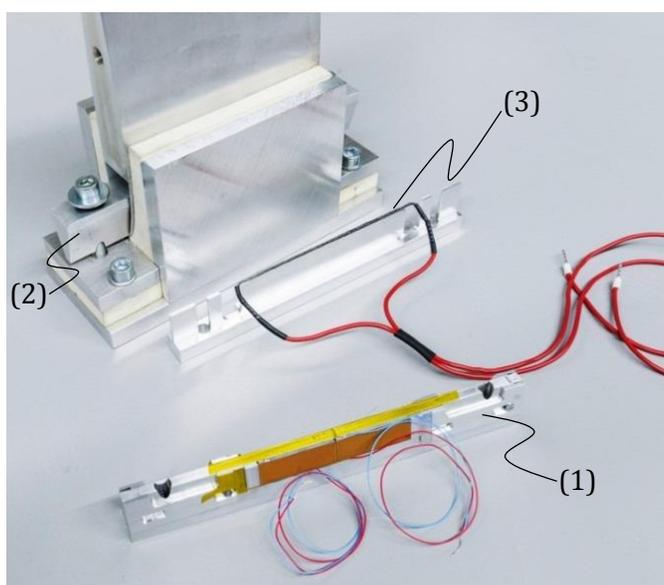


Abbildung 3.15 (1) Vormontage der elektromechanischen Verformungseinheiten (piezoelektrische Aktoren und Aluminiumplättchen) auf einem Stempel und (2) Integration der Verformungseinheiten innerhalb der Hohlgeometrie im Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils. (3) Der für die Integration des Heizdrahts in das Flügelprofil verwendete Stempel ist ebenfalls dargestellt.

Des Weiteren zeigt Abbildung 3.15 den Heizdraht des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes zur Enteisung, der mit Hilfe eines weiteren Stempels in das Flügelprofil vereinfacht eingebracht und auf Höhe der Stagnationslinie in der Richtung Spannweite an der Profilinnenseite ebenfalls mit dem Epoxidharz-Filmklebstoff *Scotch-Weld™ Structural Adhesive*

Film AF 3109-2 verklebt wird [181]. Der Einbau des Heizdrahts nach Integration der Verformungseinheiten ist damit begründet, dass so die Enteisungsfähigkeit des elektromechanischen Systemansatzes experimentell untersucht werden kann ohne zusätzliche Versteifungseffekte an der Flügelvorderkante durch den an der Profillinenseite verklebten Heizdraht zu induzieren. Der zylindrische Heizdraht der Firma *QPoint Composite* besteht aus 6000 Kohlenstofffilamenten, die zu einer Kordel verdreht und mit Epoxidharz getränkt sind. Der Durchmesser des Heizdrahts beträgt 1,2 mm, die Länge in Spannweitenrichtung misst 95 mm (Abbildung 3.14).

3.6 Integration des Referenzsystems zur Enteisung

Auf der Oberfläche des Polyamid-Flügelprofils aus (3.3), mit dem in (8.1) Vergleichsmessungen im Vereisungswindkanal durchgeführt werden, wird ein dem Stand der Technik ähnliches, rein thermoelektrisches Referenzsystem zur Enteisung aufgebracht. Das Referenzsystem, das wie der Heizdraht in (3.5) von der Firma *QPoint Composite* hergestellt wird, ist eine elektrisch beheizbare Matte, die in der Aussparung an der Vorderkante des Flügelprofils fest verklebt wird (Abbildung 3.16 a). Die Heizmatte besteht aus Kohlenstofffilamenten, die in einer Epoxidharzmatrix eingebettet sind. Für einen vergleichbaren Wert des Wärmeübergangs bezogen auf das Flügelprofil aus *AA2024-T3* mit dem darin installierten Heizdraht (3.5), wird auf die Oberfläche des Polyamid-Flügelprofils bzw. der Heizmatte eine glatte Stahlfolie mit 0,1 mm Dicke geklebt (Abbildung 3.16 b).

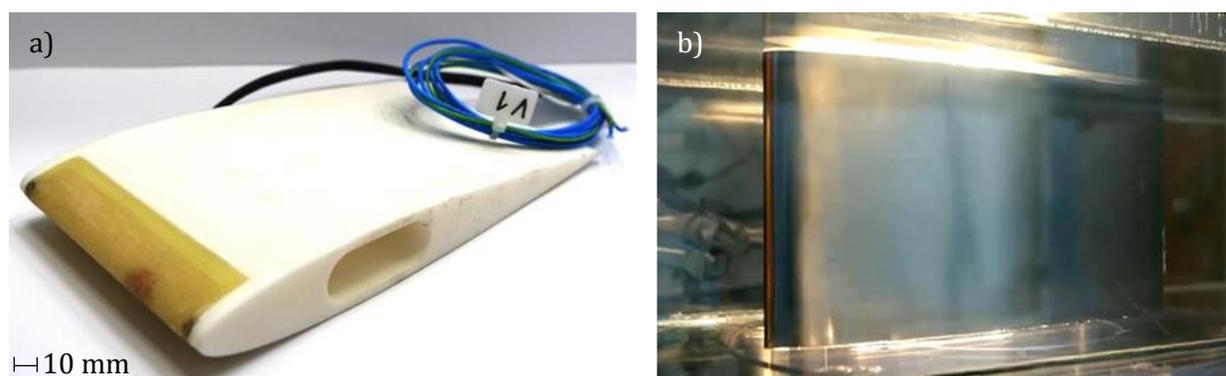


Abbildung 3.16 **a)** Rein thermoelektrisches Referenzsystem (Heizmatte) im Bereich der Flügelvorderkante des *NACA 0012* Flügelprofils aus Polyamid und **b)** Installation des Referenzsystems in der Testsektion des Vereisungswindkanals nach Applikation einer 0,1 mm Stahlfolie auf der Flügeloberfläche.

3.7 Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisdichte

Der Aufbau des Messstands und die detaillierte Vorgehensweise zur Bestimmung von ρ_{ice} sind der Arbeit von Faust entnommen [114]. Für die experimentelle Quantifizierung von ρ_{ice} werden das *NACA 0012* Flügelprofil mit 100 mm Sehnenlänge und der im Vorderkantenbereich eingebaute Probenkörper nach den in (3.1.2) beschriebenen Testbedingungen in der Testsektion des Windkanals vereist. Abbildung 3.17 zeigt das in der Testsektion positionierte Flügelprofil mit dem Probenkörper vor Beginn des Vereisungsvorgangs.

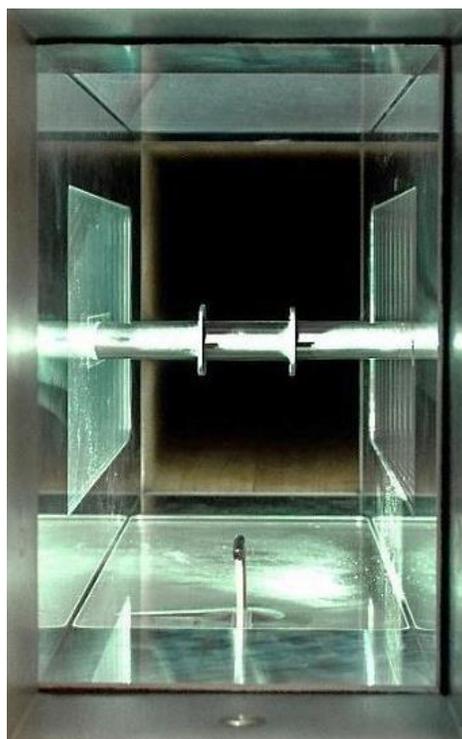


Abbildung 3.17 Darstellung des innerhalb der Testsektion des Vereisungswindkanals positionierten Flügelprofils mit dem im Bereich der Flügelvorderkante eingebauten Probenkörper vor Beginn des Vereisungsvorgangs. Der Blick erfolgt auf die Vorderkante des Flügelprofils in Richtung der Strömung. Die Prandtl-Sonde zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit und Totaltemperatur während des Vereisungsvorgangs ist unten dargestellt [114].

Nach Akkumulation einer Eisschicht mit gewünschter Dicke wird der vereiste Probenkörper dem Flügelprofil entnommen und für den Transport in einem doppelwandigen Thermobehälter gelagert (Abbildung 3.18), der zur kryogenen Kühlung mit Trockeneis befüllt ist. Die Messung von ρ_{ice} erfolgt mit der Methode der hydrostatischen Wägung [114]. Der Wägemessstand in Abbildung 3.18 besteht aus einer Präzisionswaage der Firma *Kern* (Analysewaage ABT 220-4M), in deren Probenraum ein Tauchbehälter positioniert ist. Der Tauchbehälter ist ein thermisch isoliertes Gefäß, das mit dem Medium 1-Octanol befüllt ist. Die Temperatur des 1-Octanol im Tauchbehälter sowie die Umgebungstemperatur und Feuchtigkeit im Probenraum werden mit einem Datenlogger der Firma *Graphtec* (Typ GL220) aufgezeichnet.

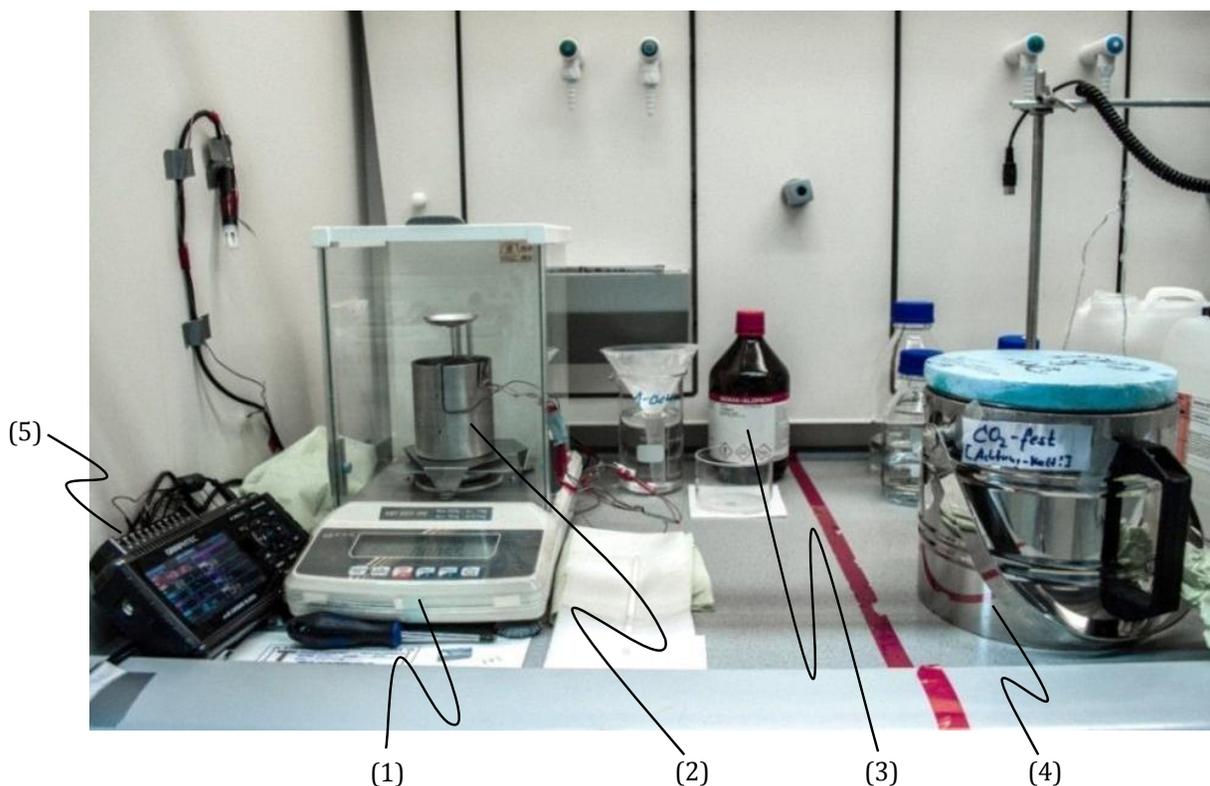


Abbildung 3.18 Wägemessstand, bestehend aus einer Präzisionswaage (1) und einem darin positionierten Tauchbehälter (2), der mit 1-Octanol (3) befüllt ist. Die Probenlagerung erfolgt in einem doppelwandigen Thermobehälter zur kryogenen Kühlung (4). Für die Aufzeichnung von Temperatur und Feuchtigkeit wird ein Datenlogger (5) verwendet [114].

Mit der Präzisionswaage wird der vereiste Probenkörper nach Entnahme aus dem Transportbehälter zunächst in Luft gewogen. Anschließend wird der vereiste Probenkörper in das Medium 1-Octanol im Tauchbehälter gegeben und darin ebenfalls gewogen. Um das akkumulierte Eis während des Wiegevorgangs im 1-Octanol am Schmelzen zu hindern wurde das Gefäß mit dem 1-Octanol ebenfalls in dem für den Probentransport verwendeten Thermobehälter auf eine Temperatur im Bereich zwischen -2 °C und -9 °C gekühlt. Zur Berechnung von ρ_{ice} sind zudem die Massen des unvereisten Probenkörpers in Luft sowie in 1-Octanol (Temperaturbereich zwischen -2 °C und -9 °C) erforderlich. Der Wert von ρ_{ice} berechnet sich zu [114]:

$$\rho_{ice} = \frac{m_{spec_{ice_air}} - m_{spec_air}}{m_{spec_{ice_air}} - m_{spec_air} - m_{spec_{ice_oct}} + m_{spec_oct}} (\rho_{oct} - \rho_{air}) + \rho_{air} \quad [3.1]$$

wobei $m_{spec_{ice_air}}$ und m_{spec_air} die Massen des vereisten bzw. unvereisten Probenkörpers sind, die in Luft gemessen sind. Die in Octanol-1 ermittelten Massen des vereisten bzw. unvereisten Probenkörpers sind $m_{spec_{ice_oct}}$ und m_{spec_oct} . Für die Dichte des 1-Octanol, ρ_{oct} , in Gleichung [3.1] wird der jeweils erforderliche Wert aus Frenkel in Abhängigkeit von der Temperatur eingesetzt [182]. Bei der Dichte der Luft, ρ_{air} , wird zusätzlich die Umgebungstemperatur und relative Feuchtigkeit im Probenraum sowie der hydrostatische Druck der Luft berücksichtigt [114].

3.8 Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisadhäsion

Der ursprüngliche Messaufbau, der in der Studie von Strobl et al. zur Charakterisierung der Effekte der Oberflächenrauigkeit auf die Eisadhäsion zum Einsatz kam [71], wurde gemäß der Spezifikation in der europäischen Patentanmeldung mit der Anmeldenummer EP15152165.5-1553 modifiziert [183]. Die Umgestaltung ermöglicht eine in-Situ-Messmethode zur Bestimmung der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen im Windkanal. Bisherige potentielle Schwachstellen bei der Messung der Eisadhäsion der Verbundkörper, bestehend aus einer metallischen Probe und einer darauf akkumulierten Eisschicht, werden so beseitigt. Durch die direkte Vereisung der Probenoberflächen und dem daran anschließenden Ablösen des Eises innerhalb der Testsektion des Windkanals ist ein Transport des Verbundkörpers außerhalb des Windkanals nicht mehr notwendig. Dadurch können während des Transports in den Verbundkörper eingebrachte Temperaturschocks sowie mechanische Vorschädigungen des Verbundkörpers beim Einspannen in den Probenhalter vermieden werden.

Der Messstand besteht aus einem Schwingprüfsystem der Marke *Brüel & Kjær* bzw. *LDS*, einem Messdatenerfassungssystem der Firma *HBM*, einer fotooptischen Detektionseinheit und einem Datenlogger der Firma *Graphtec* (Typ GL220) (Abbildung 3.19) [170]. Der Permanentmagnet-Schwingerreger (Modell LDS V201) des Schwingprüfsystems ist seitlich an der Testsektion des Windkanals befestigt. Das Ansteuersignal wird von einem VC-LAN Schwingungsregler (Typ 7541) ausgegeben, der von einem Leistungsverstärker (PA150 LDS) unterstützt wird. Das Signal zur Schwingungsregelung wird mit einem Beschleunigungsaufnehmer (DeltaTron Accelerometer Typ 4517) aufgenommen. Das Messdatenerfassungssystem beinhaltet Dehnmessstreifen, *DMS*, mit der Typencodierung 1-LY63-6/120, die mit dem modularen Messverstärkersystem *MGCplus* verbunden werden. Die fotooptische Detektionseinheit besteht aus einer Panasonic Systemkamera (Lumix DMC-G3), die mit einem Stativ über der Testsektion des Windkanals positioniert ist. Die Auswertung der Aufnahmen erfolgt mit der Software Adobe Photoshop CC (2014).

Übereinstimmend mit der detaillierten Vorgehensweise zur Messung der Eisadhäsion in der Arbeit von Faust [170] wird je ein *DMS* auf die Rückseite der rechteckigen Probenkörper aus (3.3) geklebt (Abbildung 3.20). Mit dem *DMS* wird das Signal der Dehnung der Probenkörper während der Schwingungsanregung und insbesondere während des AblöSENS der Eisschicht von der Oberfläche erfasst (vgl. 2.2.3.1). Die Probenkörper werden mit entionisiertem Wasser gereinigt und mit Stickstoff mit einem Druck von etwa 0,5 bar abgeblasen, um die Probenoberfläche vorab nicht zu beschädigen. Im Anschluss daran werden die Probenkörper einzeln nacheinander im Probenhalter des Permanentmagnet-Schwingerregers eingespannt und dadurch innerhalb der Testsektion des Vereisungswindkanals platziert (Abbildung 3.21). Nach Akkumulation einer dünnen Eisschicht mit den Bedingungen aus (3.1.2) auf der Probenoberfläche, die der Oberfläche mit dem *DMS* gegenüberliegt, wird die Luftströmung im Windkanal auf $V_{air} = 0$ m/s reduziert, um den Einfluss der aerodynamischen Kräfte der Strömung auf die mit dem *DMS* erfassten Daten während der Schwingungsanregung zu eliminieren. Zur Kontrolle der Temperaturen während der Eisakkumulation und der Erhebung der Messdaten wird der Datenlogger verwendet.

Vor Initiierung der Schwingungsanregung werden mit der fotooptischen Detektionseinheit seitliche Aufnahmen des Verbundkörpers zur Auswertung von h_{ice} auf der Probenoberfläche erstellt (Abbildung 3.22). Für den Wert von h_{ice} , der in Gleichung [2.15] einfließt, wird die schematisch

eingezeichnete mittlerer Dicke (orange Linie) der auf der Probe akkumulierten Eisschicht verwendet.

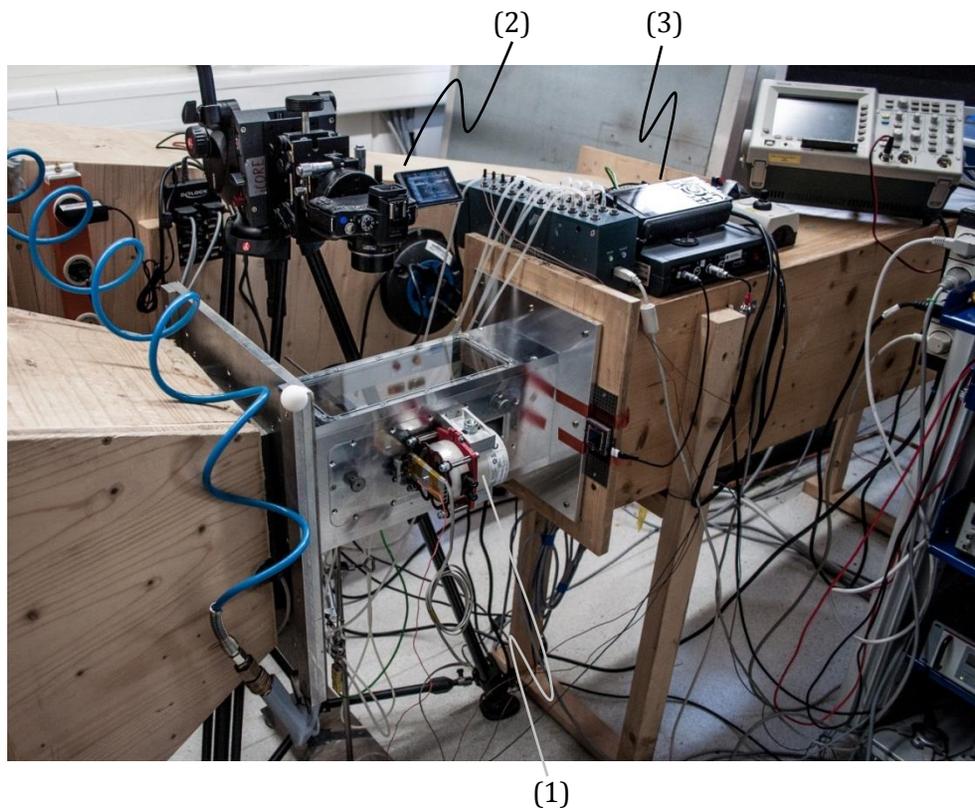


Abbildung 3.19 Messstand der Eisadhäsion mit einem an der Testsektion des Windkanals befestigten Schwingprüfsystem (1), einem Messdatenerfassungssystem (nicht dargestellt), einer fotooptischen Detektionseinheit (2) und einem Datenlogger (3) [170].

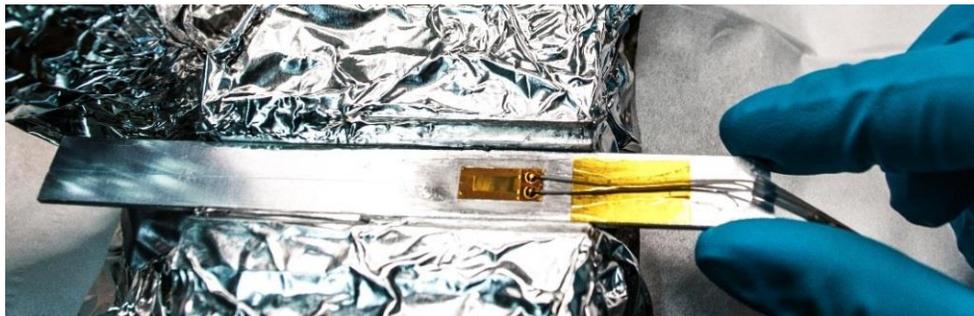


Abbildung 3.20 Applikation eines *DMS* zur Bestimmung der Dehnung während des Ablösens der Eisschicht von der Oberfläche des auf Eisadhäsion zu untersuchenden Probenkörpers [170].



Abbildung 3.21 Darstellung eines innerhalb der Testsektion des Vereisungswindkanals positionierten Probenkörpers. Der Blick auf den Probenkörper erfolgt in Richtung der Strömung. Die Prandtl-Sonde zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit und Totaltemperatur während des Vereisungsvorgangs ist unten dargestellt [170].

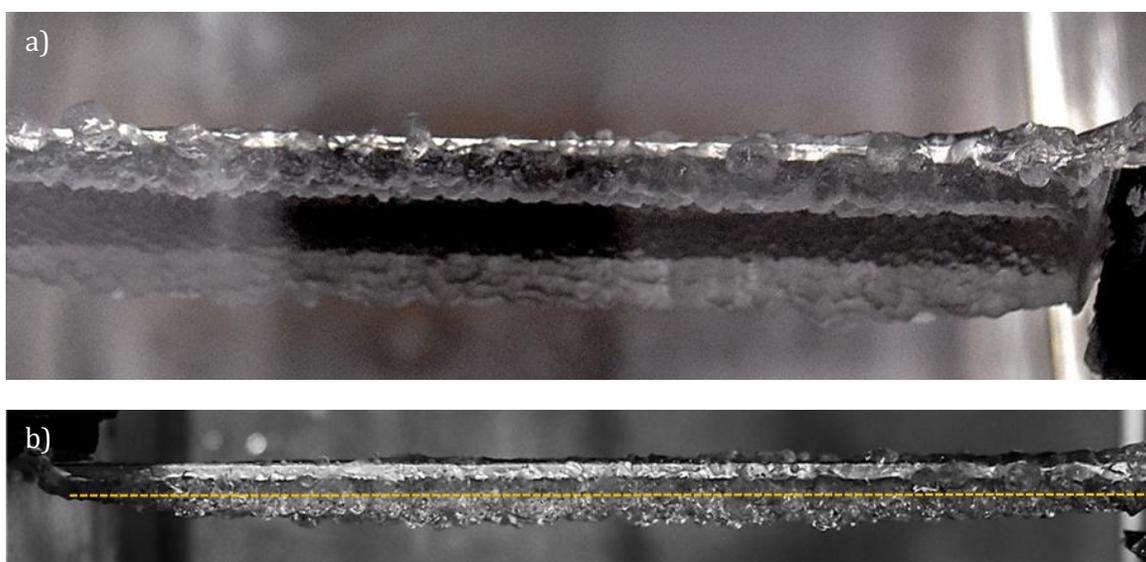


Abbildung 3.22 **a)** Optische Auswertung der Schichtdicke, h_{ice} , eines vereisten Probenkörpers mit **b)** schematisch eingezeichneter mittlerer Dicke der auf der Probe akkumulierten Eisschicht gemäß den Betrachtungen in der Arbeit von Faust [170].

Mit Ausgabe des sinusförmigen Ansteuersignals (25 m/s konstante Beschleunigung mit einem Frequenzdurchlauf von 40 bis 75 Hz) wird die Aufzeichnung mit dem Messdatenerfassungssystem gestartet. Abbildung 3.23 zeigt exemplarisch die aufgezeichneten Werte von ε_{DMS_al} für einen vereisten Probenkörper während der Schwingungsanregung. Das Diagramm der Messwerte von ε_{DMS_al} ist mit der Software *Origin* dargestellt [71]. Der Sprung in der Dehnungsamplitude in Abbildung 3.23 a) kennzeichnet den Zeitpunkt des Eisablösens. In der Detaildarstellung in Abbildung 3.23 b) kann der Wert von ε_{DMS_al} zum Zeitpunkt kurz vor dem Ablösen der Eisschicht abgelesen werden. Dieser wird in Gleichung [2.15] eingesetzt, um den Wert der maximalen Schubspannung, τ_{int} , in der Eis-Festkörper-Kontaktfläche zu berechnen [71,131,132].

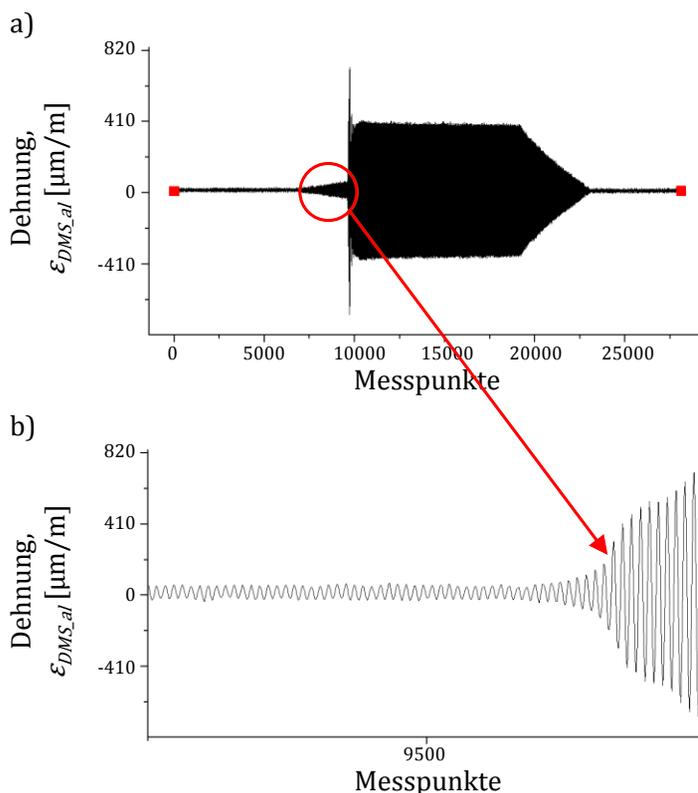


Abbildung 3.23 a) Auswertung von ε_{DMS_al} eines vereisten Probenkörpers unter Verwendung eines DMS und b) Detaildarstellung zum Zeitpunkt des Ablösens der Eisschicht anhand der Software *Origin* [71]. Der Sprung in der Amplitude von ε_{DMS_al} kennzeichnet den Zeitpunkt des Eisablösens.

3.9 Messstand und -verfahren zur Bestimmung der Eisschichtdicke

Die Bewertung der Enteisungsfähigkeit der Systemansätze in Kapitel 5 und 7 setzt die experimentelle Ermittlung der Eisschichtdicke, h_{ice_exp} , während des Aufwachsens auf der Oberfläche der Flügelprofile voraus. Die Bestimmung von h_{ice_exp} erfolgt mittels einer Laser-Scanner-Messmethode. Diese ist in der französischen Patentanmeldung mit der Anmeldenummer FR1462936 spezifiziert [184]. Das System, das eine Entwicklung der Abteilung *TX4-SI* von Airbus Group Innovations ist [185], setzt sich aus einer Laserdiode und einem Empfänger zusammen (Abbildung 3.24). Für die Kalibrierung des Systems wird eine Spiegelreflexkamera (*DSLR* – engl. Digital Single Lens Reflex) verwendet. Diese erzeugt seitliche Aufnahmen von dem in der Testsektion des Windkanals montierten, vereisten Flügelprofil (Abbildung 3.25), die als Referenzwerte zur Auswertung von h_{ice_exp} mit der Laser-Scanner-Methode herangezogen werden.

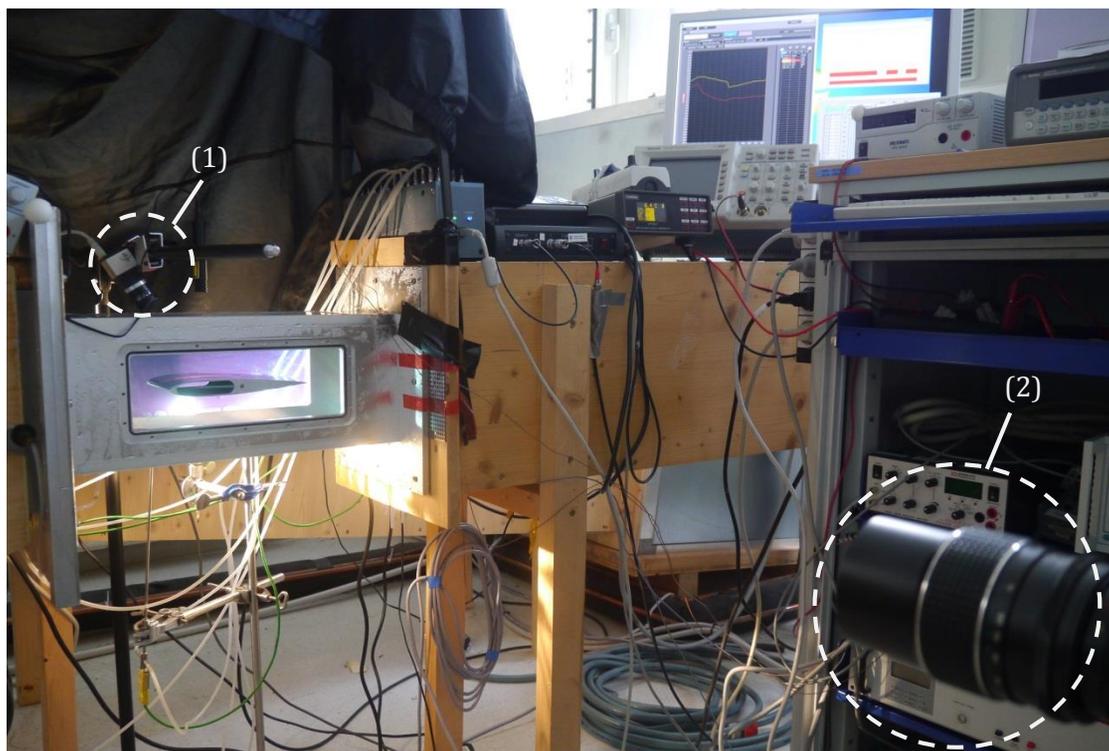


Abbildung 3.24 (1) Laser-Scanner-Messsystem, bestehend aus einer Laserdiode und einer Empfängereinheit und (2) seitlich neben der Testsektion aufgebaute *DSLR*-Kamera zur Kalibrierung des Messsystems.

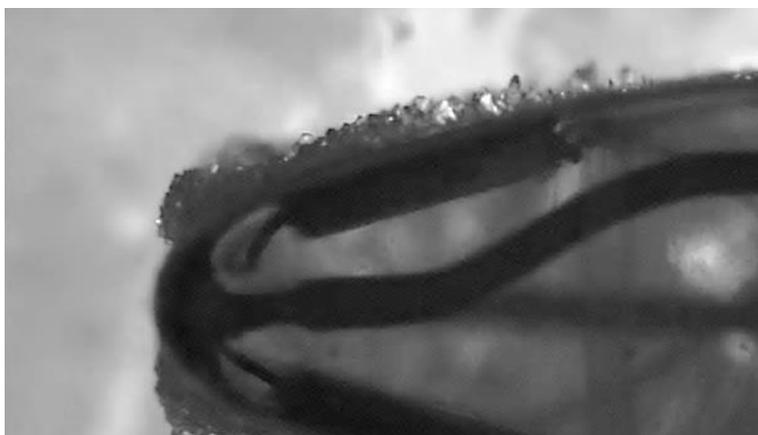


Abbildung 3.25 Seitliche Referenzaufnahme der oberen Eisakkumulation mit der *DSLR*-Kamera.

Die Funktionsweise der Laser-Scanner-Methode zur Eisdetektion wird in Abbildung 3.26 veranschaulicht. In Abbildung 3.26 a) sind die Sender- und Empfängereinheit dargestellt, die über dem vereisten Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils angebracht sind. Die auf eine ebene Fläche projizierte Detaildarstellung der Flügeloberfläche zeigt die Intensitätsprofile mehrerer Laserstrahlen. Im Falle einer auf der Oberfläche akkumulierten Eisschicht nimmt die detektierte Lichtintensität aufgrund des Phänomens der Lichtstreuung bedingt durch das Eis ab, wodurch der Laserstrahl, wie insbesondere in der Abbildung 3.26 b) erkennbar ist, deutlich aufgeweitet erscheint. Anhand des Werts der Lichtstreuung kann der jeweils vorliegende Wert von h_{ice_exp} mit den Datensätzen aus den Kalibriermessungen berechnet werden.

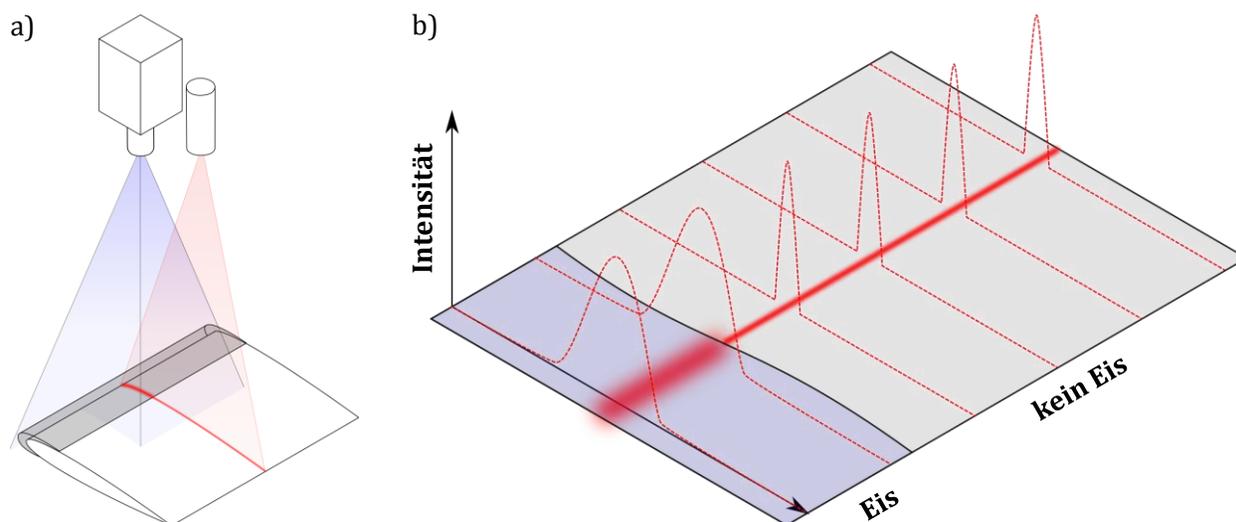


Abbildung 3.26 Funktionsweise der Laser-Scanner-Messmethode zur Eisdetektion: **a)** Darstellung der Sender- und Empfängereinheit, die über dem vereisten Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils installiert sind und **b)** ebene Detaildarstellung der Intensitätsprofile mehrerer Laserstrahlen, wobei die Intensität im Falle einer auf der Oberfläche akkumulierten Eisschicht aufgrund des Phänomens der Lichtstreuung abnimmt (Aufweitung des Laserstrahls) [184,185].

3.10 Numerische Methoden

Für die numerischen Simulationen der Systemansätze zur Enteisung in Kapitel 5 und 7 werden die experimentelle Grundkonfiguration des *NACA 0012* Flügelprofils aus (3.3) (Abbildung 3.6) und die darin integrierten elektrischen Systemkomponenten aus (3.5) mit den exakt gleichen geometrischen Abmaßen und Materialien verwendet. Zur Durchführung der Simulationen sind Werkstoffkennwerte erforderlich, die nachfolgend angegeben werden, einschließlich der allgemeinen Beschreibung der verwendeten numerischen Methoden.

3.10.1 Simulationssoftware *LEWICE*

Mit der Software *LEWICE2D* [186] werden die Eisakkumulationen simuliert, die unter dem Einfluss des Heizdrahts auf der Oberfläche der Flügelprofile aufwachsen. Hierfür werden die identischen Testbedingungen der Experimente aus (3.1.2) verwendet. Bei der Software *LEWICE2D* gilt es zu beachten, dass die Eisakkumulationen ausschließlich zweidimensional simuliert werden. Für die Simulation der aufwachsenden Eisakkumulationen bedeutet dies jedoch keinen Nachteil, da konstante Bedingungen und eine konstante Dissipation von Wärme durch den Heizdraht entlang der Spannweite des Flügelprofils angenommen werden.

Die für die Simulationen erforderlichen Werkstoffkennwerte des Flügelprofils aus der Aluminiumlegierung *AA2024-T3* [172,173] und des Heizdrahts sind in der Tabelle 3.3 aufgeführt. Die Kennwerte des Heizdrahts sind gemäß den Herstellerangaben von *QPoint Composite* vergleichbar mit den Materialkennwerten von glasfaserverstärktem Epoxidharz-Laminat *FR4* [187]. Für die in Tabelle 3.3 angegebenen Werkstoffkennwerte des Heizdrahts ist auf Empfehlung des Herstellers ein Abschwächungsfaktor von $\frac{3}{4}$ berücksichtigt. Die Verklebung des Heizdrahts entlang der Profilinnenseite auf Höhe der Stagnationslinie erfolgt durch Verwendung des Epoxidharz-Filmklebstoffs *Scotch-Weld™ Structural Adhesive Film AF 3109-2* der Firma *3M* [181].

Die Materialdaten des Klebstoffs in Tabelle 3.3 stammen aus den Herstellerangaben von 3M sowie aus in der Literatur angegebenen Standardwerten für warm gehärtete Epoxidharze [181,188]. Zusätzlich sind in Tabelle 3.3 die für die Simulation des Eiswachstums erforderlichen Kennwerte von Eis sowie stagnierender Luft, die sich im Innenbereich des Flügelprofils und an den nicht verklebten Stellen um den Heizdraht befindet, angegeben [186].

Tabelle 3.3 Kennwerte der Materialien für die numerischen Simulationen.

Schicht	Dichte [kg/m ³]	E-Modul [GPa]	Poisson Verhältnis [$\cdot 10^{-1}$]	Thermische Leitfähigkeit [W/(m K)]	Spezifische Wärmekapazität [J/(kg·K)]	Thermische Diffusivität [m ² /s]
Aluminium (Legierung 2024-T3)*	2780,0	73,1	3,3	$12,1 \cdot 10^1$	875,0	$49,74 \cdot 10^{-4}$
Heizdraht (vergleichbar mit FR4)†	1440,0	17,6	1,4	$22,5 \cdot 10^{-2}$	900,0	$17,4 \cdot 10^{-6}$
Klebeschicht‡	1150,0	2,69	3,1	$17,0 \cdot 10^{-2}$	1100,0	$13,4 \cdot 10^{-6}$
Eis#	916,7	9,0	3,3	$23,2 \cdot 10^{-1}$	-	$11,5 \cdot 10^{-5}$
Luft#	$133,5 \cdot 10^{-2}$	-	-	$23,7 \cdot 10^{-3}$	1005,0	$17,7 \cdot 10^{-4}$

* [172,173]

† [187]

‡ [181,188]

[186]

3.10.2 Strömungssimulationssoftware Loci/CHEM

Für die numerische Simulation der aerodynamischen Kräfte der Strömung, die an den Eisakkumulationen angreifen, wird die Methode der numerischen Strömungsmechanik (CFD – engl. Computational Fluid Dynamics) Loci/CHEM [189] verwendet. Dabei werden mit dem CFD-Code die Strömungsfelder auf Basis eines zellenzentrierten Diskretisierungskonzepts der Finite-Volumen-Methode für beliebig polyedrische Elemente berechnet. Um die Übereinstimmung des zweidimensionalen Charakters der Software LEWICE2D mit den Strömungssimulationen zu gewährleisten, wird in Loci/CHEM ein dreidimensional strukturiertes Gitternetz mit einer Netzweite von einer Zelle verwendet. Die Bildung der unterschiedlichen Gitternetze erfolgt mit Hilfe des Softwarepakets ICEG2D [190].

Des Weiteren erfordert die Strömungssimulationssoftware die Angabe der Reynolds-Zahl, Re , die auf die Sehnenlänge des Flügelprofils bezogen ist. In Abhängigkeit der Luftdichte, die wiederum von den in Tabelle 3.1 angegebenen Temperaturen T_{air} abhängt, liegen die Werte von Re für die Vereisungsfälle 1 bis 4 mit $V_{air} = 90 \text{ m/s}$ im Bereich zwischen $1,25 \cdot 10^6$ und $1,37 \cdot 10^6$, für die Vereisungsfälle 5 bis 8 mit $V_{air} = 120 \text{ m/s}$ liegen die Werte von Re im Bereich zwischen $1,70 \cdot 10^6$ und $1,87 \cdot 10^6$. In Verbindung mit dem von Menter entwickelten SST-Turbulenzmodell (engl. Shear-Stress Transport) [191] wird ein stationärer Ansatz auf Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS – engl. Reynolds-Averaged Navier-Stokes) verwendet. Für die

Simulationen gilt somit die Annahme einer rein turbulenten Strömung, bei der der Übergang vom laminaren in den turbulenten Strömungszustand nicht betrachtet wird.

3.10.3 Finite-Elemente-Software *Abaqus*

Mit der Software *Abaqus* [192] werden Finite-Elemente-Methoden, *FEM*, angewandt, um das Ablöseverhalten der Eisakkumulationen von der Oberfläche des Flügelprofils vorauszusagen. Hierfür werden für alle *FEM*-Simulationen die adhäsionsreduzierenden Eigenschaften der glatten, eisphoben Flügeloberfläche aus (3.4.1) berücksichtigt.

Die zweidimensionalen *FEM*-Analysen des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes zur Enteisung simulieren die durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung erzeugten Schubspannungen in der Kontaktfläche zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche. Das Eis und das Aluminium des Flügelprofils werden in *Abaqus* als elastische, isotrope Materialien definiert. Die erforderlichen Materialkennwerte stimmen mit den Materialdaten aus Tabelle 3.3 überein.

In den *FEM*-Analysen des hybriden Systemansatzes, der sich aus den Komponenten Heizdraht und elektromechanische Verformungseinheiten zusammensetzt, werden die Schubspannungen in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche dreidimensional simuliert. Diese Schubspannungen ergeben sich aus der Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren und der daraus resultierenden Verformung des Flügelprofils. Die *FEM*-Simulationen des hybriden Systemansatzes erfordern die Berücksichtigung der Materialkennwerte des Eises, der aus der Aluminiumlegierung *AA2024-T3* gefertigten Plättchen und des Flügelprofils, des Heizdrahts und des für die Befestigung der Komponenten verwendeten Filmklebstoffs aus Epoxidharz (Tabelle 3.3). Des Weiteren sind die Materialdaten der piezoelektrischen Aktoren bzw. Keramiken erforderlich. Die Kennwerte sind der Technischen Produktspezifikation *CeramTec Sonox® P505* des Herstellers *CeramTec* entnommen (Tabelle B.1 in Anhang B) und werden in den Simulationen ähnlich wie in der Arbeit von Al-Budairi implementiert [193]. Diese Werkstoffkenngrößen beziehen sich auf Messverfahren unter Kleinsignal für elektrische Spannungen mit Werten bis zu etwa 20 V. Gemäß den Erfahrungswerten von *CeramTec* sind bei Anlegen eines Großsignals mit einer maximalen Spannungsamplitude von bis zu 200 V Messabweichungen im Bereich von $\pm 5\%$ zu berücksichtigen. In Tabelle 3.4 sind die Materialkennwerte der Aktoren aufgeführt, die für die *FEM*-Simulationen mit *Abaqus* in (7.2.2) relevant sind. Hierbei gilt es zu berücksichtigen, dass ein Teil der Werte in der Produktspezifikation als Vorgabewerte aus einer Datentafel für piezokeramische Werkstoffe übernommen ist. Die weiteren Werte sind gemäß der Norm *DIN EN 50324-2* zur Berechnung der elastischen, piezoelektrischen und dielektrischen Konstanten für piezokeramische Werkstoffe bestimmt [194].

Die Variablen ε_{ij}^S in Tabelle 3.4 bezeichnen die Permittivitäten bzw. die Dielektrizitätskonstanten, ε_0 ist die elektrische Feldkonstante. Der erste Index von ε_{ij}^S gibt die Richtung des elektrischen Feldes an, der zweite die Richtung der dielektrischen Verschiebung [195]. Das hochgestellte *S* steht für den Wert der „geklemmten“ Dielektrizitätskonstante, der weit oberhalb der Resonanzfrequenzen gemessen wird [195]. Die Variablen ρ_{piezo} und Q_m stehen für die Dichte bzw. den mechanischen Gütefaktor des piezokeramischen Werkstoffs. Die nach der Norm *DIN EN 50324-2* berechneten Variablen c_{ij}^E auf der rechten Seite der Tabelle bezeichnen die fünf voneinander unabhängigen elastischen Steifigkeiten, die sich aufgrund der Materialanisotropie des piezokeramischen Werkstoffs ergeben [194,195]. In der Variablen c_{ij}^E gibt der erste Index die

Richtung der Verformung an, der zweite Index bezeichnet die Richtung der mechanischen Spannung und das hochgestellte E steht für die konstante elektrische Feldstärke [195]. Bei den ebenfalls nach der Norm *DIN EN 50324-2* berechneten piezoelektrischen Spannungskonstanten, e_{ij} , zeigt der erste Index die Richtung des elektrischen Feldes an, der zweite Index bezeichnet die Richtung der mechanischen Spannung oder Verformung [194,195].

Tabelle 3.4 Werkstoffkenngrößen der piezoelektrischen Aktoren bzw. Keramiken: **a)** aus der Datentafel übernommene Vorgabewerte gemäß der Produktspezifikation von *CeramTec* (siehe Anhang B bzw. Tabelle B.1) und **b)** berechnete Werte nach der Norm *DIN EN 50324-2* [194].

a)

Vorgabewerte aus der Datentafel		
Variable	Wert	Einheit
ϵ_0	$8,854 \cdot 10^{-12}$	F/m
$\epsilon_{33}^S / \epsilon_0$	780	[-]
$\epsilon_{11}^S / \epsilon_0$	900	[-]
ρ_{piezo}	7700	kg/m ³
Q_m	80	[-]

b)

Berechnete Werte nach <i>DIN EN 50324-2</i> [194]		
Variable	Wert	Einheit
c_{11}^E	$15,6 \cdot 10^{10}$	N/m ²
c_{12}^E	$11,9 \cdot 10^{10}$	N/m ²
c_{13}^E	$9,4 \cdot 10^{10}$	N/m ²
c_{33}^E	$10,6 \cdot 10^{10}$	N/m ²
$c_{44}^E = c_{55}^E$	$1,8 \cdot 10^{10}$	N/m ²
c_{66}^E	$1,9 \cdot 10^{10}$	N/m ²
e_{31}	-4,9	C/m ²
e_{33}	16,9	C/m ²
e_{15}	12,7	C/m ²

4 Empirisches Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion auf Festkörperoberflächen

Eine ideale eisphobe Oberfläche müsste per Definition im Stande sein ein Anhaften darauf auftreffender, unterkühlter Wassertropfen zu verhindern, bevor diese zu Eis erstarren. Übereinstimmend mit (2.2.1.2) kann eine opportune Herstellung von Oberflächen die Akkumulation von Eis jedoch nicht verzögern oder gänzlich unterbinden, sondern die für die Eisadhäsion verantwortlichen Mechanismen minimieren oder bestenfalls eliminieren. Eis darf sich also weiterhin bilden, aber dessen Entfernung von einer Festkörperoberfläche wird erleichtert.

Für die Abschätzung der Eisadhäsion auf der Oberfläche eines Festkörpers wird in diesem Kapitel ein empirisches Vorhersagemodell bestimmt. Dabei wird die Hypothese untersucht, ob die Dichte der Eisschicht, die auf der Oberfläche eines Festkörpers akkumuliert wird, einen Einfluss auf die Eisadhäsion hat. Die in das Modell einfließenden Messwerte beziehen sich auf die Oberflächen aus (3.4.1), die durch Beseitigung der makroskopischen und mikroskopischen Oberflächenrauigkeit als technologisch glatt gelten. Durch diese Limitierung soll die Hypothese untersucht werden, ob der Einfluss des Benetzungsverhaltens, d.h. der Anteil der mit Wassertropfen benetzten Oberfläche eines Festkörpers (2.2.2.1), auf die Eisadhäsion unabhängig von den Effekten der Oberflächenrauigkeit quantifizierbar ist. Die holistische Betrachtungsweise der Wechselwirkungen des Benetzungsverhaltens und der makroskopischen bzw. mikroskopischen Oberflächenrauigkeit auf die Eisadhäsion ist nicht das Ziel des Vorhersagemodells.

4.1 Bestimmung der Eisdichte

Die Quantifizierung der Eisdichte, ρ_{ice} , ist in der von Faust durchgeführten Parameterstudie beschrieben [114]. Für die Parameterstudie wird das NACA 0012 Flügelprofil (100 mm Sehnenlänge) mit dem im Vorderkantenbereich eingebauten Probenkörper aus (3.3) verwendet. Der Wert von ρ_{ice} wird beeinflusst von der Strömungsgeschwindigkeit der Luft, V_{air} , und von der Temperatur [114]. Für Letztere wird in den Experimenten die Temperatur der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers betrachtet, wobei die Annahme getroffen wird, dass T_{surf} der Totaltemperatur der strömenden Luft, T_{tot} , entspricht. V_{air} wird mit der Aufprallgeschwindigkeit der Wassertropfen auf der Oberfläche des Probenkörpers gleichgesetzt. Die weiteren auf die Eisdichte Einfluss nehmenden Parameter, d.h. der Flüssigwassergehalt, LWC , der mittlere Durchmesser der flüssigen Wassertropfen, MVD , und der Radius der Vorderkante, r_{LE} , des vereisten Flügelprofils bzw. Probenkörpers, gehen in die Parameterstudie mit konstanten Werten ein (3.1.2).

Die Ergebnisse der Parameterstudie von V_{air} und T_{surf} sind in Tabelle 4.1 aufgeführt [114]. Zur Übersicht sind in der Tabelle auch die Temperaturen der strömenden Luft, T_{air} , angegeben. Für jede Parameterkombination werden vier Einzelmessungen unter jeweils äquivalenten Bedingungen mit dem Messstand in (3.7) durchgeführt. Aus den gemessenen Einzelwerten von ρ_{ice} wird der Mittelwert der Eisdichte und der korrespondierende Wert der Standardabweichung berechnet.

Tabelle 4.1 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in $[\text{kg}/\text{m}^3]$ [114]. Die Bildung der Mittelwerte basiert auf vier Messungen unter äquivalenten Bedingungen.

Temperatur der Oberfläche, T_{surf} [$^{\circ}\text{C}$]	Temperatur der strömenden Luft, T_{air} [$^{\circ}\text{C}$]	Geschwindigkeit der strömenden Luft, V_{air} [m/s]	Mittelwert der Eisdichte, ρ_{ice} [kg/m^3]	Standardabweichung der Eisdichte, ρ_{ice} [kg/m^3]
±0,0	-2,8	75,2	887,2	8,3
-2,0	-4,8	75,0	851,7	6,6
-4,0	-6,8	75,2	846,5	8,9
-6,0	-8,8	75,2	850,2	7,0
±0,0	-4,0	89,8	884,3	2,5
-2,1	-6,2	89,8	858,6	6,5
-4,0	-8,0	90,0	854,9	1,7
-6,0	-10,2	90,2	850,3	8,5
±0,0	-5,5	105,2	879,8	7,4
-1,8	-7,6	105,4	864,7	4,3
-4,0	-9,5	105,2	854,2	2,4
-6,0	-11,5	105,3	845,2	8,5
±0,0	-7,1	120,0	886,0	5,4
-2,0	-9,2	120,0	874,0	7,5
-3,9	-11,1	120,0	856,7	16,2
-5,9	-13,1	119,8	851,5	10,8
±0,0	-9,1	135,5	870,9	12,3
-2,0	-11,1	135,2	856,8	14,0
-4,0	-13,0	135,0	868,3	10,3
-6,0	-15,1	135,1	849,7	15,3

Die Werte von ρ_{ice} liegen in einem Bereich zwischen 887,2 und 845,2 kg/m^3 . Die graphische Aufbereitung von Tabelle 4.1 ist in den Abbildungen 4.1 und 4.2 dargestellt [114]. Aus Abbildung 4.1 wird deutlich, dass der Einfluss von V_{air} innerhalb des betrachteten Geschwindigkeitsbereichs eine vernachlässigbare Rolle spielt. Anhand der eingezeichneten gemittelten Trendlinie lässt sich allenfalls ein geringfügiger Anstieg von ρ_{ice} mit zunehmenden V_{air} verzeichnen. Im Gegensatz dazu lässt sich in Abbildung 4.2 im betrachteten Temperaturbereich von T_{surf} zwischen 0 $^{\circ}\text{C}$ und -6 $^{\circ}\text{C}$ ein deutlicherer Trend von ρ_{ice} feststellen, wobei bis auf vereinzelte Ausnahmen eine Abnahme in der Eisdichte mit fallenden Temperaturen erfolgt. Dies ist, wie in (2.1.2) und (2.2.2.2) detailliert ausgeführt, auf die zunehmende Porosität innerhalb der akkumulierten Eisschichten aufgrund der darin eingeschlossenen Luft während des Erstarrungsprozesses der flüssigen Wassertropfen zurückzuführen.

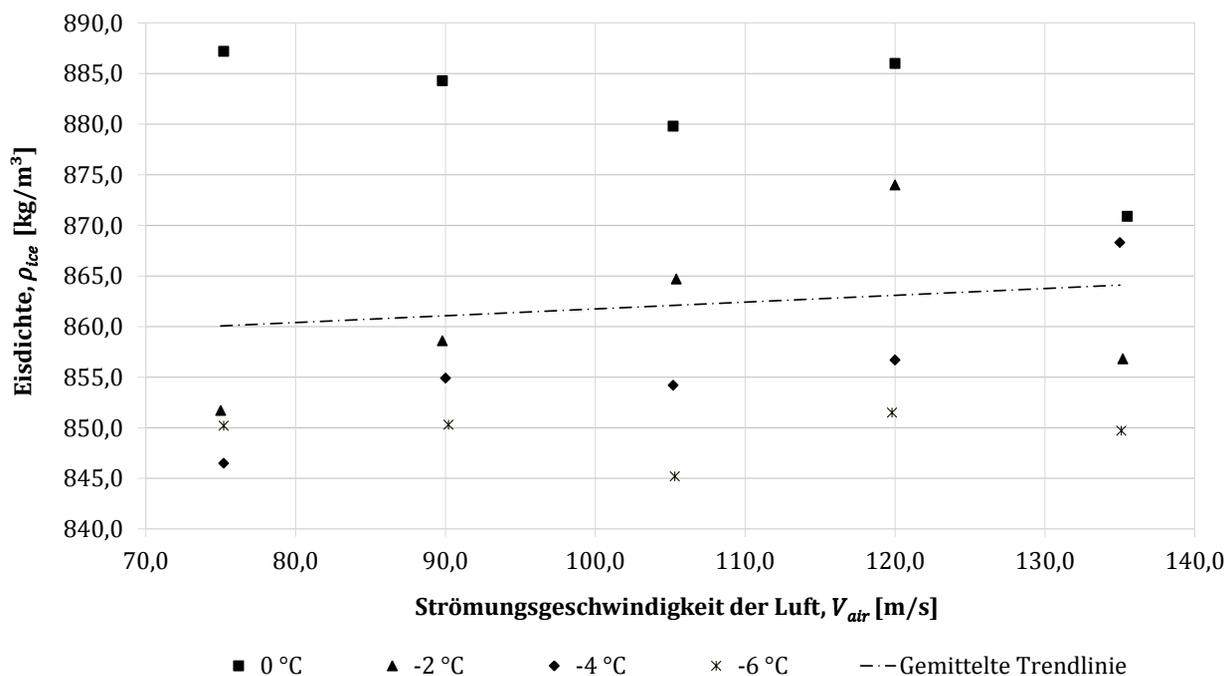


Abbildung 4.1 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit der Luft, V_{air} [114]. Die den jeweiligen Temperaturen der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers zugehörigen Mittelwerte, welche in [°C] angegeben sind, werden anhand der Symbole in der Legende zugeordnet.

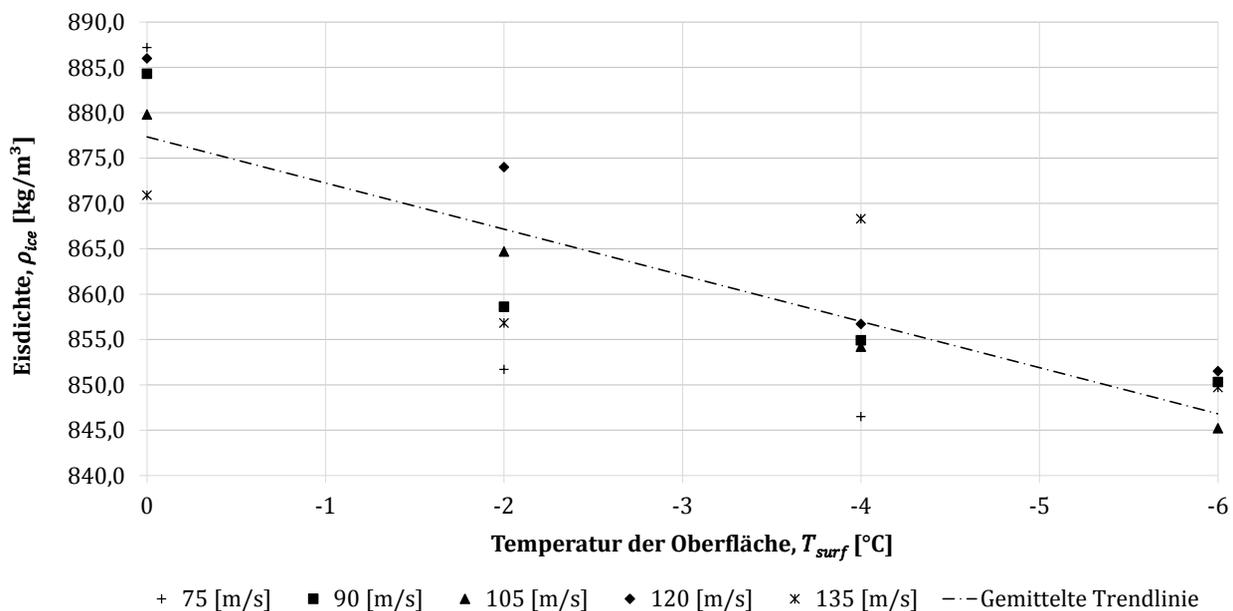


Abbildung 4.2 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisdichte, ρ_{ice} , in Abhängigkeit der Temperatur der Oberfläche, T_{surf} , des Probenkörpers [114]. Die den jeweiligen Geschwindigkeiten der strömenden Luft, V_{air} , zugehörigen Mittelwerte, welche in [m/s] angegeben sind, werden anhand der Symbole in der Legende zugeordnet.

Mittels linearer Regression wird aus den experimentellen Ergebnissen der Windkanalversuche die Eisdichte als Funktion von V_{air} und T_{surf} des Probenkörpers hergeleitet [114]:

$$\rho_{ice} = k_1 \cdot T_{surf} + k_2 \cdot V_{air} + k_3 \quad [4.1]$$

mit: $k_1 = 5,084 \cdot (^\circ C)^{-1}$

$$k_2 = 7,438 \cdot 10^{-2} \cdot \left(\frac{m}{s}\right)^{-1}$$

$$k_3 = 8,693 \cdot 10^2$$

wobei k_1 , k_2 und k_3 in Gleichung [4.1] die Regressionskoeffizienten der Dichte bezeichnen. Der Wert von ρ_{ice} in Gleichung [4.1] wird in der Einheit $[kg/m^3]$ berechnet.

Der Gültigkeitsbereich von Gleichung [4.1] wird nur für die in den Messungen verwendeten Parameter verifiziert, also für $MVD = 20 \mu m$, $LWC = 0,55 g/m^3$ und $r_{LE} = 1,6 mm$ sowie den Temperaturbereich von T_{surf} zwischen $0^\circ C$ und $-6^\circ C$ und den Geschwindigkeitsbereich von V_{air} zwischen $75 m/s$ und $135 m/s$. Gleichung [4.1] zeigt, dass ρ_{ice} maßgeblich von T_{surf} bestimmt wird und dass V_{air} aufgrund des um zwei Größenordnungen niedrigeren Regressionskoeffizienten k_2 einen vernachlässigbaren Einfluss hat [114]. Aus diesem Grund wird die Quantifizierung des Einflusses von ρ_{ice} auf die Eisadhäsion in (4.3) auf die Variation von T_{surf} beschränkt (siehe 3.1.2).

4.2 Bestimmung des Benetzungsverhaltens

Für die Bestimmung des Benetzungsverhaltens wird der Kontaktwinkel-Messtand aus (3.2) eingesetzt. Mit dem Messtand werden auf den sechs verschiedenen glatten, eisphoben Oberflächen (3.4.1) der rechteckigen Probenkörper die jeweiligen Werte von θ_{adv} und θ_{rec} gemessen. Die Messergebnisse in Tabelle 4.2 sind aus der Arbeit von Faust übernommen [170]. Die in der Tabelle angegebenen Werte von θ_{adv} und θ_{rec} beziehen sich auf die anhand von drei Einzelmessungen bestimmten Mittelwerte des jeweiligen Probenkörpers, einschließlich deren Standardabweichung.

Nach den Betrachtungen in (2.2.2.1) erfolgt die Benetzung aller im Rahmen dieser Arbeit hergestellten glatten, eisphoben Oberflächen im Cassie-Baxter-Modus. Der Anteil der jeweils mit Wasser benetzten Oberfläche, f_{wet} , kann somit als Funktion des Kontaktwinkels ausgedrückt werden [77,91]:

$$f_{wet} = \frac{1 + \cos \theta_{eq}^{CB}}{1 + \cos \theta_{flat}} \quad [4.2]$$

Für die Berechnung von f_{wet} der glatten, eisphoben Oberflächen nach Gleichung [4.2] wird eine ideale flache, nicht nanostrukturierte Oberfläche mit einem Literaturwert des Kontaktwinkels θ_{flat} zu $110,0^\circ$ angenommen [170,196]. Die Bestimmung des Gleichgewichtskontaktwinkels der im Cassie-Baxter-Modus benetzenden Oberflächen, θ_{eq}^{CB} , in Gleichung [4.2] erfolgt nach Gleichung [2.7] mit den Werten von θ_{adv} und θ_{rec} aus Tabelle 4.2 [170].

Übereinstimmend mit den Ergebnissen aus der Studie von Strobl et al. (Anhang A) [174] geht aus Tabelle 4.2 hervor, dass für die Oberfläche des Probenkörpers 2, die mit dem PSA-Anodisierverfahren mit der Parameterkombination von $18 V$ und $26^\circ C$ behandelt wurde, die höchsten Werte für θ_{adv} und θ_{rec} erzielt wurden. Die geringfügigen Abweichungen in den

gemessenen absoluten Werten von θ_{adv} und θ_{rec} bei Vergleich der Ergebnisse aus Strobl et al. (Anhang A) [174] und Faust [170] sind auf die unterschiedlichen zur Hydrophobierung der Oberflächen eingesetzten Mittel zurückzuführen.

Die prozentualen Werte von f_{wet} in Tabelle 4.2 zeigen, dass die mit den PSA-Anodisierverfahren nanostrukturierten Oberflächen der Probenkörper 1, 2 und 3 den geringsten Benetzungsanteil mit Wasser aufzeigen. Das Minimum der mit Wasser benetzten Oberfläche liegt bei dem Probenkörper 2 mit einem Wert von 10,2 % vor.

Tabelle 4.2 Fortschrittswinkel, θ_{adv} , Rückzugswinkel, θ_{rec} , und Cassie-Baxter Gleichgewichtskontaktwinkel, θ_{eq}^{CB} , der glatten, eisphoben Oberflächen der Probenkörper 1 bis 6 [170]. Der nach Gleichung [4.4] berechnete Anteil der mit Wasser benetzten Oberfläche ist mit f_{wet} bezeichnet.

Nummer des Probenkörpers	Fortschreitwinkel, θ_{adv} [°]	Rückzugswinkel, θ_{rec} [°]	Cassie-Baxter Gleichgewichtskontaktwinkel, θ_{eq}^{CB} [°]	Benetzungsanteil der Oberfläche, f_{wet} [%]
1	153,7 ± 2,1	150,5 ± 5,4	152,0	15,7
2	158,4 ± 0,9	156,7 ± 1,1	157,5	10,2
3	155,0 ± 0,3	152,3 ± 3,4	153,6	14,0
4	130,4 ± 1,7	123,5 ± 2,9	126,7	53,9
5	123,7 ± 1,4	114,8 ± 1,8	118,9	69,2
6	115,2 ± 3,1	108,8 ± 1,6	111,8	84,1

4.3 Bestimmung der Eisadhäsion

Zur Bestimmung der Eisadhäsion auf den glatten, eisphoben Oberflächen der Probenkörper aus Tabelle 4.2 wird der Messstand aus (3.8) verwendet. Nach (2.2.3.1) wird der Wert der Eisadhäsion anhand der maximalen, in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Oberfläche des betrachteten Festkörpers auftretenden Schubspannung, τ_{int} , angegeben.

Die Messergebnisse von τ_{int} in Tabelle 4.3 sind der Arbeit von Faust entnommen [170]. Für jeden Probenkörper werden drei Einzelmessungen mit den in (3.1.2) definierten Testbedingungen durchgeführt. Die Werte von τ_{int} sind die aus den Einzelmessungen berechneten Mittelwerte, die mit dem korrespondierenden Wert der Standardabweichung angegeben sind.

Aus den Ergebnissen in Tabelle 4.3 geht hervor, dass τ_{int} mit zunehmend tieferen Werten von T_{surf} abnimmt. Zusammen mit den Ergebnissen aus (4.1) wird somit ersichtlich, dass die Eisdichte einen wesentlichen Einfluss auf die Eisadhäsion hat. Mit zunehmendem Anteil an Luftporen im Eis, d.h. mit sinkendem Wert von ρ_{ice} aufgrund der zunehmend tieferen Temperaturen T_{surf} , verringert sich die effektive Kontaktfläche für adhäsive Wechselwirkungen zwischen Eis und der Oberfläche und der Wert von τ_{int} nimmt ab.

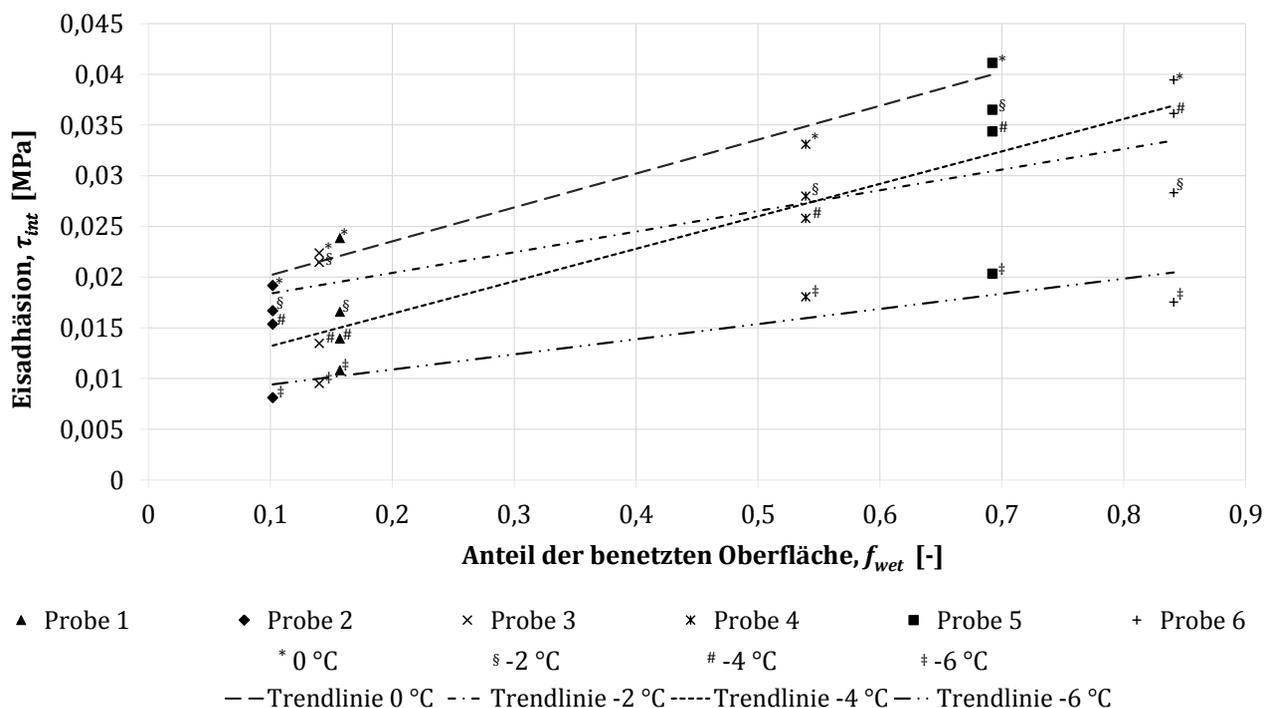
Tabelle 4.3 Im Vereisungswindkanal gemessene Mittelwerte der Eisadhäsion, τ_{int} , auf den glatten, eisphoben Oberflächen der Probenkörper 1 bis 6.

Nummer des Probenkörpers \ T_{surf} [°C]	± 0	-2	-4	-6
	τ_{int} [MPa]			
1	0,024 ± 0,002	0,017 ± 0,002	0,014 ± 0,002	0,011 ± 0,001
2	0,019 ± 0,001	0,017 ± 0,001	0,015 ± 0,0001	0,008 ± 0,002
3	0,022 ± 0,003	0,022 ± 0,005	0,014 ± 0,003	0,010 ± 0,001
4	0,033 ± 0,005	0,028 ± 0,002	0,026 ± 0,002	0,018 ± 0,001
5	0,041 ± 0,006	0,037 ± 0,002	0,034 ± 0,002	0,020 ± 0,003
6	0,039 ± 0,006	0,028 ± 0,006	0,036 ± 0,0002	0,018 ± 0,0002

In Abbildung 4.3 ist die Eisadhäsion als Funktion des mit Wasser benetzten Anteils der Oberfläche, f_{wet} , dargestellt. Die Trendlinien verdeutlichen wie bei konstanten Werten von T_{surf} mit sinkendem f_{wet} die Werte von τ_{int} abnehmen. Der in den Studien von Kulinich und Farzaneh [81,84,125,126] beobachtete Zusammenhang zwischen der Eisadhäsion und dem Anteil einer mit Wassertropfen benetzten Festkörperoberfläche wird damit bestätigt. Der minimale Wert von τ_{int} mit $0,008 \pm 0,002$ MPa wird bei $T_{surf} = -6$ °C für den Probenkörper 2 gemessen, der über den kleinsten Wert von $f_{wet} = 10,2$ % verfügt (Tabelle 4.2) [170].

Abbildung 4.4 zeigt die Auftragung der Eisadhäsion über der Oberflächenrauigkeit, R_a , des jeweiligen Probenkörpers aus Tabelle 3.2. Zur Vereinfachung wird mit den Werten von τ_{int} aus Tabelle 4.3 für jeden Probenkörper der Durchschnittswert der Eisadhäsion, τ_{int_\emptyset} , im betrachteten Temperaturbereich von T_{surf} zwischen 0 °C und -6 °C berechnet und in der Abbildung einschließlich der Streuung dargestellt. Mit Zunahme der Oberflächenrauigkeit, die für alle sechs Probenkörper im nanoskopischen Bereich mit $R_a < 80$ nm liegt, ist in der Abbildung kein eindeutiger Trend bei den Werten von τ_{int_\emptyset} erkennbar. Daraus lässt sich schließen, dass die nanoskopische Oberflächenrauigkeit einen untergeordneten Einfluss auf die Eisadhäsion ausübt. Die verwendeten technologisch glatten Oberflächen sind im Stande die mechanischen Verankerungskräfte auf ein Minimum zu reduzieren bzw. sogar zu eliminieren.

Damit ist die Hypothese bestätigt, dass der Einfluss des Benetzungsverhaltens auf die Eisadhäsion unter Ausschluss des Adhäsionseffekts der mechanischen Verankerung experimentell quantifizierbar ist. Die gemessenen Werte von τ_{int} geben die elektrostatischen Anziehungskräfte wieder, die sich zwischen den polaren Wassermolekülen der Eisschicht und dem benetzten Anteil der Festkörperoberfläche ausbilden.



4.4 Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion

In dem Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion werden die Ergebnisse der Eisdichte, ρ_{ice} (4.1), des Benetzungsverhaltens, f_{wet} (4.2), und der Eisadhäsion, τ_{int} (4.3), abgebildet. Für glatte, eisphobe Oberflächen, die im heterogenen Cassie-Baxter-Modus benetzen (2.2.2.1), ermöglicht das Modell – bei Vorgabe der meteorologischen Bedingungen T_{air} und V_{air} und mit den gemessenen Werten von θ_{adv} und θ_{rec} – eine vereinfachte Abschätzung des zu erwartenden Werts der Eisadhäsion. Andernfalls ist der Wert der Eisadhäsion auf der betrachteten Festkörperoberfläche mit aufwendigen experimentellen Messverfahren zu bestimmen (siehe 3.8).

Die Beschreibung der Eisadhäsion als Teilfunktion von f_{wet} setzt voraus, dass die mit Wassertropfen benetzte Oberfläche exakt der mit Eis benetzten Oberfläche entspricht und dass die Bindungsenergien der Wassermoleküle mit der Oberfläche eines Festkörpers für Wasser und Eis identische Werte annehmen [34,79]. Die Teilfunktion ρ_{ice} ist innerhalb des definierten Gültigkeitsbereichs der Eisdichte in erster Näherung eine Funktion von T_{surf} .

Mittels linearer Regression ergibt sich für das Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion auf der Oberfläche eines Festkörpers die Beziehung [170]:

$$\tau_{int} = C_1 \cdot f(f_{wet}) + C_2 \cdot f(\rho_{ice}) + C_3 \quad [4.3]$$

mit: $C_1 = 2,36 \cdot 10^{-2}$
 $C_2 = 4,80 \cdot 10^{-1} \cdot \left(\frac{kg}{m^3}\right)^{-1}$
 $C_3 = -4,0 \cdot 10^{-1}$

wobei C_1 , C_2 und C_3 in Gleichung [4.3] die Regressionskoeffizienten der Eisadhäsion bezeichnen. Die jeweiligen Werte der Teilfunktionen von f_{wet} und ρ_{ice} werden anhand der Gleichungen [4.2] bzw. [4.1] bestimmt. τ_{int} in Gleichung [4.3] wird in der Einheit [MPa] angegeben.

Die Grenzen des empirischen Modells zur Vorhersage der Eisadhäsion aus Gleichung [4.3] liegen in dem Temperaturbereich von T_{surf} zwischen 0 °C und -6 °C. Aufgrund des vernachlässigbaren Einflusses von V_{air} auf ρ_{ice} im Bereich zwischen 75 und 135 m/s wird dieser Geschwindigkeitsbereich auch als Gültigkeitsbereich für das Modell von τ_{int} übertragen. Bei der Betrachtung deutlich höherer Geschwindigkeiten außerhalb des definierten Bereichs kann das Modell seine Gültigkeit verlieren. Die Werte von $MVD = 20 \mu m$ und $LWC = 0,55 g/m^3$ werden im Modell als konstant angenommen.

Abbildung 4.5 zeigt die graphische Darstellung von Gleichung [4.3]. Die dargestellte Ebene wird von den innerhalb des definierten Gültigkeitsbereichs liegenden minimalen und maximalen Werten von ρ_{ice} mit aufgerundet 845 kg/m³ bzw. 890 kg/m³ und von den theoretischen Grenzwerten von f_{wet} mit 0 bzw. 1 aufgespannt. Der minimale Wert der Eisadhäsion liegt in dem Modell bei Erreichen der Grenztemperatur von -6 °C bei gleichzeitiger Annäherung an die untere Grenze von f_{wet} vor, wobei der untere Grenzwert von f_{wet} gleich Null einen Wert des Kontaktwinkels von 180° voraussetzt, dieser in der Realität jedoch nur in wenigen Ausnahmefällen annähernd erreicht wurde [197–201]. Der minimale Wert von $f_{wet} = 10,2 \%$ auf der Oberfläche von Probenkörper 2 kann als ein sehr geringer Wert der Oberflächenbenetzung mit Wasser angesehen werden. Der korrespondierende Wert der Eishaftung mit 0,008 MPa bestätigt die eisphoben Eigenschaften der Oberfläche.

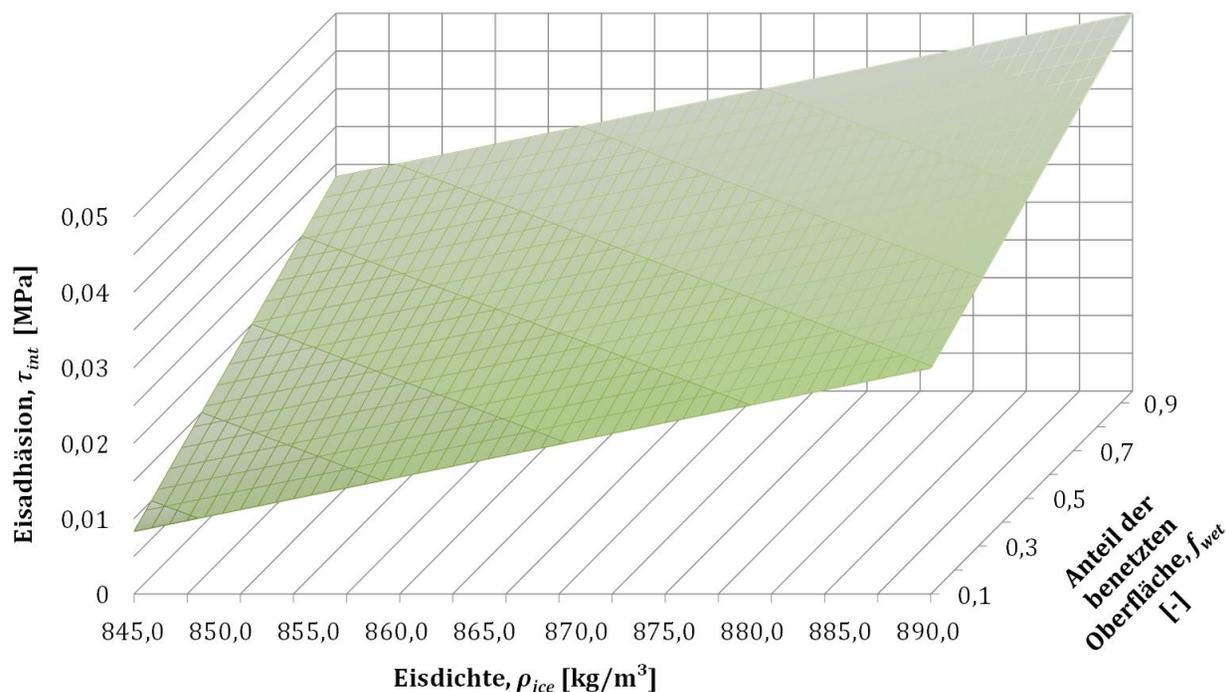


Abbildung 4.5 Darstellung des empirischen Modells der Eisadhäsion, τ_{int} , als Ebene in Abhängigkeit der Funktionen der Oberflächenbenetzung, f_{wet} , und der Eisdichte, ρ_{ice} , innerhalb des definierten Gültigkeitsbereichs nach Gleichung [4.3] sowie unter Berücksichtigung der getroffenen Modellannahmen.

Abschließend ist festzuhalten, dass die Eisadhäsion mit dem empirischen Vorhersagemodell für technologisch glatte, eisphobe Oberflächen auf eine schnelle Art und Weise abschätzbar ist. Im Gegensatz zu aufwändigen Messverfahren zur Bestimmung der Eisadhäsion wie in (3.8) wird der Wert der Eisadhäsion nach Gleichung [4.3] bei vorgegebener Strömungsgeschwindigkeit und Temperatur (bzw. Eisdichte, siehe 4.1) und mit dem Benetzungsverhalten der Festkörperoberfläche aus (4.2) bestimmt. Die Bedeutung des empirischen Vorhersagemodells der Eisadhäsion zeigt sich insbesondere bei dessen Anwendung zur Simulation der Eisentfernung in (5.2.3) und (7.2.2). Aus dem Modell wird für die Simulationen das Versagenskriterium ermittelt, d.h. der Wert der Eisadhäsion, bei dessen Überschreiten das Eis von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils abgelöst wird.

5 Thermoelektrisch-aerodynamischer Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils

Aus dem Stand der Technik ist bekannt, dass die Akkumulation von Eis bei Verwendung permanent betriebener Verdampfungssysteme bzw. Nassfließsysteme durch großflächig abgegebene Wärme, beispielsweise auf der gesamten Oberfläche bzw. innerhalb definierter Bereiche einer Tragfläche, verhindert wird (2.3.1). Vor dem Hintergrund der zunehmenden Elektrifizierung der Systeme von Flugzeugkonfigurationen stellt die Bereitstellung elektrischer Energie zur großflächigen Beheizung exponierter, von Eisakkumulation gefährdeten Oberflächen eine Herausforderung dar. Für die Enteisung wäre es vorteilhaft den Anteil der thermisch aufzuwendenden Energie zu senken und geringe Eisakkumulationen auf betroffenen Oberflächen durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung mit Unterstützung einer passiven eisphoben Beschichtung zu entfernen.

Mit dem Systemansatz der thermoelektrisch-aerodynamischen Eisentfernung mit Unterstützung der glatten, eisphoben Oberfläche aus (3.4.1) wird die Hypothese untersucht, ob durch die linienförmige Einbringung von Wärme in die Oberfläche eines Flügelprofils eine definierte Sollbruchstelle im Bereich um die Stagnationslinie erzeugt werden kann, um ein Ablösen der stromabwärts akkumulierten Eisschichten von der Flügeloberfläche durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung zu ermöglichen [166].

Die Intention hinter dem Einsatz eines permanent betriebenen, jedoch lokal wirkenden, thermischen Systems zur Enteisung ist die Verhinderung der Eisakkumulation an der Stagnationslinie [175,176]. Elektrisch generierte Wärme wird durch einen an der Innenseite des Flügelprofils angebrachten Heizdraht kontinuierlich in die metallische Oberfläche eingekoppelt. Verglichen mit Enteisungssystemen, die im vollveraporierenden Modus betrieben werden, ist der als Nassfließsystem betriebene Heizdraht durch seine geringe Flächenleistung gekennzeichnet. Um im Bereich um die Stagnationslinie ein Anhaften und Erstarren von Wassertropfen zu vermeiden muss die Oberflächentemperatur des Flügelprofils knapp oberhalb des Gefrierpunkts von Wasser liegen. Die Eisakkumulationen in den unbeheizten Bereichen der Profiloberfläche resultieren aus innerhalb dieser Bereiche aufprallenden Wassertropfen sowie aus Tropfen, die aufgrund der Anströmung aus dem beheizten Bereich stromabwärts in den unbeheizten Bereich zurücklaufen und dort zu Eis erstarren.

Die aerodynamischen Kräfte der Strömung bewirken lokal verteilte Druckkräfte, die senkrecht auf das auf dem Flügelprofil akkumulierte Eis einwirken. Werden die maximalen Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und der Oberfläche des Flügelprofils aufgrund der aerodynamischen Krafteinwirkung überschritten, so wird ein Ablösen der Eisakkumulationen in den unbeheizten Bereichen initiiert. Die thermisch bedingte Aufspaltung der Eisakkumulation durch Verwendung des Heizdrahts ist eine grundlegende Voraussetzung für die aerodynamische Entfernung der Eisakkumulationen. In der schematischen Skizze in Abbildung 5.1 a) ist dargestellt, dass sich bei Verzicht auf den linienförmigen, bzw. den hier auf zweidimensionaler Ebene dargestellten punktuellen Wärmeeintrag im Bereich der Flügelvorderkante eine kontinuierliche Eiskappe bildet. Die aerodynamischen Kräfte würden die Eiskappe durch die Anströmung weiterhin formschlüssig gegen die Oberfläche des Flügelprofils anpressen und nicht zu deren Ablösen beitragen.

Abbildung 5.1 b) wiederum zeigt, dass die aerodynamischen Kräfte durch die thermisch bedingte Aufspaltung jeweils an der oberen und unteren Eisakkumulation angreifen und diese voneinander getrennt von der Flügeloberfläche ablösen.

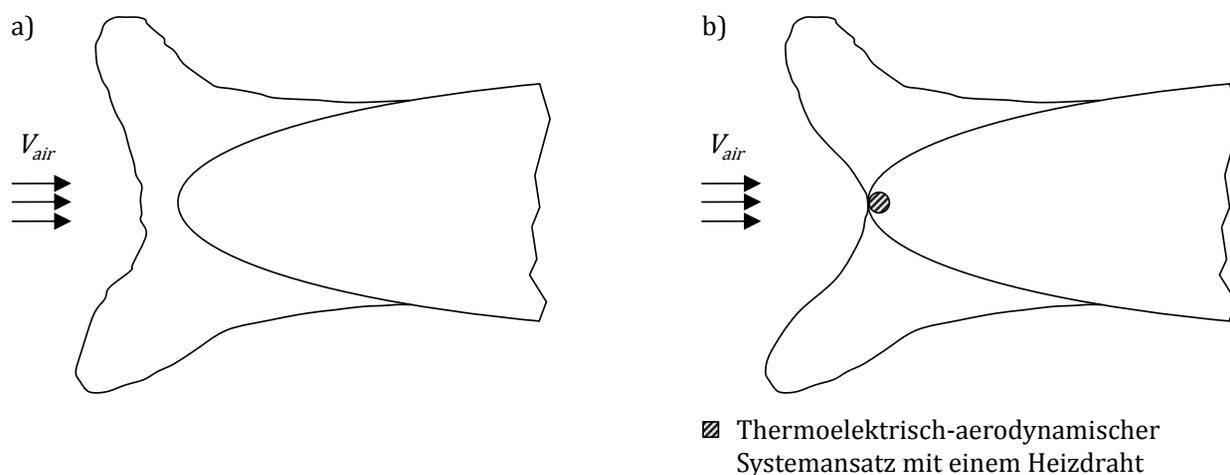


Abbildung 5.1 Schematische zweidimensionale Darstellung der **a)** kontinuierlichen Eiskappe an der Flügelvorderkante bei Verzicht auf ein thermisches Enteisungssystem und **b)** thermisch bedingtes Aufspalten der Eiskappe in eine obere und untere Eisakkumulation durch Verwendung eines Heizdrahts an der Stagnationslinie.

5.1 Experimentelle Eisentfernung

Die Enteisungsfähigkeit des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes wird im Windkanal im Hinblick auf die experimentell bestimmte Eisschichtdicke, h_{ice_exp} , untersucht, bei der ein Ablösen von der Oberfläche des Flügelprofils erfolgt [166]. Hierfür werden die Flügelprofile mit den integrierten Systemansätzen aus (3.5) verwendet, ohne jedoch die piezoelektrischen Aktoren des elektromechanischen Systemansatzes anzusteuern. Die Flügelprofile mit der glatten, eisphoben Oberfläche aus (3.4.1) bzw. mit der Referenzoberfläche aus (3.4.2) unterscheiden sich einzig in der Beschaffenheit der Oberfläche.

5.1.1 Versuchsdurchführung

Zur Durchführung der Versuche werden die Testbedingungen der Vereisungsfälle aus Tabelle 3.1 herangezogen. Die Eisakkumulation wird 5 s nach Aktivierung des Heizdrahts gestartet. Fortan werden die Flügelprofile bei simultanem Betrieb des Heizdrahts unter quasi-stationären Bedingungen des jeweiligen Vereisungsfalles mit einer Maximaldauer von bis zu zehn Minuten kontinuierlich vereist, bis ein Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche aufgrund der aerodynamischen Kräfte der Strömung induziert wird. Die Abbildung 5.2 zeigt exemplarisch die Akkumulationen von Klareis (Vereisungsfall 2 in Tabelle 3.1), die in den unbeheizten Bereichen auf der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils aufwachsen [166]. Der Bereich um die Stagnationslinie wird von dem im Nassfließmodus betriebenen Heizdraht eisfrei gehalten.

Der fallspezifische Leistungsbedarf des Heizdrahts ist in Tabelle 5.1 aufgeführt. Die Spannung wird von einem einstellbaren Labornetzgerät vom Typ *EA Elektro-Automatik EA-PS 8720-15* bereitgestellt. Aus den auf dem Netzgerät abgelesenen Werten der elektrischen Spannung, U , und der elektrischen Stromstärke, I , in Tabelle 5.1 berechnet sich der auf die 100 mm Spannweite des

Flügelprofils bezogene Leistungsbedarf, P_{span} , in der Einheit [kW/m span]. Die Werte von P_{span} liegen zwischen aufgerundet 0,1 kW/m span für die Klareis-Fälle 1 und 5 und 0,5 kW/m span für den Raueis-Fall 8.

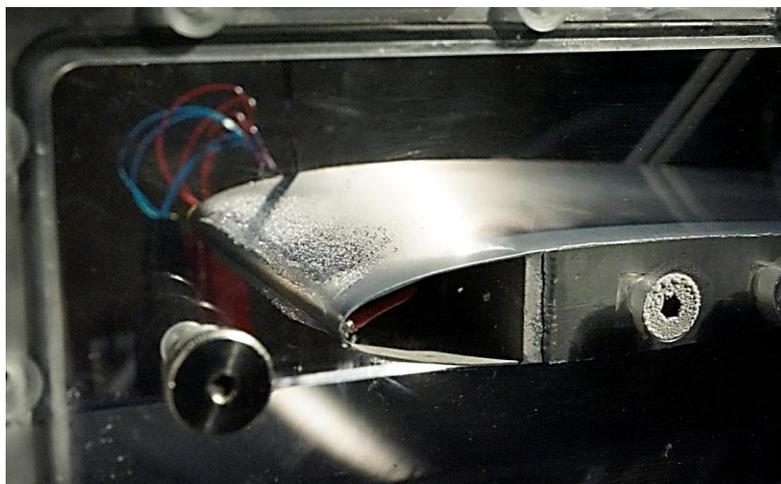


Abbildung 5.2 Eisakkumulation im Windkanal auf dem NACA 0012 Flügelprofil mit dem integrierten thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisungssystem und der glatten, eisgehobenen Oberfläche im Bereich der Vorderkante. Durch den im Nassfließmodus betriebenen Heizdraht wird das Eis in eine obere und untere Akkumulation aus Klareis aufgespalten.

Tabelle 5.1 Auf die Spannweite des Flügelprofils bezogener Leistungsbedarf des im Nassfließmodus betriebenen thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisungssystems.

Fall	Form der Eisakkumulation	Elektrische Spannung, U [V]	Elektrische Stromstärke, I [A]	Leistung pro Spannweite, P_{span} [kW/m span]
1	Klareis	6,6	0,8	0,1
2	Klareis	11,4	1,5	0,2
3	Mischeis	14,6	2,0	0,3
4	Raueis	16,0	2,2	0,4
5	Klareis	6,5	0,8	0,1
6	Klareis	12,9	1,8	0,2
7	Mischeis	16,0	2,2	0,4
8	Raueis	17,9	2,6	0,5

Die Bestimmung von h_{ice_exp} während des Aufwachsens sowie zu dem Zeitpunkt unmittelbar vor dem Ablösen von der Profiloberfläche erfolgt mit der Laser-Scanner-Messmethode aus (3.9). Die Messaufzeichnung wird unmittelbar nach Aktivierung des Heizdrahts gestartet. Bei Eisakkumulationen mit Schichtdicken > 15 mm wird die Aufzeichnung abgebrochen. Der Grund hierfür liegt in der Ungenauigkeit der Messmethode bei der Detektion der Streuung des Laserstrahls durch Eisakkumulationen in diesem Größenbereich [166].

Während des Eiswachstums wird mit der Laser-Scanner-Methode an 21 definierten Messstationen auf der Oberseite des Profils die jeweilige Streuung des Laserstrahls bedingt durch das Eis mit einer Aufzeichnungsrate von aufgerundet 3,4 Aufnahmen pro Sekunde detektiert. Die Messstationen liegen im Flugkoordinatensystem in der x-z-Ebene an der mittigen Position bei 50 mm der Spannweite des Flügelprofils. Zur Veranschaulichung der Positionierung der einzelnen Messstationen auf der Oberfläche des Flügelprofils sind in Abbildung 5.3 die Stationen 1, 2, 3, 16, 17, 18 und 21, dargestellt. Station 1 ist der erste Messpunkt, der entlang der Oberflächenabwicklung des Flügelprofils - in Strömungsrichtung gemessen - 5 mm von dem Stagnationspunkt entfernt ist. Der Abstand zwischen den ersten 15 Messstationen beträgt jeweils 1 mm. Die Messstationen nach 20 mm entlang der in Strömungsrichtung abgewickelten Oberfläche haben untereinander einen jeweiligen Abstand von 2 mm, um den gesamten von Vereisung betroffenen Bereich auf der Profiloberfläche in Richtung der Strömung zu erfassen.

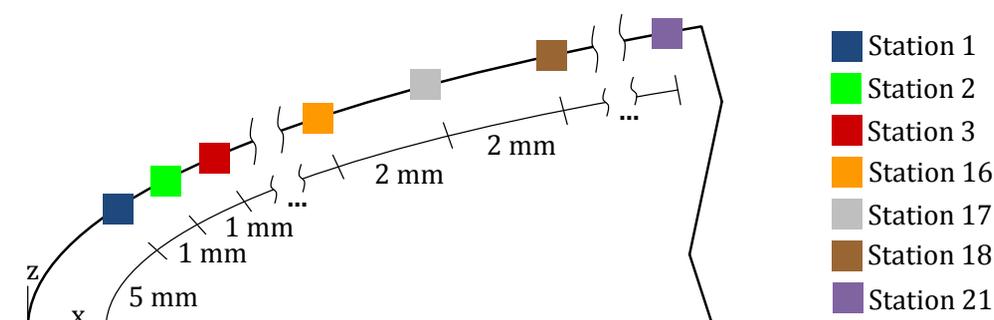


Abbildung 5.3 Positionierung der Messstationen auf der Profiloberfläche zur Detektion der Streuung des Laserstrahls bedingt durch das akkumulierte Eis [166]. Die schematisch angedeutete Vorderkante des Flügelprofils ist im unvereisten Zustand dargestellt.

5.1.2 Ergebnisse

Die Ergebnisse der Messungen von h_{ice_exp} werden anhand von Vereisungsfall 2 mit $V_{air} = 90$ m/s und $T_{tot} = -5$ °C veranschaulicht [166]. Abbildung 5.4 zeigt die exemplarischen Zeitverläufe der mit der Laser-Scanner-Messmethode bestimmten Werte von h_{ice_exp} während des Eiswachstums auf dem Flügelprofil mit der glatten, eisphoben Oberfläche. Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden von den insgesamt 21 Messpunkten auf der Oberfläche des Flügelprofils nur die Zeitverläufe des Eiswachstums an den sechs ausgewählten Stationen 1, 3, 6, 11, 16 und 21 dargestellt. In den stromabwärts gelegenen Bereichen, wie beispielsweise bei den dargestellten Stationen 16 und 21, liegt nur noch eine sehr dünne Eisschicht vor, bzw. liegen die Werte unterhalb der mit dem Laser-Scanner-Methode verlässlich detektierbaren Werte. Der schlagartige Abfall der Eisaufwuchskurven an den Stationen 1, 3, 6 und 11, der bei der Aufzeichnungsnummer von etwa 752 auftritt, weist auf das Ablösen der oberen Eisakkumulation von der Flügeloberfläche bedingt durch die aerodynamischen Kräfte hin. Der Wert von h_{ice_exp} unmittelbar vor dem Ablösen ist mit der roten Kurve von Station 3 mit einem Wert von 5,92 mm dargestellt.

Für Vereisungsfall 3 beträgt h_{ice_exp} vor dem Ablösen von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils 5,24 mm. Die Werte von h_{ice_exp} der Vereisungsfälle 6, 7 und 8 betragen 6,79 mm, 6,73 mm und 6,37 mm. Für die Klareisschichten der Fälle 1 und 5, die unter den wärmsten aller Vereisungsbedingungen bei Werten von $T_{tot} = -1$ °C akkumuliert wurden, konnten keine verlässlichen Werte ermittelt werden. Die aufgezeichneten Werte liegen im Bereich zwischen

12 mm und 14 mm, sind jedoch aufgrund der Ungenauigkeit der detektierten Werte, bedingt durch die Streuung des Laserstrahls bei Eisschichten in diesem Größenbereich, wenig aussagekräftig. Eine Erklärung für das zeitlich verspätete Ablöseverhalten der Eisakkumulationen der Fälle 1 und 5 von der glatten, eisphoben Oberfläche im Vergleich zu den anderen Vereisungsfällen ist der Wert der Eisadhäsion, der bei den warmen Klareisbedingungen am größten ist (siehe Tabelle 4.3). Die Ergebnisse von Vereisungsfall 4 erlauben kein finales Fazit, da die Streuung der Messwerte zu groß ist, die mit dem Laser-Scanner detektiert wurden.

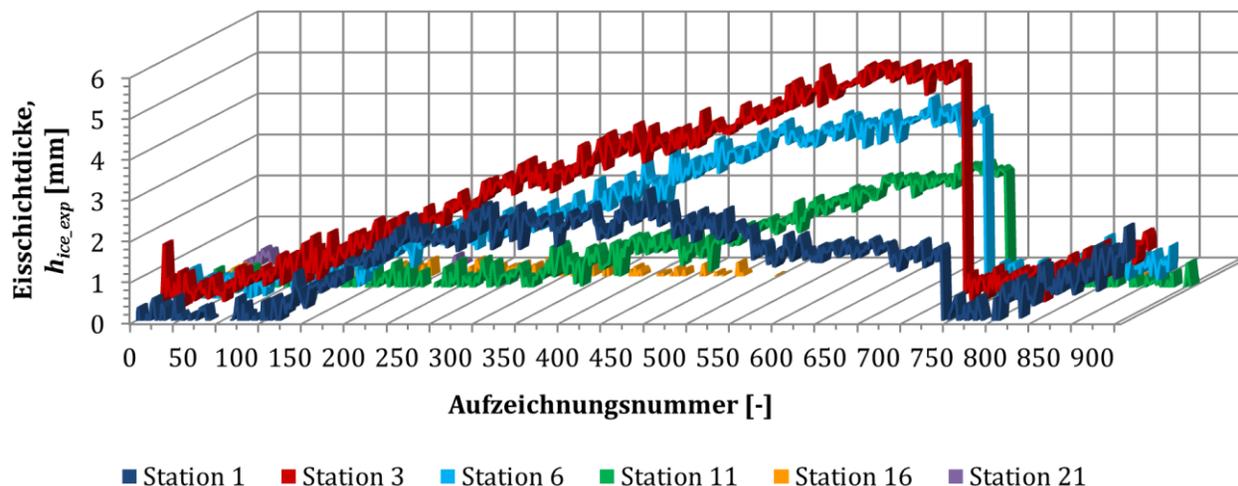


Abbildung 5.4 Zeitverlauf der Messungen der Eisschichtdicke, h_{ice_exp} , von Fall 2 ($V_{air} = 90$ m/s und $T_{tot} = -5$ °C) im unbeheizten Bereich auf der Oberseite des Flügelprofils. Die Detektion des Eiswachstums, bzw. des Ablösens, das bei der Aufzeichnungsnummer von etwa 752 auftritt, erfolgt an insgesamt 21 Messstationen, wovon exemplarisch die Stationen 1, 3, 6, 11, 16 und 21 dargestellt sind [166].

Die Untersuchungen des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes bei Verwendung des Flügelprofils mit der Referenzoberfläche aus (3.4.2) zeigen, dass ein aerodynamisch induziertes Ablösen der Eisakkumulationen im betrachteten Messbereich des Laser-Scanner-Systems ($h_{ice_exp} \leq 15$ mm) nicht möglich ist. Dies ist vor allem auf die mechanische Verankerung zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche (2.2.1.2) zurückzuführen. Aufgrund der Rauigkeit der Flügeloberfläche im mikroskopischen Bereich (3.4.2) dringen die im Bereich der Vorderkante auftreffenden und in Strömungsrichtung zurücklaufenden Wassertropfen in die Fehlstellen und Poren auf der Oberfläche des Flügelprofils ein und verankern sich in diesen nach der Erstarrung zu Eis. Auch durch die Beschichtung der Profiloberfläche mit dem Korrosionsschutzlack können die Oberflächendefekte nicht ausreichend eingeebnet werden, um den Effekt der mechanischen Verankerung zu reduzieren. In weiteren Windkanalversuchen hat sich gezeigt, dass Eisakkumulationen mit Schichtdicken > 25 mm letztlich von der hydrophilen Oberfläche des Flügelprofils durch die aerodynamischen Kräfte entfernt werden können.

Neben der mechanischen Verankerung verstärken die hydrophilen Eigenschaften des Korrosionsschutzlacks die Eisadhäsion auf der Referenzoberfläche. Die dem Kontaktwinkel-Messstand aus (3.2) bestimmten Werte von θ_{adv} und θ_{rec} betragen $78,7 \pm 2,0$ ° bzw. $63,4 \pm 4,8$ °. Somit kann die Referenzoberfläche nach Abbildung 2.4 in (2.2.2.1) als hydrophil bezeichnet werden.

5.2 Numerisches Simulationsmodell

In dem numerischen Modell wird die Enteisungsfähigkeit des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes in Kombination mit der glatten, eisphoben Oberfläche simuliert. Hierfür wird eine zweidimensionale numerische Simulationsstrategie entwickelt, die aus drei aufeinander aufbauenden Schritten besteht:

(1) Mit der Software *LEWICE2D* wird die Verhinderung von Eisakkumulationen im Bereich um den Stagnationspunkt durch einen Heizdraht und die durch Rücklaufeis entstehenden Eisakkumulationen in den stromabwärts gelegenen unbeheizten Bereichen auf der Flügeloberfläche simuliert (Abbildung 5.5 a).

(2) Die Software *Loci/CHEM* wird verwendet, um die aerodynamischen Kräfte, F , und Momente, M , der Strömung zu simulieren, die an den mit *LEWICE2D* modellierten oberen und unteren Eisakkumulationen angreifen (Abbildung 5.5 b).

(3) Mit der Software *Abaqus* werden Finite-Elemente-Methoden, *FEM*, angewandt, um das Ablöseverhalten der Eisakkumulationen von der Oberfläche des Flügelprofils vorausszusagen. Dabei werden mit der *FEM* die Schubspannungen, τ_{int_FEM} , in der Kontaktfläche zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche numerisch simuliert, die durch die mit *Loci/CHEM* simulierten aerodynamischen Größen F und M erzeugt werden (Abbildung 5.5 b).

Die Simulationen mit *LEWICE2D* und *Loci/CHEM* in (5.2.1) bzw. (5.2.2) sowie in (7.2.1) sind von Professor David Thompson im Rahmen eines Kooperationsprojekts mit der Mississippi State University in den USA berechnet worden. Die *FEM*-Simulationen mit *Abaqus* in (5.2.3) bzw. (7.2.2) stammen aus den Arbeiten von Strobl et al. [166,202,203]. Die Vernetzung des Flügelprofils und der Eisakkumulationen für die *FEM*-Simulationen ist bei der ApWorks GmbH in Ottobrunn von Marinus Tuschter mit der Simulationssoftware *Altair HyperWorks* erstellt worden.

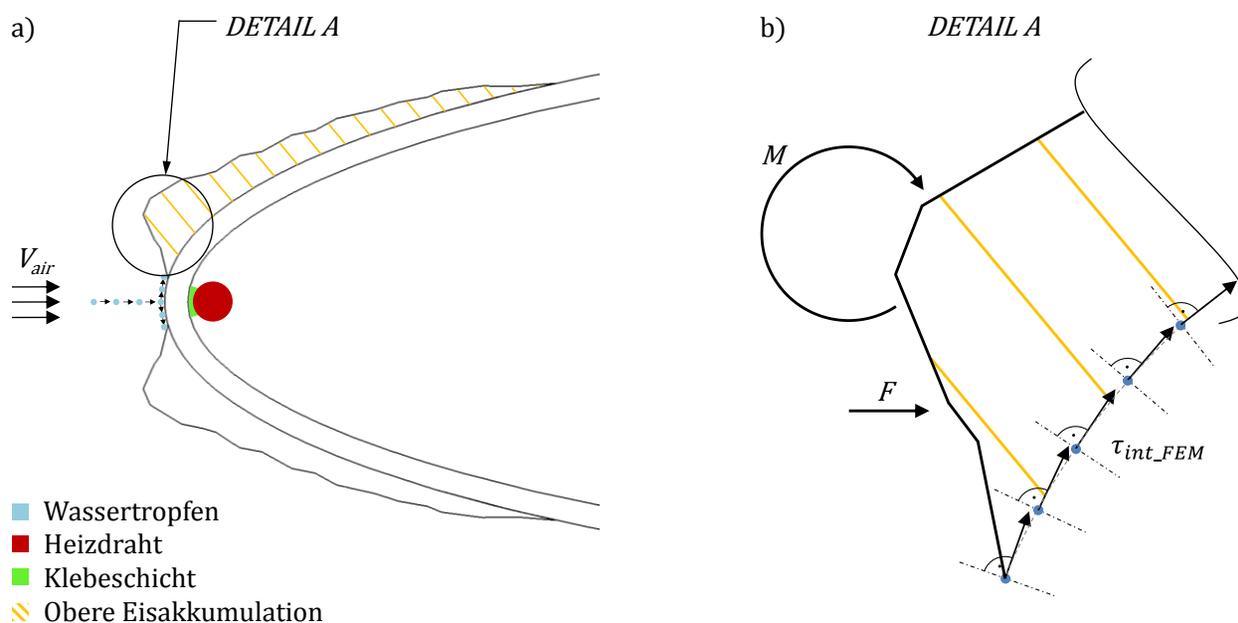


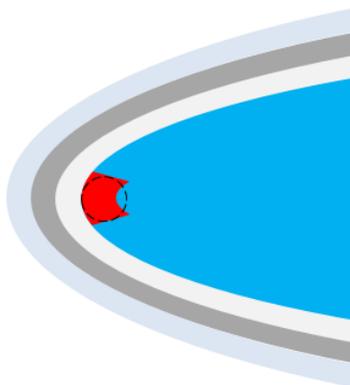
Abbildung 5.5 Schematische Darstellung der Simulation der thermoelektrisch-aerodynamischen Enteisung durch **a)** punktuell am Stagnationspunkt eingebrachte Wärme anhand eines Heizdrahts und **b)** Detaildarstellung der oberen Eisakkumulation mit dem aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Moment, M , sowie der Kraft, F , und den in der Kontaktfläche zwischen Eis und Flügeloberfläche numerisch simulierten Schubspannungen, τ_{int_FEM} .

5.2.1 Simulation des Wachstums der Eisakkumulationen

Die Simulation des Wachstums der Eisakkumulationen unter dem Einfluss des Heizdrahts ist im Detail in der Studie von Strobl et al. beschrieben [202]. Simultan zum Start des Vereisungsvorgangs erfolgt eine konstante Dissipation von Wärme durch den Heizdraht. Anhand der in der Software *LEWICE2D* verfügbaren zweidimensionalen transienten Simulationsoption wird ein Zeitverlauf der aufwachsenden Eisakkumulationen erstellt [186].

Das thermische Simulationsmodell ist in Abbildung 5.6 a) dargestellt. Für die Simulation der Wärmeleitung in *LEWICE2D* muss eine Transformation des gekrümmten Flügelprofils und des darin verklebten Heizdrahts in einen rechteckigen, flachen Bereich erfolgen [186]. Abbildung 5.6 b) zeigt den schematischen Aufbau der einzelnen Lagen des Simulationsmodells. Das Flügelprofil wird als 0,5 mm dickes Aluminiumblech abgewickelt. Der Heizdraht (in Rot in den Abbildungen 5.6 a) und b) wird als quadratisches Flächenelement approximiert. Dabei entspricht die rechteckige Querschnittsfläche der original kreisrunden Fläche des Heizdrahts, dessen Umriss anhand der unterbrochenen schwarzen Linien in Abbildung 5.6 a) schematisch dargestellt ist.

a)



b)

Abgewickelte Länge [mm]								Dicke der Einzellege [mm]
145,3 (20 Knoten)	25,0 (25 Knoten)	11,4 (35 Knoten)	0,9 (15 Knoten)	11,4 (35 Knoten)	25,0 (25 Knoten)	145,3 (20 Knoten)		
Eis							2,5 (61 Knoten)	
Aluminium							0,5 (21 Knoten)	
Klebeschicht							0,2 (8 Knoten)	
Heizdraht							1,2 (45 Knoten)	
Luft							5 (60 Knoten)	

Abbildung 5.6 a) Thermisches *LEWICE2D* Simulationsmodell der Enteisung und b) Definition der in dem Simulationsmodell verwendeten Einzellegen [166]. Die horizontal aufgetragenen Werte zeigen die abgewickelte Länge in [mm] entlang des gekrümmten Flügelprofils mit der Anzahl der für die jeweilige Einzellege verwendeten Knoten. Die Dicke der Einzellegen in [mm] mit der jeweiligen Knotenzahl ist vertikal aufgetragen.

Die Verklebung zwischen dem Heizdraht und dem Flügelprofil ist als idealer Kontakt mit 0,2 mm Klebeschichtdicke definiert. Es wird angenommen, dass die gesamte erzeugte Wärme in das Flügelprofil eingespeist wird. Wärmeverluste durch die Verklebung und Isolationseffekte werden im Simulationsmodell nicht berücksichtigt. Die Wärmestrahlung des Heizdrahts in den mit stagnierender Luft gefüllten Innenbereich des Flügelprofils wird ebenfalls vernachlässigt. Die Temperatur der intern stagnierenden Luft wird während der gesamten Simulation mit der Außentemperatur des jeweils vorliegenden Vereisungsfalls gleichgesetzt. Für die während den Simulationen aufwachsenden Eisakkumulationen ist in *LEWICE2D* eine Initialisierung der Eisschichtdicke anhand eines frei wählbaren Werts erforderlich. Exemplarisch wird die Eisschichtdicke im Simulationsmodell mit 2,5 mm angenommen. Die in den späteren Simulationen aufwachsenden Eisakkumulationen liegen in einem vergleichbaren Bereich wie der gewählte Wert (Abbildungen 5.7 und 5.8), wodurch die Präzision der Simulationen optimiert wird.

Die Wärmeabgabe durch den Heizdraht zur Verhinderung des Eisansatzes wird in den Simulationen mit dem Wert der Wärmedichte, q , berücksichtigt. Die Auswahl von q wird exemplarisch für Vereisungsfall 2 erklärt. Mit dem in den Experimenten ermittelten spannweiten Leistungsbedarf von 17,1 W (Tabelle 5.1) und der Kontaktfläche zwischen Heizdraht und Flügelprofil von 85,5 mm ergibt sich für q ein Wert von 200 kW/m^2 . Der Wert der Kontaktfläche berechnet sich aus der abgewickelten Länge des Heizdrahts mit 0,9 mm (Abbildung 5.6) und der Länge des Heizdrahts in Richtung der Spannweite des Flügelprofils mit 95 mm aus (3.5).

Abbildung 5.7 veranschaulicht die mit *LEWICE2D* simulierte dimensionslose Eisakkumulation, die nach der maximalen Vereisungszeit, t_{ice} , von 120 s auf dem oberen Teil des Flügelprofils mit $q = 200 \text{ kW/m}^2$ aufgewachsen ist. Die gepunktete Linie in Abbildung 5.7 zeigt die unter identischen Bedingungen experimentell aufgewachsene Eisakkumulation nach $t_{ice} = 128 \text{ s}$. Eine exakte Detektion der Eisakkumulation zum Zeitpunkt $t_{ice} = 120 \text{ s}$ ist mit der Laser-Scanner-Messmethode nicht möglich. Der Grund hierfür liegt an der vom System automatisch durchgeführten Erfassung der Messpunkte und dem erforderlichen zeitlichen Abstand zwischen zwei Messpunkten. Der Vergleich der experimentell und numerisch aufgewachsenen Eisakkumulationen in Abbildung 5.7 zeigt jedoch, dass die Simulation das Eiswachstum in der Nähe des Stagnationspunkts deutlich überschätzt. Aus diesem Grund wird der Wert von q mit einer Schrittweite von jeweils 25 kW/m^2 iterativ erhöht. Die Eisakkumulationen nach $t_{ice} = 120 \text{ s}$ für die unterschiedlichen Werte von q (200, 225, 250, 275, 300 und 325 kW/m^2) sind ebenfalls in Abbildung 5.7 dargestellt. Bei den simulierten Eisakkumulationen mit $q = 200 \text{ kW/m}^2$, 225 kW/m^2 und 300 kW/m^2 ist erkennbar, dass diese drei Eisakkumulationen zur Bildung eines sogenannten „Eishorns“ entgegen der Strömungsrichtung neigen, dies bei der experimentell aufgewachsenen Eisakkumulation jedoch nicht der Fall ist. Bei der simulierten Eisakkumulation mit $q = 325 \text{ kW/m}^2$ ist der Eisansatz zu weit stromabwärts auf der Profiloberfläche verschoben. Für die simulierten Eisakkumulationen mit $q = 250 \text{ kW/m}^2$ und 275 kW/m^2 ist nur ein minimaler Unterschied festzustellen. Die Auswahl von $q = 275 \text{ kW/m}^2$ für die Simulation des Zeitverlaufs von Vereisungsfall 2 wird mit der qualitativ besten Wiedergabe der Kontur der experimentell aufgewachsenen Eisakkumulation begründet, da auch bei $q = 250 \text{ kW/m}^2$ die Bildung eines Eishorns, jedoch in stark abgeschwächter Form, erkennbar ist.

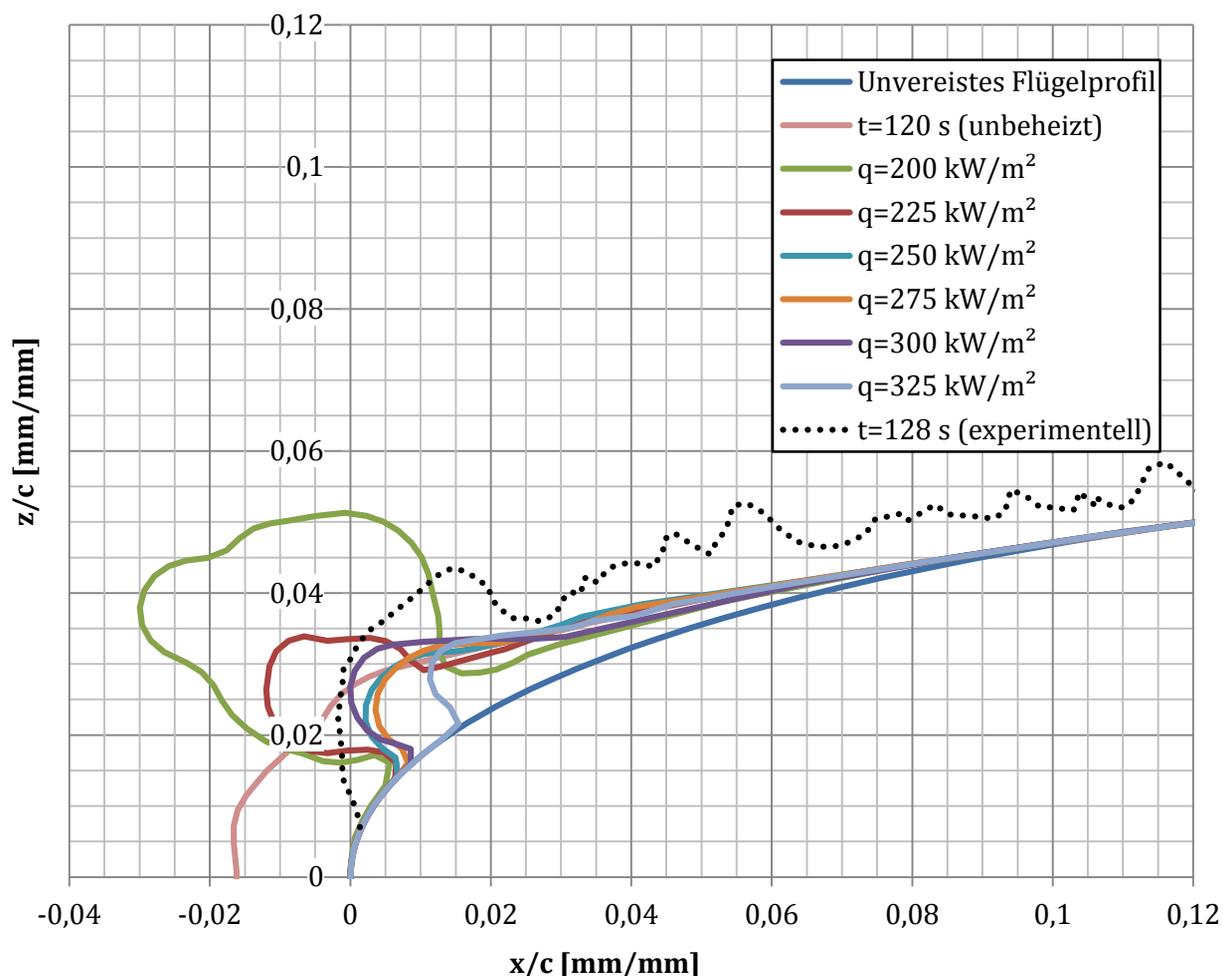


Abbildung 5.7 Simulation der Eisakkumulationen für Vereisungsfall 2 nach 120 s Vereisungszeit, t_{ice} , in Abhängigkeit der Wärmedichte, q . Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Die erforderliche Wärmedichte, q , des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts ist in der Einheit kW/m^2 angegeben. Als Referenz ist die Eisakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 120 s dargestellt sowie eine exemplarische, experimentell aufgewachsene Eisakkumulation nach 128 s.

Der zeitliche Verlauf des Wachstums der Eisakkumulationen unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts wird für t_{ice} nach 30 s, 60 s, 90 s und 120 s simuliert. Abbildung 5.8 zeigt den Zeitverlauf der dimensionslosen Eisakkumulationen von Vereisungsfall 2 mit $q = 275 \text{ kW/m}^2$. Zur Veranschaulichung ist in der Abbildung auch die Eisakkumulation gezeigt, die auf der unbeheizten Oberfläche des Flügelprofils aufwächst.

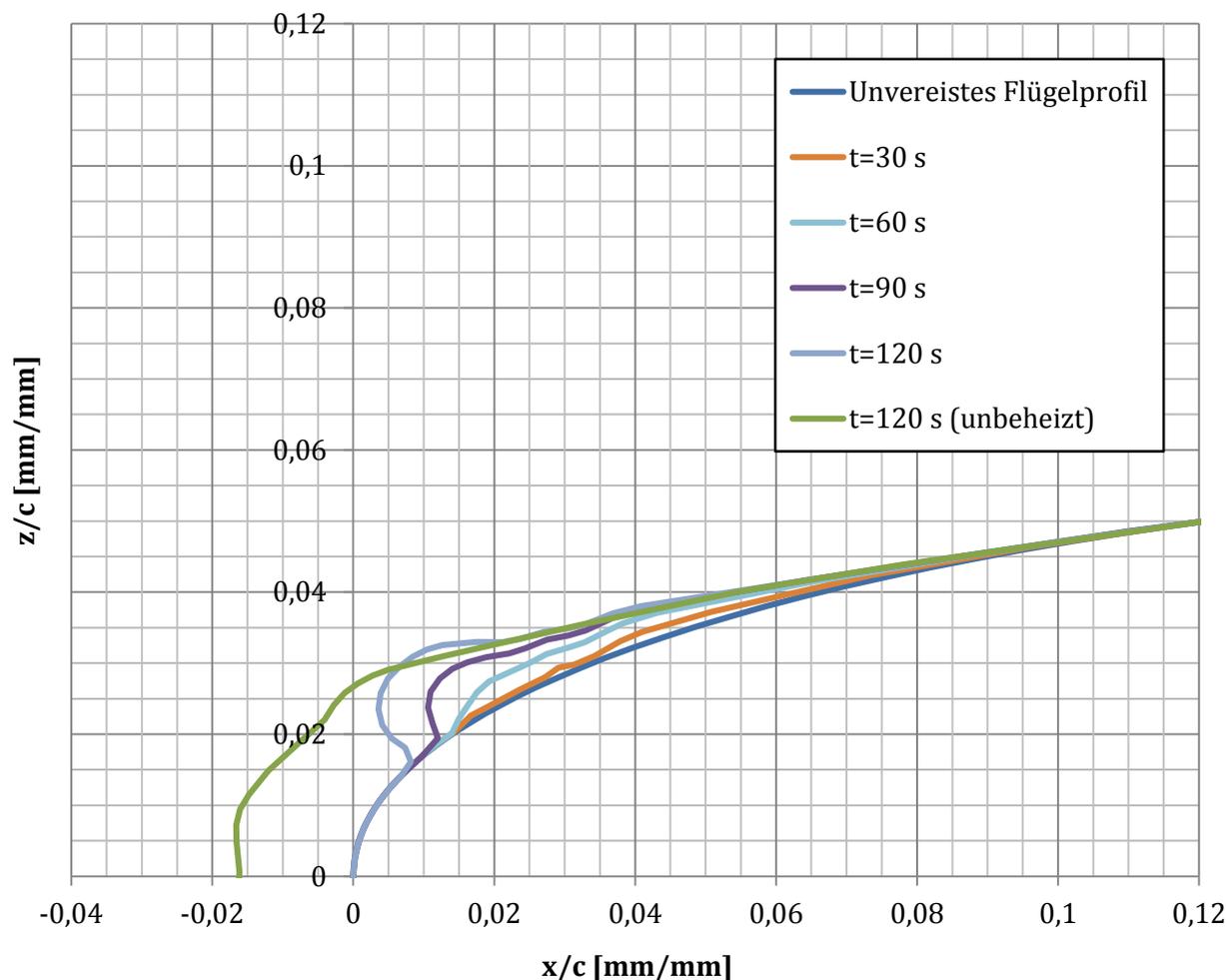


Abbildung 5.8 Zeitverlauf des simulierten Wachstums der Eissakkumulationen von Vereisungsfall 2 unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts mit einer Wärmedichte von $q = 275 \text{ kW/m}^2$. Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Als Referenz ist die Eissakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 120 s dargestellt.

5.2.2 CFD-Simulation der aerodynamischen Kräfte der Strömung

Die numerischen Strömungssimulationen mit dem *CFD* Code *Loci/CHEM* werden wie in (5.2.1) anhand von Vereisungsfall 2 mit $q = 275 \text{ kW/m}^2$ exemplarisch veranschaulicht. In Tabelle 5.2 sind die dimensionslosen Koeffizienten der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Kräfte, C_x und C_z , und des Moments, C_m , um die y -Achse für den zeitlichen Verlauf der Vereisung nach 30 s, 60 s, 90 s und 120 s aufgeführt. Die Koeffizienten werden durch Integration der Druck- und Schubspannungsverteilung entlang der Konturen der in Abbildung 5.8 dargestellten oberen Eissakkumulation berechnet zu:

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_{air} V_{air}^2 A} \quad [5.1]$$

$$C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho_{air} V_{air}^2 A} \quad [5.2]$$

$$C_m = \frac{M_y}{\frac{1}{2} \rho_{air} V_{air}^2 A c} \quad [5.3]$$

wobei F_x und F_z die Kraftkomponenten in x- und z- Richtung darstellen und M_y das Moment um die y-Achse, dessen Bezugspunkt die Vorderkante des unvereisten Flügelprofils ist. Die Definition der x-, y- und z-Achse stimmt mit der Achsdefinition des Flugkoordinatensystems überein. Die Variablen ρ_{air} und V_{air} sind die Dichte bzw. die Geschwindigkeit der strömenden Luft. A ist die projizierte Flügelfläche und c ist die Sehnenlänge des Flügelprofils.

Mit zunehmender Dauer der Vereisung steigt die aerodynamische Kraft auf die jeweilige Eisakkumulation (Tabelle 5.2). Dabei ist die Resultierende in allen Fällen eine Kraft, die in der vertikalen Richtung nach unten und somit hin zu dem Flügelprofil und in der Horizontalen in Strömungsrichtung orientiert ist.

Tabelle 5.2 Dimensionslose Koeffizienten der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Kräfte, C_x und C_z , und dem Moment, C_m , um die y-Achse als Funktion der Vereisungszeit, t_{ice} , für Vereisungsfall 2. Die Definition der x-, y- und z-Achse ist identisch zur Achsdefinition im Flugkoordinatensystem.

t_{ice}	C_x	C_z	C_m
30 s	0,64	-2,05	-0,15
60 s	0,67	-2,28	-0,18
90 s	0,65	-2,25	-0,25
120 s	0,69	-2,24	-0,22

5.2.3 FEM-Analyse der Eisentfernung

In den *FEM*-Analysen mit der Software *Abaqus* werden die in (5.2.2) simulierten aerodynamischen Kräfte der Strömung entlang der Konturen der Eisakkumulationen aufgebracht [192]. Unterstützend fließt die adhäsionsreduzierende Wirkung der glatten, eisphoben Oberflächen ein.

In Abbildung 5.9 a) ist das zweidimensionale *FEM*-Modell mit der Eisakkumulation auf der Oberseite des Flügelprofils nach 120 s Vereisungszeit für Fall 2 dargestellt. Aufgrund der Symmetrie bezüglich der x-y-Ebene wird in der Abbildung auf die Darstellung der unteren Profilhälfte verzichtet. Das verwendete *NACA 0012* Flügelprofil ist 5 mm nach dem vorderen

Hohlbereich abgeschnitten, wobei die hintere Schnittkante als fest eingespannt angenommen wird. Für die Vernetzung des vorderen Flügelsegments und der Eisakkumulation werden dreiknotige, dreieckige Schalenelemente (S3) verwendet [192].

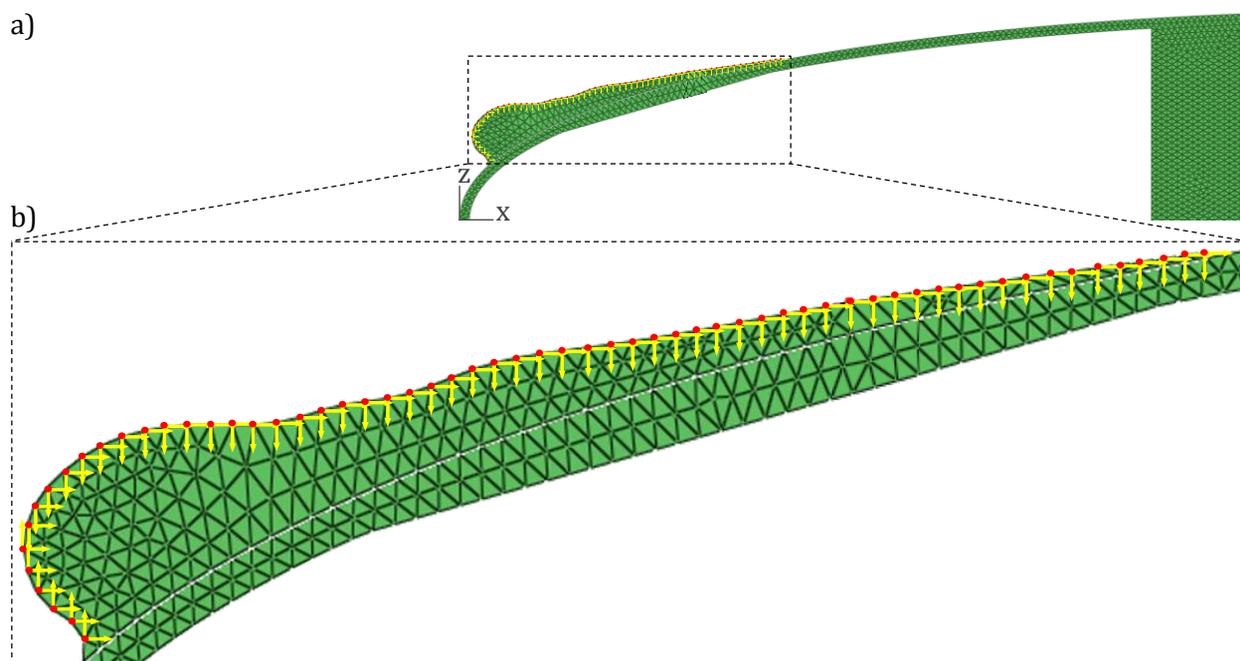


Abbildung 5.9 **a)** Zweidimensionales *Abaqus* Modell der zur x-y-Ebene symmetrischen Oberseite des vorderen Flügelsegments mit der oberen Eisakkumulation nach 120 s Vereisungszeit für Fall 2. Die Detaildarstellung **b)** zeigt die auf die Eisakkumulation einwirkenden aerodynamischen Kräfte der Strömung anhand einer Streckenlast mit den an den jeweiligen Knoten auf der Eisoberfläche angreifenden Komponenten in x- und z- Richtung (gelbe Pfeile) [166].

Die aus den *CFD*-Simulationen extrahierten aerodynamischen Kräfte werden in *Abaqus* anhand von Streckenlasten modelliert, die entlang der Kontur der oberen Eisakkumulation angreifen [166]. Durch Interpolation der an den Oberflächenknoten anliegenden Einzelwerte der Druckverteilung an den Mittelpunkt der angrenzenden Oberflächenelemente werden Einzelkräfte berechnet, die auf die jeweiligen Oberflächenelemente mit Komponenten in x- und z- Richtung einwirken. Jede Einzelkraft wird dann wiederum mit ihrem halben Wert auf die beiden benachbarten Knoten übertragen. Die Zuweisung der Kraftkomponenten in x- und z- Richtung zu den jeweiligen Knoten erfolgt unter Verwendung eines in der Programmiersprache *Python* erstellen Skripts. Die Aufbringung der Streckenlast auf die obere Eisschicht wird in der Detaildarstellung in Abbildung 5.9 b) anhand der an den Oberflächenknoten angreifenden gelben Pfeile veranschaulicht, welche die Einzelkräfte in horizontaler und vertikaler Richtung repräsentieren.

In der Kontaktfläche zwischen der Eisakkumulation und dem Flügelprofil wird eine adhäsive Verbindung angenommen. Diese wird im Interaktionsmodul anhand der Option „Kontakt der Oberflächen“ (in *Abaqus* auf engl. „Surface-to-surface contact (Standard)“) modelliert. Über die Schaltfläche „Interaktionseigenschaft“ (in *Abaqus* auf engl. „Interaction Property“) wird für die Kontaktbedingung in der Kontaktfläche das oberflächenbasierte kohäsive Verhalten definiert sowie das Versagen der adhäsiven Verbindung basierend auf dem Kriterium der maximalen nominellen Spannung. In Übereinstimmung mit (2.2.2.3) und (2.2.3.1) wird in den *FEM*-Analysen angenommen,

dass der Beitrag von Normalspannungen zu dem adhäsiven Versagen in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche vernachlässigbar klein ist. Analog zur Studie von Strobl et al. [202] erfolgt ein Ablösen der Eisakkumulation von der Oberfläche des Flügelprofils, wenn folgende Bedingung erfüllt ist:

$$\tau_{int_FEM} \geq \tau_{int_emp} \quad [5.4]$$

wobei τ_{int_FEM} die mit *Abaqus* numerisch simulierten Schubspannungen sind, die in der Kontaktfläche zwischen der Eisakkumulation und der Oberfläche des Flügelprofils durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung erzeugt werden (siehe Abbildung 5.5). Das Versagenskriterium der maximalen nominellen Spannung wird in Gleichung [5.4] mit dem Wert der Eisadhäsion, τ_{int_emp} , wiedergegeben, der für die glatte, eisphobe Oberfläche des Flügelprofils mit dem empirischen Vorhersagemodell nach Gleichung [4.3] berechnet wird. Überschreitet τ_{int_FEM} den Wert von τ_{int_emp} , so wird nach Gleichung [5.4] ein Ablösen der Eisakkumulation von der Oberfläche des Flügelprofils initiiert.

In Tabelle 5.3 sind die Werte von τ_{int_emp} für die acht Vereisungsfälle aus Tabelle (3.1) in Abhängigkeit von V_{air} und T_{surf} dargestellt. Die Vereisungsfälle 3 und 7 mit $T_{surf} = -10$ °C und die Fälle 4 und 8 mit $T_{surf} = -15$ °C liegen außerhalb des Gültigkeitsbereichs des empirischen Vorhersagemodells mit Werten von T_{surf} zwischen 0 °C und -6 °C (4.4). Aus der Literatur ist bekannt, dass mit zunehmend tieferen Temperaturen T_{surf} auch die Eisadhäsion abnimmt [164]. Somit wird für das in *Abaqus* definierte Versagenskriterium eine konservative Annahme getroffen, wenn für die Werte von τ_{int_emp} in den Temperaturbereichen kleiner als -6 °C die Werte von $\tau_{int_emp} = -6$ °C verwendet werden.

Tabelle 5.3 Mit dem empirischen Vorhersagemodell bestimmter Wert der Eisadhäsion, τ_{int_emp} [MPa], der für ein Ablösen des Eises von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils erforderlich ist. Die Berechnung der Werte erfolgt nach Gleichung [4.3] als Funktion von T_{surf} und V_{air} .

T_{surf} [°C] \ V_{air} [m/s]	-1	-5	-10	-15
	(Fall 1 & 5)	(Fall 2 & 6)	(Fall 3 & 7)	(Fall 4 & 8)
	τ_{int_emp} [MPa]			
90	0,021	0,011	0,009	0,009
120	0,022	0,012	0,010	0,009

Für jeden der acht Vereisungsfälle werden voneinander unabhängige *FEM*-Enteisungssimulationen nach 30 s, 60 s, 90 s und 120 s durchgeführt, um das Ablöseverhalten in Abhängigkeit von der Vereisungszeit, t_{ice} , sowie von der numerisch simulierten Eisschichtdicke, h_{ice_num} , auf der Flügeloberfläche zu charakterisieren. Für die Fälle 1, 2 und 5 werden aufgrund der unzureichenden Enteisungsfähigkeit basierend auf den aerodynamischen Kräften nach $t_{ice} = 120$ s zusätzliche Simulationen mit Werten von $t_{ice} = 150$ s (Fall 2) bzw. 240 s (Fälle 1 und 5) durchgeführt. Aus den Ergebnissen geht hervor, dass die aerodynamischen Kräfte der in den *FEM*-Analysen untersuchten Strömungsgeschwindigkeiten mit 90 und 120 m/s in der Lage sind das Ablösen der Eisakkumulationen in den unbeheizten Bereichen auf der Oberfläche des Flügelprofils zu initiieren. Bei sehr dünnen Eisschichten nach 30 s und 60 s (Tabelle 5.4) wird durch die aerodynamischen Kräfte der Wert von τ_{int_emp} jedoch nicht überschritten und das Eis somit auch nicht von der Oberfläche abgelöst. Das Ablösen von Eis von der Oberfläche eines Flügelprofils ist abhängig von h_{ice_num} : je dicker h_{ice_num} ist, desto größer sind die wirkenden aerodynamischen Kräfte und umso größer ist die Wahrscheinlichkeit, dass sich die Eisschicht von der Oberfläche löst.

In Tabelle 5.4 sind die Werte von h_{ice_num} für Vereisungsfall 1 bis 8 in Abhängigkeit der Vereisungszeit, t_{ice} , nach 30, 60, 90 und 120 s dargestellt. Mit sinkender Oberflächentemperatur nimmt h_{ice_num} zu und für die Vereisungsfälle mit $V_{air} = 120$ m/s wächst mehr Eis in den unbeheizten Bereichen auf der Flügeloberfläche auf als für die Fälle mit $V_{air} = 90$ m/s. Die nachfolgend beschriebenen *FEM*-Analysen erklären das simulierte Ablöseverhalten von Eis exemplarisch anhand der Eisakkumulationen aus Vereisungsfall 2 nach 30, 60, 90 und 120 s sowie zusätzlich nach 150 s Vereisungszeit. Hier wird $t_{ice} = 150$ s ausnahmsweise betrachtet, da bei dem Maximalwert $t_{ice} = 120$ s noch kein aerodynamisch induziertes Ablösen der Eisschicht von der Flügeloberfläche stattfindet.

Tabelle 5.4 Numerisch simulierte Eisschichtdicke, h_{ice_num} , der Vereisungsfälle 1 bis 8 als Funktion der Vereisungszeit, t_{ice} , nach 30, 60, 90 und 120 s.

Fall \ t_{ice}	t_{30}	t_{60}	t_{90}	t_{120}
	h_{ice_num} [mm]			
1	0,34	0,81	1,28	1,69
2	0,30	0,67	1,39	2,17
3	0,36	0,85	4,42	6,16
4	0,41	1,73	4,51	5,55
5	0,77	1,36	2,12	2,87
6	0,77	1,85	2,44	3,28
7	0,88	1,91	2,46	3,18
8	1,26	1,94	3,29	4,75

Exemplarisch zeigen die Abbildungen 5.10 und 5.11 den Zeitverlauf der in *Abaqus* simulierten Enteisung für Fall 2. Die aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierende Schubspannungsverteilung, S , $S12$, innerhalb der Eisakkumulationen ist jeweils nach a) 30 s, b) 60 s, c) 90 s und d) 120 s (Abbildung 5.10) sowie nach 150 s Vereisungszeit (Abbildung 5.11) dargestellt. Nach der *Abaqus* Nomenklatur werden die Schubspannungen als S , $S12$ bezeichnet, wobei der Wert von S , $S12$ der in der Gleichung [5.4] definierten Schubspannung, τ_{int_FEM} , entspricht. Die farbliche Zuordnung der Schubspannungen in den Eisakkumulationen ist in den Abbildungen in der nebenstehenden Legende dargestellt.

Die grauen und schwarzen Bereiche zeigen an, dass der Wert von τ_{int_emp} mit 0,011 MPa für Vereisungsfall 2 überschritten wird. Ist der Bereich einer Eisakkumulation an der Kontaktfläche mit dem Flügelprofil grau oder schwarz eingefärbt, wird dort ein Ablösen des Eises von der Flügeloberfläche nach dem Versagenskriterium aus Gleichung [5.4] initiiert. Die farbigen Bereiche visualisieren diejenigen Bereiche innerhalb einer Eisakkumulation, die aufgrund der unzureichenden aerodynamischen Krafteinwirkung nicht von der Flügeloberfläche abgelöst werden. Bei der Auswertung der Simulationen werden Eisakkumulationen jedoch nur als abgelöst betrachtet, wenn deren gesamter Kontaktbereich mit dem Flügelprofil als grau oder schwarz eingefärbter Bereich ausgegeben wird. Die Wechselwirkung einer teilweisen Eisablösung mit daraus resultierenden Veränderungen in der Aerodynamik sowie in den Kraftkomponenten F_x und F_z bzw. dem Moment M_y , wird aufgrund von Limitierungen in *Abaqus* nicht berücksichtigt.

Die farbigen Bereiche in den Detaildarstellungen in Abbildung 5.10 a) zeigen, dass die nach 30 s aufgewachsene Eisakkumulation im mittleren und insbesondere im hinteren Teil noch nicht von der Flügeloberfläche abgelöst ist, was auf die nicht ausreichende aerodynamische Krafteinwirkung zurückzuführen ist. Die Detaildarstellungen der Abbildungen 5.10 b), c) und d) verdeutlichen, wie mit fortwährender Vereisungsdauer die Adhäsionskräfte zwischen dem Flügelprofil und dem hinteren Teil der Eisakkumulationen abnehmen, wobei Teilbereiche der Eisschichten selbst nach 120 s Vereisungszeit noch an der Flügeloberfläche anhaften. Aus der Schubspannungsverteilung in Abbildung 5.11 geht hervor, dass der Wert von τ_{int_emp} entlang der gesamten Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche nach $t_{ice} = 150$ s überschritten wird und somit ein aerodynamisch induziertes Ablösen der Eisschicht von der Oberfläche des Flügelprofils erfolgt. Der korrespondierende Wert von h_{ice_num} nach 150 s beträgt 2,96 mm.

Die in der Detaildarstellung in Abbildung 5.11 visualisierten schwarzen Flächen, die ausgehend von der Grenzfläche zwischen der Luftströmung und dem Eis in die Eisakkumulation hineinwachsen, sind numerische Artefakte. Diese sind das Resultat der weiterhin an der Eisoberfläche angreifenden aerodynamischen Kräfte der Strömung, obwohl die anfangs definierte Kontaktbedingung in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche aufgrund des Überschreitens der maximalen nominellen Spannung nicht mehr existent ist. Für die Eis-Flügelprofil-Grenzfläche und somit für das Ablösen der Eisakkumulation sind die Artefakte jedoch nicht von Bedeutung. In ähnlicher Weise sind numerische Artefakte ebenfalls im hinteren Teil der Eisakkumulationen in den Abbildungen 5.10 b), c) und d) bzw. in deren Detaildarstellungen erkennbar (schwarze Dreiecksflächen), wobei die Artefakte auch hier von untergeordneter Bedeutung für die Eis-Flügelprofil-Grenzfläche bzw. das Ablösen der Eisakkumulation sind.

Die Ergebnisse der *FEM*-Analysen für die Vereisungsfälle 3 und 6 (nicht dargestellt) zeigen, dass die auf die Eisakkumulationen nach 30, 60 und 90 s einwirkenden aerodynamischen Kräfte nicht ausreichend sind, um das Eis von der Oberfläche des Flügelprofils abzulösen. Das Ablösen des Eises erfolgt erst ab 120 s. Für die Vereisungsfälle 4, 7 und 8 (nicht dargestellt) erfolgt das aerodynamisch induzierte Ablösen des Eises bereits nach 90 s Vereisungszeit, weil das Eis in diesen Fällen bereits nach 90 s einen Wert von h_{ice_num} erreicht hat, der den aerodynamischen Kräften ausreichend Angriffsfläche bietet. Ähnlich wie bei Vereisungsfall 2 sind die aerodynamischen Kräfte der Strömung in den Fällen 1 und 5 (nicht dargestellt) nach 120 s nicht ausreichend, um die Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche abzulösen, weil die Werte von h_{ice_num} nach $t_{ice} = 120$ s zu dünn sind. Im Gegensatz zu Fall 2 haben weitere *FEM*-Analysen der Vereisungsfälle 1 und 5 jedoch gezeigt, dass die Eisakkumulationen selbst nach Vereisungszeiten von bis zu 240 s nicht aerodynamisch von der Oberfläche abzulösen sind. Eine Erklärung hierfür ist die Eisadhäsion der mit den Fällen 1 und 5 assoziierten Akkumulationen aus Klareis. Bei Betrachtung der Werte von τ_{int_emp} in Tabelle 5.3 wird deutlich, dass bei den Fällen 1 und 5 mit $T_{surf} = -1$ °C ein nahezu doppelt so hoher Wert für die Eisadhäsion im Vergleich zu den verbleibenden Vereisungsfällen (2 bis 4 und 6 bis 8) vorliegt.

Aus den numerischen Simulationen lässt sich ableiten, dass die Eisentfernung mit dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz möglich ist, jedoch mit Ausnahme der warmen Klareisakkumulationen (Fälle 1 und 5). Der limitierende Faktor bei der Eisentfernung ist h_{ice_num} . Im Falle von Eisakkumulationen im Bereich unmittelbar stromabwärts des Stagnationspunkts mit Werten von h_{ice_num} , die teilweise größer als 4 mm sind, ist ein Abreißen der Strömung von der Flügeloberfläche in diesem Bereich und der Verlust der Lufttuchtigkeit die wahrscheinliche Folge. Aus diesem Grund ist zu konstatieren, dass die Eisentfernung ausschließlich unter Verwendung des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes nicht sichergestellt werden kann bevor ein potentieller Verlust der Lufttuchtigkeit erfolgt.

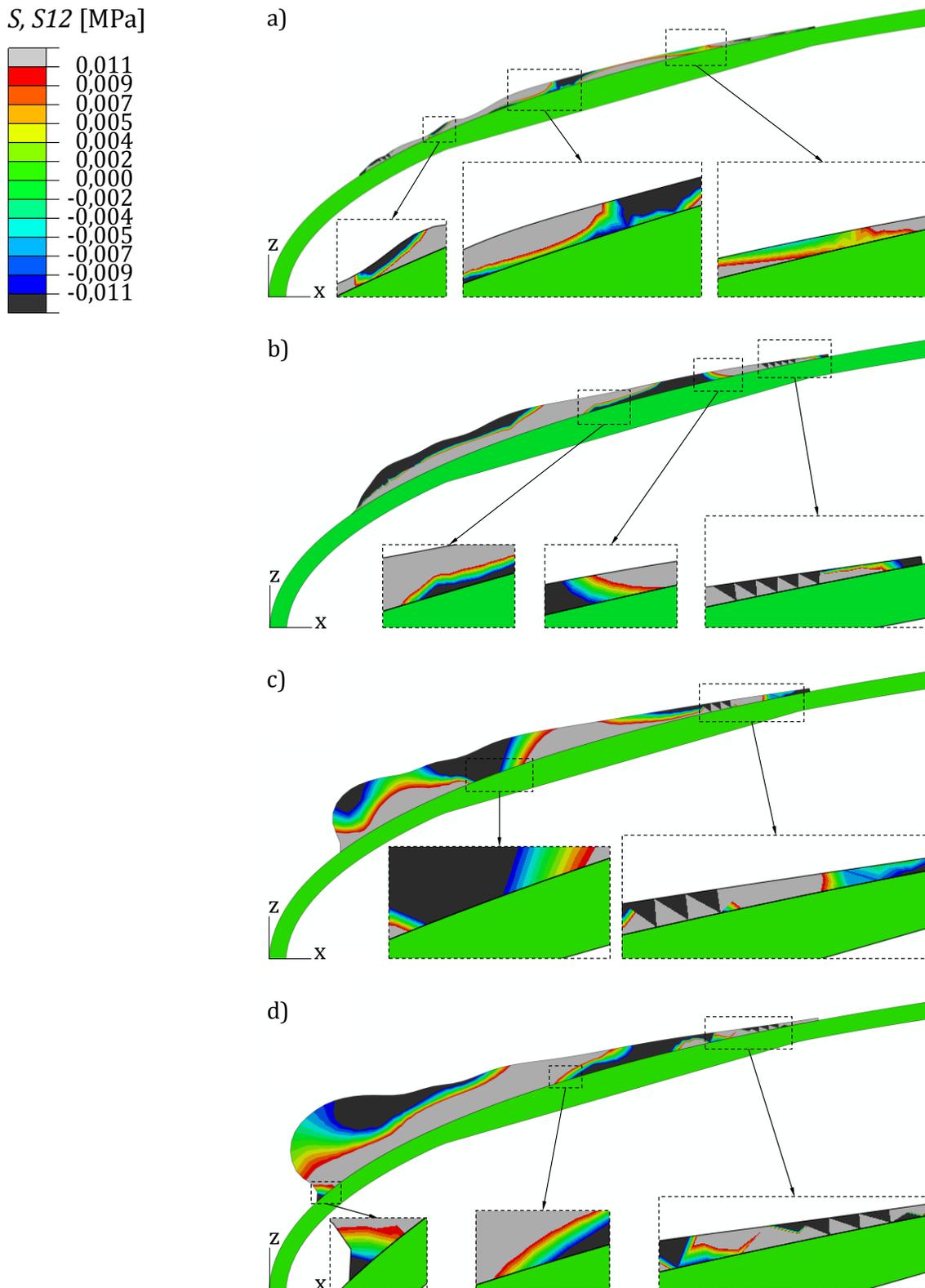


Abbildung 5.10 Simulation der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Schubspannungsverteilung, S, S_{12} , innerhalb der Eisakkumulationen an der Kontaktfläche zu der Flügeloberfläche nach **a)** 30 s, **b)** 60 s, **c)** 90 s und **d)** 120 s Vereisungszeit.

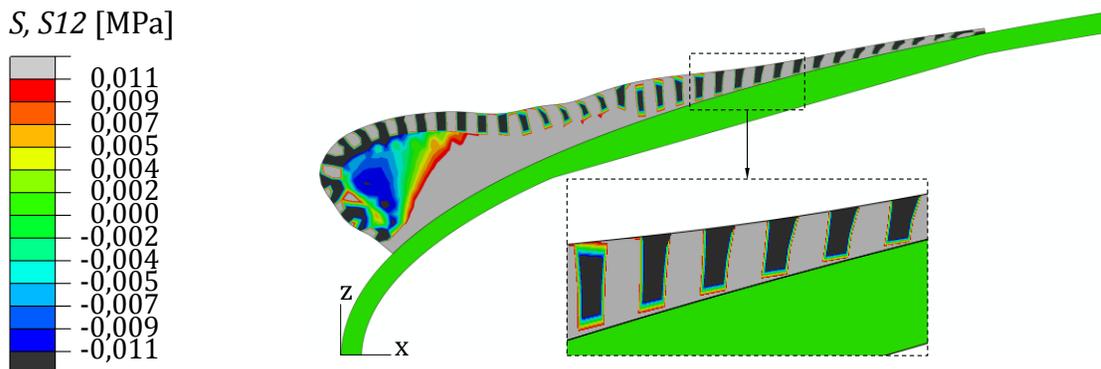


Abbildung 5.11 Simulation der aus den aerodynamischen Kräften der Strömung resultierenden Schubspannungsverteilung, S, S_{12} , innerhalb der Eisakkumulation an der Kontaktfläche zu der Flügeloberfläche nach 150 s Vereisungszeit.

5.3 Validierung des Simulationsmodells

Für den quantitativen Abgleich der Simulationen mit den Experimenten sind in der Abbildung 5.12 zunächst die Ergebnisse der Eisakkumulationen aus (5.1) und (5.2) exemplarisch für Vereisungsfall 2 ($V_{air} = 90 \text{ m/s}$ und $T_{tot} = -5 \text{ °C}$) dargestellt. Die Ergebnisse beziehen sich ausschließlich auf das Flügelprofil mit der glatten, eisphoben Oberfläche. Die experimentell aufgewachsenen Eisschichten nach 60, 128 und 220 s sind aus den Aufnahmen mit der *DSLR*-Kamera erstellt (siehe 3.9) [166], wobei die Aufzeichnung von $t_{ice} = 220 \text{ s}$ den Zeitpunkt unmittelbar vor dem Ablösen der Eisschicht von der Flügeloberfläche repräsentiert. Die numerisch simulierten Eisschichten beziehen sich auf die Werte von t_{ice} nach 60, 120 und 150 s. Übereinstimmend mit (5.2.3) erfolgt das Ablösen der Eisschicht von der Flügeloberfläche nach 150 s.

Bei Vergleich der Werte von h_{ice_exp} und h_{ice_num} nach 60s und insbesondere nach 120 bzw. 128 s wird deutlich, dass die Ergebnisse der numerischen Simulation das experimentell beobachtete Eiswachstum unterschätzen. Dies kann unter anderem mit experimentell bedingten Abweichungen der Werte des Flüssigwassergehalts, LWC , erklärt werden, die sich bei bereits geringfügigen Abweichungen des von dem Sprühsystem geregelten Volumenstroms des Wassers zur Erzeugung der Vereisungsbedingungen im Windkanal ergeben. Die Werte von h_{ice_exp} wurden jedoch nicht durch genauere Sensitivitätsstudien belegt. Das in den Experimenten beobachtete, zeitlich verzögerte Ablösen der Eisschicht von der Flügeloberfläche nach etwa 220 s kann im Gegensatz zu dem numerisch simulierten Ablösen nach 150 s mit den Oberflächeneigenschaften erklärt werden. In das numerische Modell fließt der Wert der Eisadhäsion ein, der für glatte, eisphobe Oberflächen in deren jeweiligem Initialzustand anhand des empirischen Vorhersagemodells der Eisadhäsion bestimmt wurde. Im Gegensatz dazu weist die für die Experimente in (5.1) verwendete glatte, eisphobe Flügeloberfläche aufgrund der mehrfach durchgeführten Vereisungs- und Enteisungsversuche eine Degradation der Oberflächeneigenschaften auf. Bei der Messung von θ_{adv} beträgt die Oberflächendegradation 4,3 %, die gemessene Degradation von θ_{rec} beträgt 4,5 % im Vergleich zum Initialzustand der Probenoberfläche (siehe 8.2).

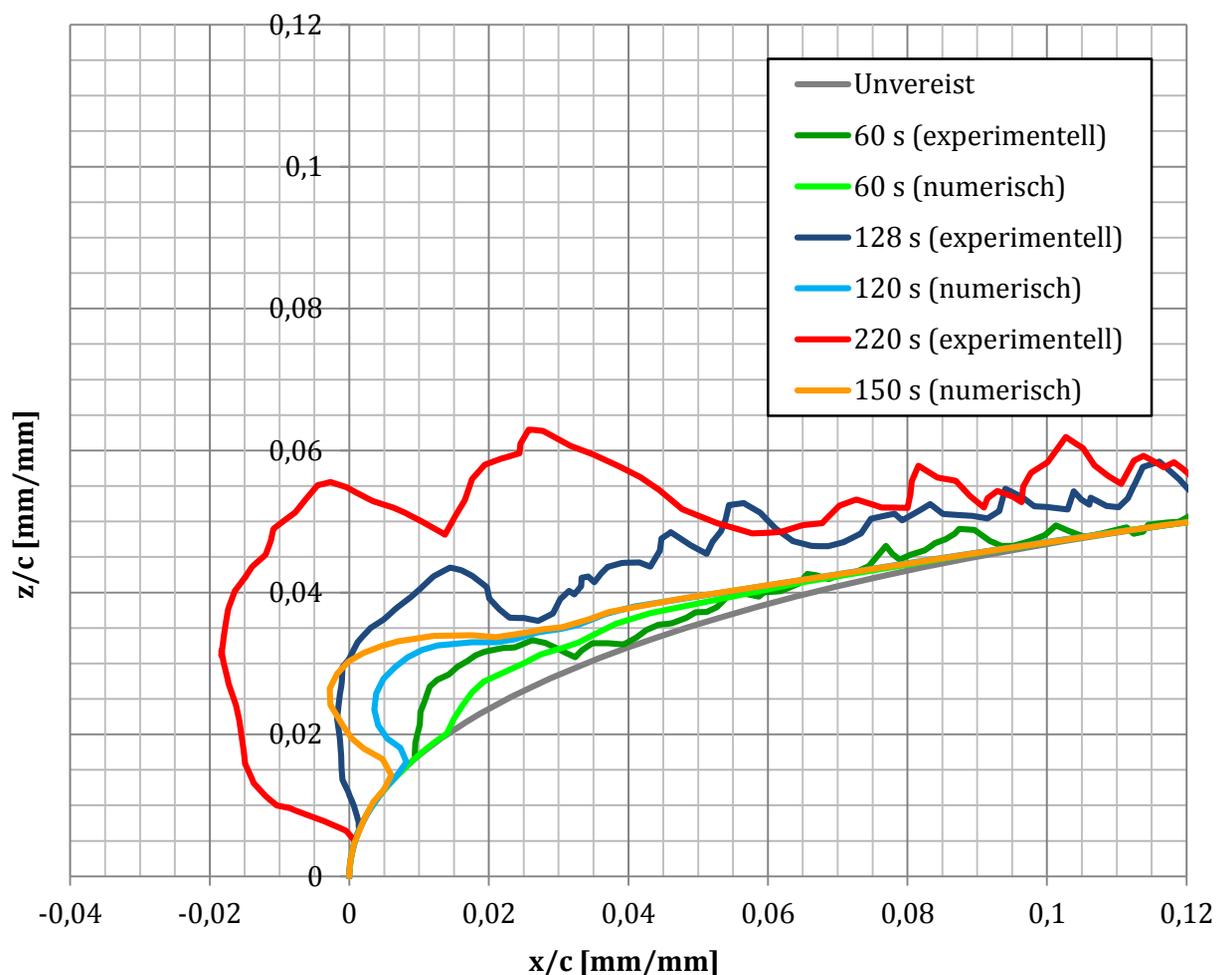


Abbildung 5.12 Vergleich zwischen den numerisch simulierten und experimentell aufgewachsenen Eisakkumulationen auf der Oberfläche des Flügelprofils unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts (*nicht dargestellt*) [166]. Die zweidimensionalen Koordinaten sind dimensionslos auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben.

Der Vergleich der experimentellen mit der numerischen Enteisungsfähigkeit ist in Tabelle 5.5 anhand der fallspezifischen Werte von h_{ice_exp} und h_{ice_num} dargestellt, die durch Verwendung des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes von der Flügeloberfläche abgelöst werden. Für Vereisungsfall 2, 6 und 8 sind die Werte von h_{ice_num} etwa halb so groß wie die Werte von h_{ice_exp} . Für Fall 7 ist h_{ice_num} zum Zeitpunkt der Ablösung sogar um rund 63 % kleiner als h_{ice_exp} . Im Gegensatz dazu ist h_{ice_num} für Vereisungsfall 3 um rund 18 % größer als der Vergleichswert von h_{ice_exp} .

Des Weiteren zeigen die Betrachtungen der experimentellen und numerischen Ergebnisse aus (5.1) und (5.2), dass der thermoelektrisch-aerodynamische Systemansatz zur Enteisung der Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration bei atmosphärischen Vereisungsbedingungen ungeeignet ist, die zur Bildung von Klareis führen (Vereisungsfälle 1 und 5 in Tabelle 3.1). Dies ist auf den vergleichsweise hohen Wert der Eisadhäsion auf einer Festkörperoberfläche bei mildereren Klareisbedingungen im Gegensatz zu den kälteren Mischeis- oder Raueisbedingungen zurückzuführen (siehe 4.3) [164].

Tabelle 5.5 Schichtdicken der Eisakkumulationen der experimentellen Windkanalversuche, h_{ice_exp} , bzw. der numerischen Simulationen, h_{ice_num} , die von der Flügeloberfläche durch Verwendung des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes für die Vereisungsfälle 2, 3, 6, 7 und 8 abgelöst werden. Die Werte von Δh_{ice} bezeichnen die Abweichung der Werte von h_{ice_num} von den experimentellen Vergleichswerten h_{ice_exp} .

Fall	h_{ice_exp} [mm]	h_{ice_num} [mm]	Δh_{ice} [%]
2	5,92	2,96	-50
3	5,24	6,16	+18
6	6,79	3,28	-52
7	6,73	2,46	-63
8	6,37	3,29	-48

Abschließend ist festzustellen, dass der thermoelektrisch-aerodynamische Systemansatz das Ziel des sicheren Fluges unter jeglichen potentiell auftretenden Vereisungsbedingungen nicht erreicht und somit nicht zur Enteisung der Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration geeignet ist. Dies ist insbesondere auf die Limitierung des Systemansatzes bei Klareisbedingungen zurückzuführen. Weiterhin wird die ungenügende Enteisungsfähigkeit auch durch die in Tabelle 5.5 angegebenen großen Werte der Eisschichtdicken bestätigt, bei welchen eine aerodynamisch induzierte Ablösung von der Flügeloberfläche initiiert wird. Die dünnste, aerodynamisch ablösbare Eisschicht mit $h_{ice_exp} = 5,24$ mm liegt bei Vereisungsfall 3 vor, wobei diese bereits als kritisch hinsichtlich der negativen aerodynamischen Auswirkungen auf die Umströmung des Flügelprofils anzusehen ist.

6 Elektromechanischer Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils

Ein weiterer energiesparender Systemansatz zur Enteisung der Oberflächen von Flugzeugkonfigurationen besteht in dem elektromechanischen Ansatz. Dieser basiert auf der Einkopplung mechanischer Energie in eine von Vereisung betroffene Oberfläche und der daraus resultierenden Verformung der Oberfläche. Das Ablösen des Eises erfolgt, sobald die Dicke einer Eisschicht ausreichend ist, um die Adhäsionskräfte in der Kontaktfläche zwischen Eis und der Oberfläche durch die eingebrachte Verformung zu brechen. Die Intention des Systemansatzes ist somit die zyklische Eisentfernung von einer Flügeloberfläche [142], nicht jedoch die Verhinderung von Eisakkumulationen.

Die Schwierigkeit des elektromechanischen Systemansatzes besteht insbesondere darin eine die Flügelvorderkante umschließende Eiskappe zu entfernen [154]. Nach Aufbrechen der Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche wird die Eiskappe durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung weiterhin formschlüssig gegen die Vorderkante gepresst, wodurch ein Ablösen des Eises in Strömungsrichtung erschwert wird (Abbildung 6.1). Die Einkopplung der mechanischen Energie zur Verformung der Oberfläche kann unter Verwendung verschiedener Wirkprinzipien erfolgen, beispielsweise anhand des elektromagnetischen Effekts [140,142]. Eine besonders energiesparende Einkopplung der mechanischen Energie ist mit piezoelektrischen Aktoren möglich [153,154]. In Abbildung 6.1 ist der elektromechanische Systemansatz wie in (3.5) mit an der Innenseite des Flügelprofils befestigten piezoelektrischen Aktoren im Bereich stromabwärts des Stagnationspunkts dargestellt.

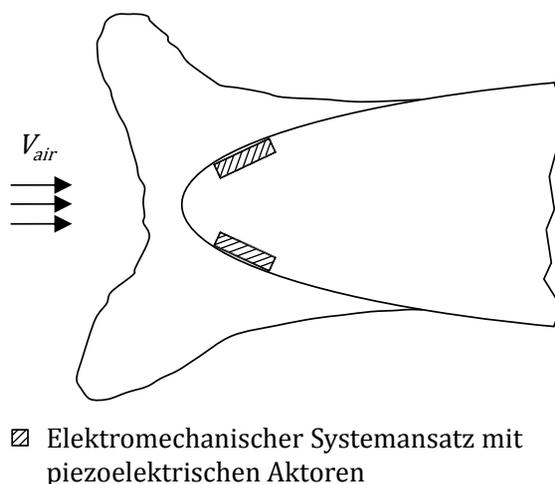


Abbildung 6.1 Schematische zweidimensionale Darstellung der kontinuierlichen Eiskappe an der Flügelvorderkante bei Verwendung eines elektromechanischen Systemansatzes zur Enteisung, bestehend aus an der Innenseite des Flügelprofils befestigten piezoelektrischen Aktoren im Bereich stromabwärts des Stagnationspunkts (siehe 3.5).

Das Grundprinzip der Verwendung piezoelektrischer Aktoren für die Enteisung von Oberflächen beruht auf dem inversen piezoelektrischen Effekt. Bei Anlegen einer elektrischen Spannung, U , an einen piezokeramischen Werkstoff reagiert dieser mit einer Änderung seiner Dimensionen. Ist ein

piezokeramischer Aktor einseitig fest mit einer Struktur bzw. Oberfläche verklebt (3.5 bzw. Abbildung 6.1), so ist der Aktor in seiner freien Auslenkung eingeschränkt. Die Verformungsenergie wird in die Struktur bzw. Oberfläche eingekoppelt, wodurch Biegeverformungen erzeugt werden. Des Weiteren ermöglichen piezoelektrische Aktoren die gezielte Einbringung dynamischer Schwingungen. Unter Nutzung der Resonanzanregung können bei geringen Anregungsamplituden und einem geringen elektrischen Leistungsbedarf dennoch beachtliche strukturelle Verformungen der Oberfläche erzielt werden [154].

6.1 Experimentelle Versuchsdurchführung

Für die experimentelle Untersuchung der Enteisungsfähigkeit des elektromechanischen Systemansatzes wird das NACA 0012 Flügelprofil mit 177,8 mm Sehnenlänge aus (3.3) mit den darin integrierten piezoelektrischen Aktoren und der glatten, eisphoben Oberfläche im vereisungskritischen Bereich an der Vorderkante aus (3.4.1) verwendet. Die Durchführung der Versuche im Vereisungswindkanal erfolgt vor dem Einbau des Heizdrahts (3.5).

Als Ausgangspunkt werden in den Windkanalversuchen Eisakkumulationen aus Raueis betrachtet, da diese bei der Enteisung als weniger kritisch angesehen werden (2.1.2). Bei den in Tabelle 3.1 betrachteten Vereisungsbedingungen liegt Raueis in den Fällen 4 und 8 mit jeweils $T_{tot} = -15,0 \text{ °C}$ vor. Die Ergebnisse in Tabelle 5.3 bestätigen die geringsten Werte der Eisadhäsion für die Fälle 4 und 8. Die in der Literatur beschriebene Limitierung der Enteisungsfähigkeit elektromechanischer Systeme [154] wird somit zunächst anhand der am einfachsten von einer Oberfläche zu entfernenden Raueisakkumulationen überprüft.

Die Realisierung der maximal möglichen Verformung des vereisten Oberflächenbereichs des Flügelprofils erfolgt durch Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren im Bereich der Resonanzfrequenz der Struktur gemäß der Spezifikation in den europäischen Patentanmeldungen mit der Veröffentlichungsnummer EP2873617 [175] bzw. der Anmeldenummer EP15000786.2 [176]. Aus diesem Grund wird zunächst das initiale Resonanzverhalten der Struktur ohne Eisakkumulation ähnlich wie in den Studien von Strobl et al. untersucht [174,202,203], jedoch erfolgt die Systemcharakterisierung bereits innerhalb der Testsektion des Windkanals unter Vereisungsbedingungen (Fall 4 bzw. 8), um die Einflüsseffekte der Temperatur mit zu berücksichtigen. Zudem wird das Systemverhalten durch Verwendung eines Impedanzanalysators vom Typ *Agilent/HP 4194A* im Übergangsbereich zwischen Kleinsignal und Großsignal mit einem Scheitelwert, U_{peak} , der sinusförmigen Ansteuerspannung von 3,0 V untersucht. Verglichen mit Messungen des initialen Systemverhaltens im Kleinsignalbereich, beispielsweise bei Werten von $U_{peak} = 0,1 \text{ V}$, werden dadurch deutlich geringere Messabweichungen bei Übertrag der Ergebnisse auf höhere Werte von U_{peak} erreicht [174,202,203]. Die vier piezokeramischen Aktoren werden phasengleich angesteuert. Dabei wird der Wert der Aufsetzspannung am Impedanzanalysator auf 0 V gesetzt. Der Start- und Endwert des Frequenzdurchlaufs wird auf 3 bzw. 10 kHz festgelegt. Das jeweilige Systemverhalten im Bereich der ersten Resonanz ist in den Abbildungen 6.2 a) und b) für die Vereisungsfälle 4 bzw. 8 dargestellt. Der Amplitudenverlauf der Reaktanz und die korrespondierende zeitliche Phasenverschiebung sind jeweils über dem durchlaufenen Frequenzbereich aufgetragen. Bei Vereisungsfall 4 wird der Maximalwert in der Phasenverschiebung, φ , von $-70,3 \text{ °}$ bei der ersten Resonanzfrequenz, f_1 , mit einem Wert von 4,08 kHz erreicht. Für Vereisungsfall 8 liegen die gemessenen Werte von φ und f_1 bei $-72,3 \text{ °}$ bzw.

4,18 kHz. Die Werte der ersten Resonanzfrequenz für die Vereisungsfälle 4 und 8 liegen in einem vergleichbaren Bereich. Die jeweilige erste Resonanzfrequenz geht als Referenzwert in die resonante Anregung während der Eisakkumulationen mit den Bedingungen der Fälle 4 bzw. 8 ein, um die größtmöglichen Verformungen in der Flügeloberfläche zur Eisentfernung zu induzieren.

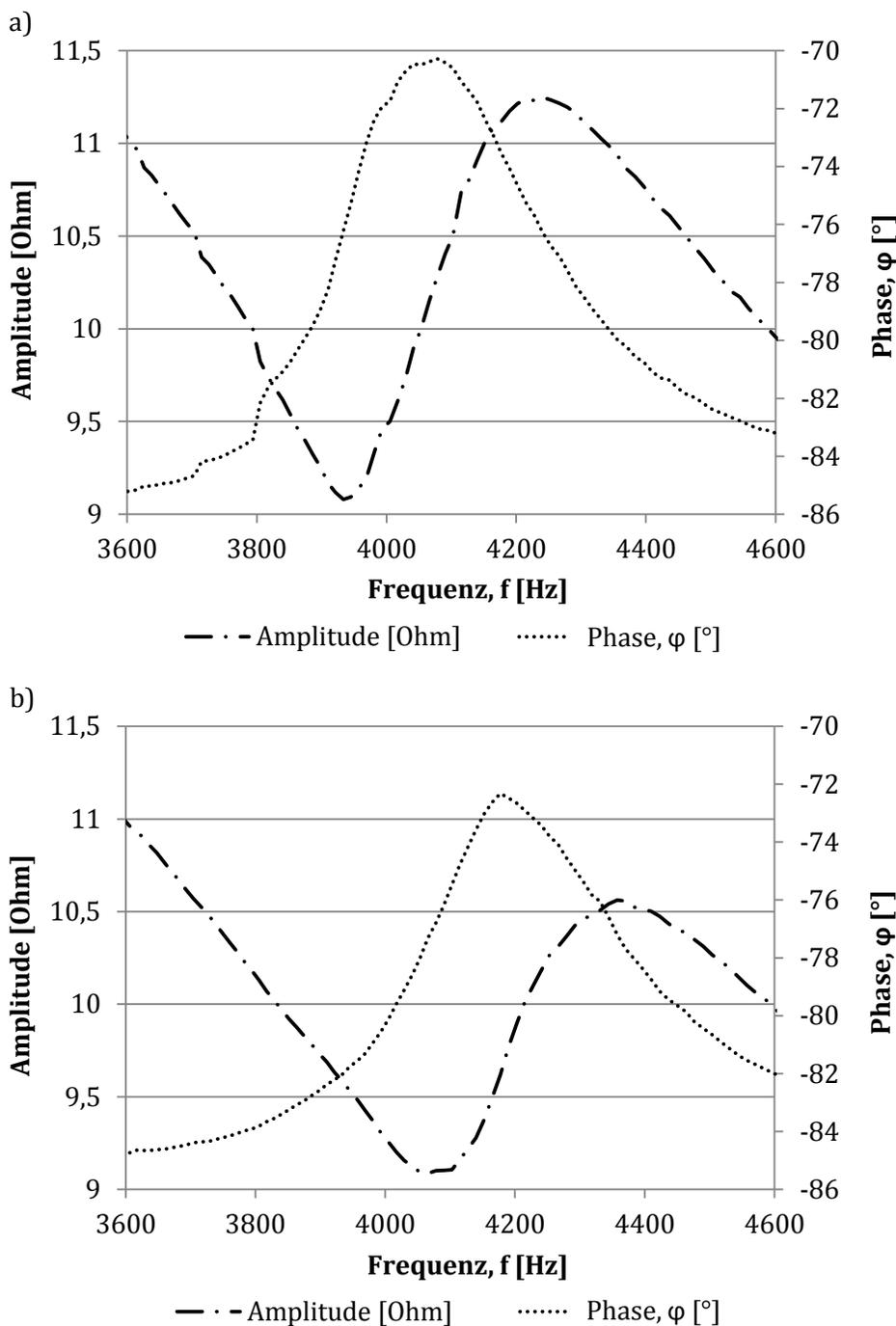


Abbildung 6.2 Frequenzabhängiger Verlauf der Amplitude [Ohm] und Phase [°] im Bereich der ersten Resonanzfrequenz des Flügelprofils bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren für **a)** Vereisungsfall 4 (90 m/s, -15 °C) mit einer maximalen Phasenverschiebung, φ , von -70,3 ° und einer ersten Resonanzfrequenz, f_1 , von 4,08 kHz und **b)** Vereisungsfall 8 (120 m/s, -15 °C) mit $\varphi = -72,3$ ° und $f_1 = 4,18$ kHz. Die Ansteuerung der Aktoren erfolgt mit einem Scheitelwert, U_{peak} , der sinusförmigen Spannung von 3,0 V.

Aufgrund der zu erwartenden Abweichungen des resonanten Verhaltens der Flügeloberfläche durch den dämpfenden Effekt der darauf akkumulierten Eisschichten werden die piezoelektrischen Aktoren mit einem Frequenzdurchlauf um den jeweiligen Referenzwert der resonanten Anregung der unvereisten Flügelstruktur angesteuert. Der Frequenzbereich wird für beide Vereisungsfälle auf einen Start- und Endwert von 3,0 bzw. 6,0 kHz festgelegt. Die Spannung wird von einem einstellbaren Labornetzgerät *EA Elektro-Automatik EA-PS 8720-15* bereitgestellt. Für eine ausreichend hohe Anregungsamplitude wird ein Leistungsverstärker vom Typ *MAC-Audio MPX 4500* verwendet, der Wert von U_{peak} der Wechselspannung wird dabei auf 7 V gesetzt. Das sinusförmige Ansteuersignal wird von einem *Agilent 33220A* Funktionsgenerator bereitgestellt. Die Zyklendauer wird bei der dynamischen Schwingungsanregung auf 2 s festgelegt.

6.2 Ergebnisse der Enteisungsfähigkeit

Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen des elektromechanischen Systemansatzes im Vereisungswindkanal bestätigen die aus der Literatur bekannten Ergebnisse [154]. Abbildung 6.3 zeigt die in Richtung der Strömung parallel verlaufenden Risse innerhalb der Eiskappe (Fall 4), die die Flügelvorderkante umschließt. Die Risse sind auf die dynamische Schwingungsanregung mit den piezokeramischen Aktoren zurückzuführen. Trotz der in die Flügeloberfläche eingebrachten Verformungen und trotz des Aufbrechens der Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, kann die Eiskappe aufgrund der aerodynamischen Kräfte der Strömung weder für Fall 4, noch für Fall 8, von der glatten, eisfreien Oberfläche des Flügelprofils entfernt werden.

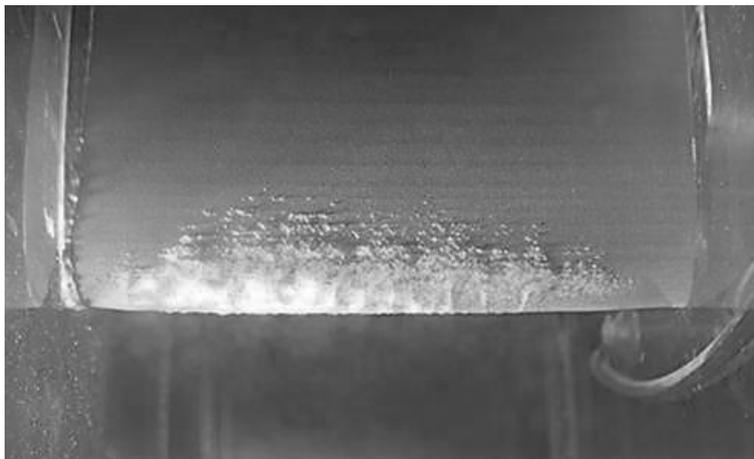


Abbildung 6.3 Rissverlauf in der die Flügelvorderkante umschließenden Eiskappe von Vereisungsfall 4, bedingt durch die mangelhafte Enteisungsfähigkeit des elektromechanischen Systemansatzes mit piezoelektrischen Aktoren.

Abschließend ist der elektromechanische Systemansatz mit piezoelektrischen Aktoren zur Enteisung der Oberflächen von Flugzeugkonfigurationen als ungeeignet zu bewerten. Aufgrund der experimentellen Ergebnisse wird die Enteisungsfähigkeit des elektromechanischen Systemansatzes nicht für sich allein stehend in einem numerischen Modell abgebildet und simuliert.

7 Hybrider Systemansatz zur Eisentfernung von der Oberfläche eines Flügelprofils

Mit dem hybriden Systemansatz zur Enteisung der Oberfläche eines Flügelprofils werden der thermoelektrisch-aerodynamische und der elektromechanische Systemansatz aus den Kapiteln 5 bzw. 6 zusammengeführt. Unterstützend kommt dabei die glatte, eisphobe Oberfläche aus (3.4.1) im vereisungskritischen Bereich an der Vorderkante des Flügelprofils zum Einsatz. Das Ziel der Hybridisierung ist die Sicherstellung der Enteisung des Flügelprofils. Weder die Verwendung der glatten, eisphoben Oberfläche, noch die elektrischen Systemansätze sind in Einzelapplikation im Stande das auf der Flügeloberfläche akkumulierte Eis unter allen potentiell auftretenden Vereisungsbedingungen abzulösen.

Eine Prinzipskizze des hybriden Systemansatzes ist in Abbildung 7.1 dargestellt. Der linienförmige Heizdraht an der Stagnationslinie ist eine technologische Voraussetzung zur Enteisung. Die permanente Abgabe von Wärme dient der Einbringung einer Sollbruchstelle, um eine geschlossene Eiskappe an der Flügelvorderkante zu unterbinden. Die glatte, eisphobe Oberfläche reduziert die Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int} . Die zyklische Verformung des Flügelprofils durch die piezoelektrischen Aktoren induziert dann ein mechanisches Aufbrechen der Adhäsionskräfte in A_{int} und die von der Oberfläche abgelöste obere und untere Eisakkumulation werden von der Strömung davongetragen.

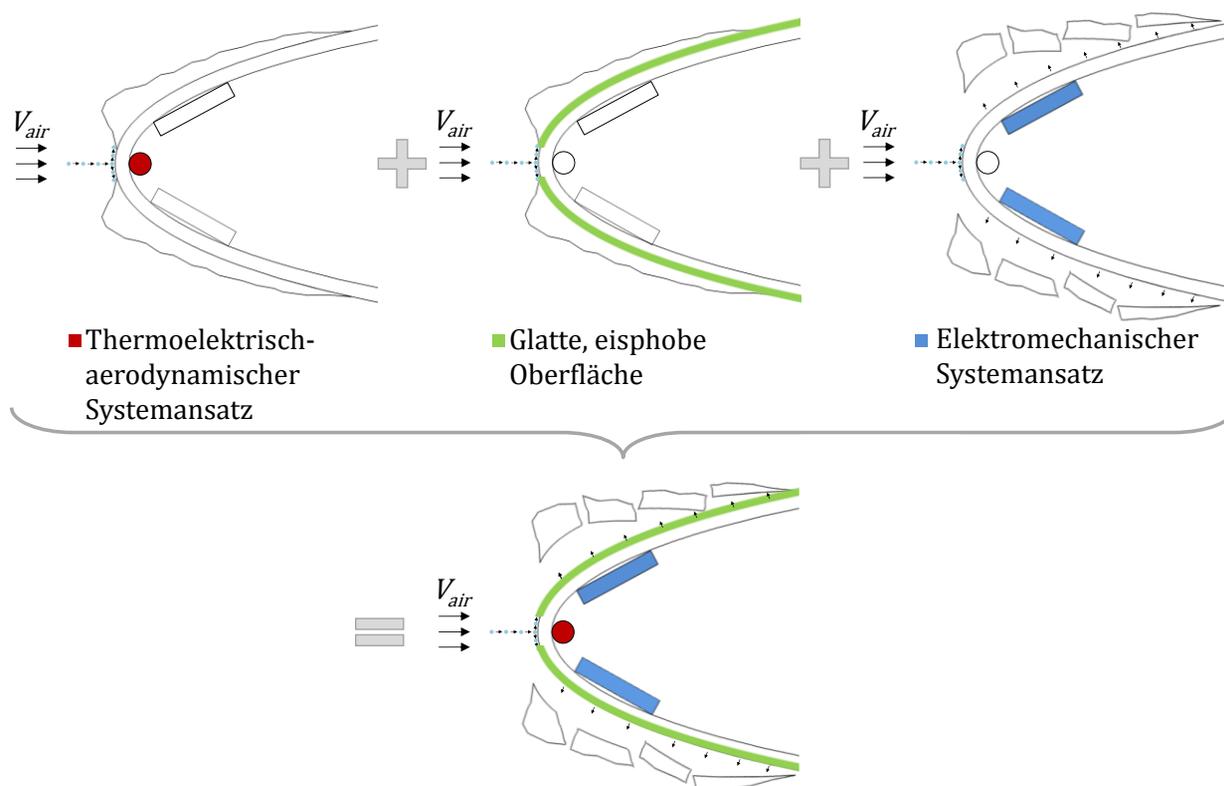


Abbildung 7.1 Prinzipskizze des hybriden Systemansatzes zur Enteisung, bestehend aus dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz, der glatten, eisphoben Oberfläche im Bereich der Flügelvorderkante und dem elektromechanischen Systemansatz.

7.1 Experimentelle Eisentfernung

Die experimentelle Untersuchung der Enteisierungsfähigkeit des hybriden Systemansatzes wird im Windkanal mit den in (3.1.2) aufgeführten Testbedingungen durchgeführt. Hierfür wird das NACA 0012 Flügelprofil mit 177,8 mm Sehnenlänge (3.3), dem darin integrierten hybriden Systemansatz (3.5) und der glatten, eisphoben Oberfläche (3.4.1) im Bereich der Flügelvorderkante verwendet. Zum Vergleich wird das identisch aufgebaute Flügelprofil mit hybridem Systemansatz, jedoch mit der Referenzoberfläche (3.4.2) anstatt der glatten, eisphoben Oberfläche, untersucht.

7.1.1 Versuchsdurchführung

Analog zu (6.1) wird mit dem Flügelprofil nach Einbau des hybriden Systemansatzes eine Frequenzanalyse durchgeführt, um das initiale Resonanz- und Schwingungsverhalten zu bestimmen. Hierfür wird das Profil in die Testsektion des Windkanals eingebaut (Abbildung 7.2). Die piezoelektrischen Aktoren werden phasengleich mit dem *Agilent/HP 4194A* Impedanzanalysator mit einem sinusförmigen Ansteuersignal mit $U_{peak} = 3,5 \text{ V}$ vor Aufbringung einer Eisakkumulation auf der Flügeloberfläche angesteuert. Zur Charakterisierung des Einflusses des Heizdrahts auf das Resonanz- und Schwingungsverhalten des Systems werden auch hier exemplarisch die Vereisungsfälle 4 und 8 vorgestellt. Bei Vereisungsfall 4 wird der Maximalwert von $\varphi = -77,5^\circ$ bei $f_1 = 4,68 \text{ kHz}$ erreicht, für Fall 8 liegen die Werte von φ und f_1 bei $-76,1^\circ$ bzw. $4,61 \text{ kHz}$. Der Vergleich mit den Werten der ersten Resonanzfrequenz des Flügelprofils mit dem elektromechanischen Systemansatz aus (6.1) zeigt, dass die Werte von f_1 für das Flügelprofil mit dem hybriden Systemansatz nach Einbau des Heizdrahts um $0,6 \text{ kHz}$ (Fall 4) bzw. $0,4 \text{ kHz}$ (Fall 8) ansteigen. Der jeweilige Anstieg von f_1 kann anhand des zusätzlichen Versteifungseffekts durch den an der Stagnationslinie in Richtung der Spannweite verklebten Heizdraht erklärt werden.



Abbildung 7.2 In der Testsektion des Windkanals bei einer 0° Anstellwinkelkonfiguration eingebautes NACA 0012 Flügelprofil mit dem im Bereich der Vorderkante integrierten hybriden Systemansatz.

Bei der dynamischen Schwingungsanregung zur Enteisierung der Oberfläche des Flügelprofils werden die vier piezoelektrischen Aktoren erneut phasengleich angesteuert. Wie in (6.1) werden der *MAC-Audio MPX 4500* Leistungsverstärker und der *Agilent 33220A* Funktionsgenerator mit einem sinusförmigen Ansteuersignal mit $U_{peak} = 7 \text{ V}$ und einer Zyklendauer von 2 s verwendet. In jedem Zyklus wird ein Frequenzbereich mit Start- und Endwerten von $3,0$ bzw. $6,0 \text{ kHz}$ durchlaufen. Die zyklische Ansteuerung der Aktoren erfolgt in Intervallen mit einem zeitlichen Abstand von jeweils

5 s. Die resultierende Zeit zwischen zwei Zyklen mit 3 s ist bei dem Versuchsaufbau erforderlich, um ein Überhitzen der Aktoren zu vermeiden. Für die Spannungsversorgung werden für die piezoelektrischen Aktoren und für den Heizdraht je ein Labornetzgerät vom Typ *EA Elektro-Automatik EA-PS 8720-15* verwendet. Der Heizdraht wird bereits vor Beginn der Eisakkumulation im Windkanal elektrisch betrieben, um die Sollbruchstelle in der Eisschicht herzustellen. Die erste Aktivierung der piezoelektrischen Aktoren erfolgt 5 s nach Einsetzen des Vereisungsvorgangs. Abbildung 7.3 veranschaulicht für das Flügelprofil mit der Referenzoberfläche eine exemplarische Enteisungssequenz bei Verwendung des hybriden Systemansatzes [174,202,203].

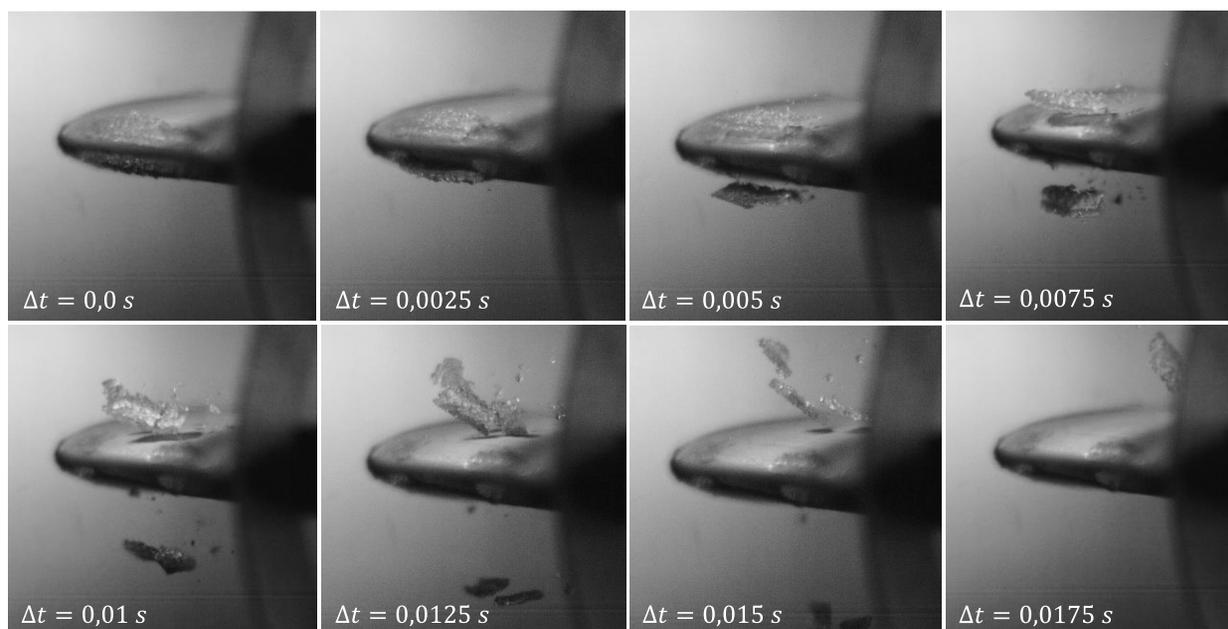


Abbildung 7.3 Mit einer Hochgeschwindigkeitskamera aufgenommene Sequenz des Ablösens von Klareisschichten in den unbeheizten Bereichen auf der Oberfläche eines *NACA 0012* Flügelprofils durch Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren des hybriden Systemansatzes. Die Enteisungssequenz bezieht sich auf das Flügelprofil mit der Referenzoberfläche. Die Versuchsparameter sind den Klareisbedingungen von Fall 5 in Tabelle 3.1 ähnlich.

Die Enteisungssequenz in Abbildung 7.3, die den sechsten Zyklus mit dem Startwert nach 25 s zeigt, wurde mit einer *Phantom® v611* Hochgeschwindigkeitskamera mit einer Aufzeichnungsrate von 400 Bildern pro Sekunde aufgenommen. Die Gesamtdauer der Sequenz beträgt 0,0175 s. Zur Erzeugung der Eisakkumulation auf der Flügeloberfläche werden Versuchsparameter verwendet, die den Klareisbedingungen des in Tabelle 3.1 dargestellten Vereisungsfalls 5 ähnlich sind. Die erste Einzelaufnahme bezieht sich auf den initialen Zeitpunkt unmittelbar vor der Aktivierung der piezoelektrischen Aktoren. Der als Nassfließsystem betriebene Heizdraht teilt das Eis auf Höhe der Stagnationslinie in eine obere und untere Eisakkumulation. Bei Aktivierung der Aktoren setzt die Verformung der Oberfläche des Flügelprofils ein. Sobald die Aktoren das Profil im Bereich dessen Resonanzfrequenz anregen, werden maximale Oberflächenverformungen bzw. maximale Schubspannungen in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche induziert, wodurch das Aufbrechen der Adhäsionskräfte in A_{int} initiiert wird (zweite und dritte Einzelaufnahme nach 0,0025 s bzw. 0,005 s). Die verbleibenden fünf Einzelaufnahmen in der Zeitspanne zwischen 0,0075 s und

0,0175 s zeigen, wie die von der Flügeloberfläche gelösten Eisfragmente von der Strömung abgelöst werden.

Im Gegensatz zu dem Flügelprofil mit der Referenzoberfläche in Abbildung 7.3 beziehen sich die Aufnahmen der Abbildungen 7.4 a) und b) jeweils auf einen Enteisungsvorgang des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche im vereisungskritischen Bereich an der Flügelvorderkante. Abbildung 7.4 a) zeigt, wie die Eisfragmente ebenfalls während dem sechsten Enteisungszyklus bei erfolgter mechanischer Ablösung von der Ober- und Unterseite des Flügelprofils von der Strömung davongetragen werden. In der Detailaufnahme der Flügelvorderkante in Abbildung 7.4 b) ist die Einbringung der Sollbruchstelle an der Stagnationslinie durch den Heizdraht dargestellt. Die Eisakkumulationen in den Abbildungen 7.4 a) und b) werden mit den Versuchsparametern von Fall 2 in Tabelle 3.1 erzeugt.

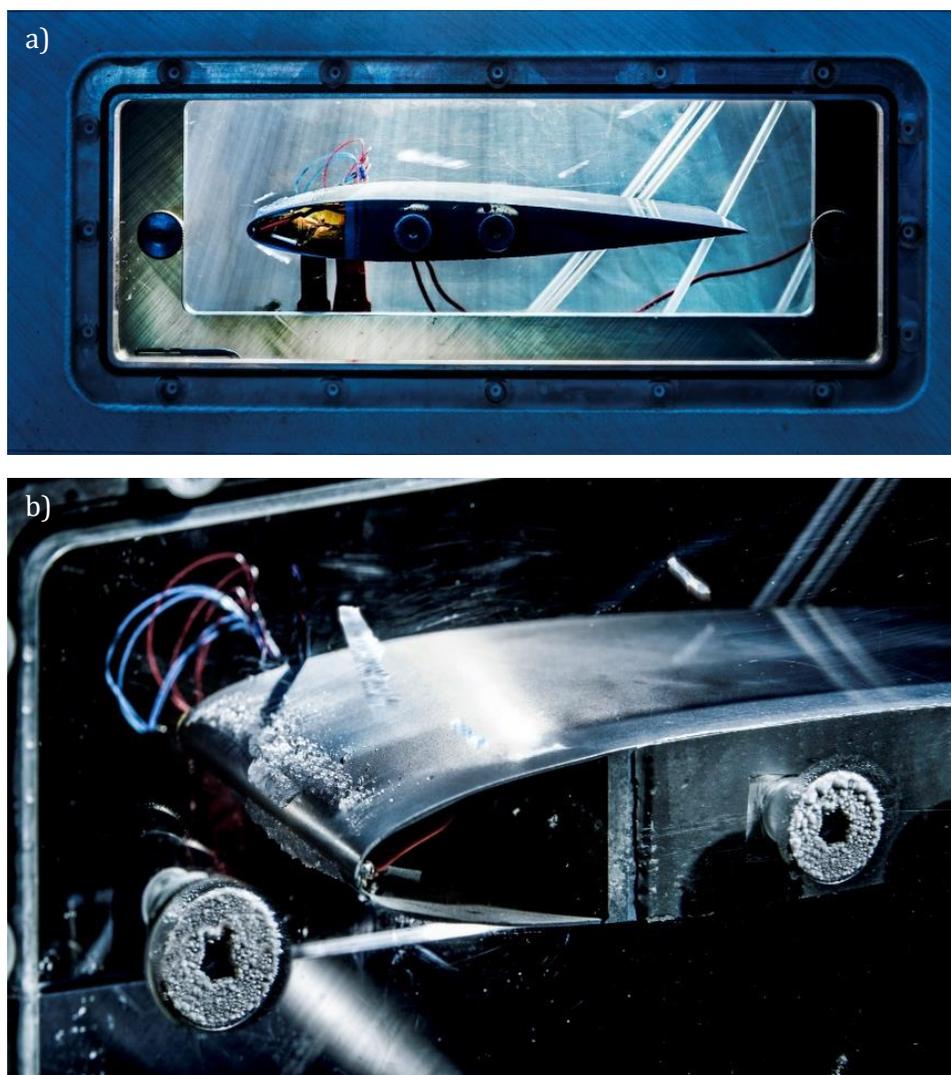


Abbildung 7.4 **a)** Entfernung der Eisakkumulationen auf der Ober- und Unterseite des Flügelprofils durch piezoelektrisch induzierte Oberflächenverformungen und **b)** Detailaufnahme der Flügelvorderkante mit den durch den Heizdraht aufgespaltenen oberen und unteren Eisakkumulationen stromabwärts der Stagnationslinie sowie der Entfernung der Eisakkumulationen bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren. Zur Erzeugung der Eisakkumulationen werden die Versuchsparameter von Fall 2 in Tabelle 3.1 verwendet.

Für die Bestimmung der experimentellen Eisschichtdicke, h_{ice_exp} , zum Zeitpunkt der Ablösung von der Profilloberfläche wird die Laser-Scanner-Messmethode aus (3.9) verwendet (Abbildung 7.5). Die Abbildung zeigt die Enteisungssequenz (Vereisungsfall 2 aus Tabelle 3.1) des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche. In den Einzelaufnahmen (3) und (4) ist das Ablösen der Eisakkumulationen von der Oberfläche dargestellt. Bei Vergleich der Laserstrahlen an der Vorderkante des Flügelprofils vor (2) und nach (4) der Eisentfernung durch den hybriden Systemansatz wird der Effekt der Aufweitung des Laserstrahls deutlich, der in der Einzelaufnahme (2) durch die akkumulierte Eisschicht auf der Profilloberseite induziert wird. Mit dem detektierten Wert der Lichtstreuung und den Datensätzen aus den Kalibriermessungen in (3.9) kann der Wert von h_{ice_exp} unmittelbar vor dem Ablösen berechnet werden.

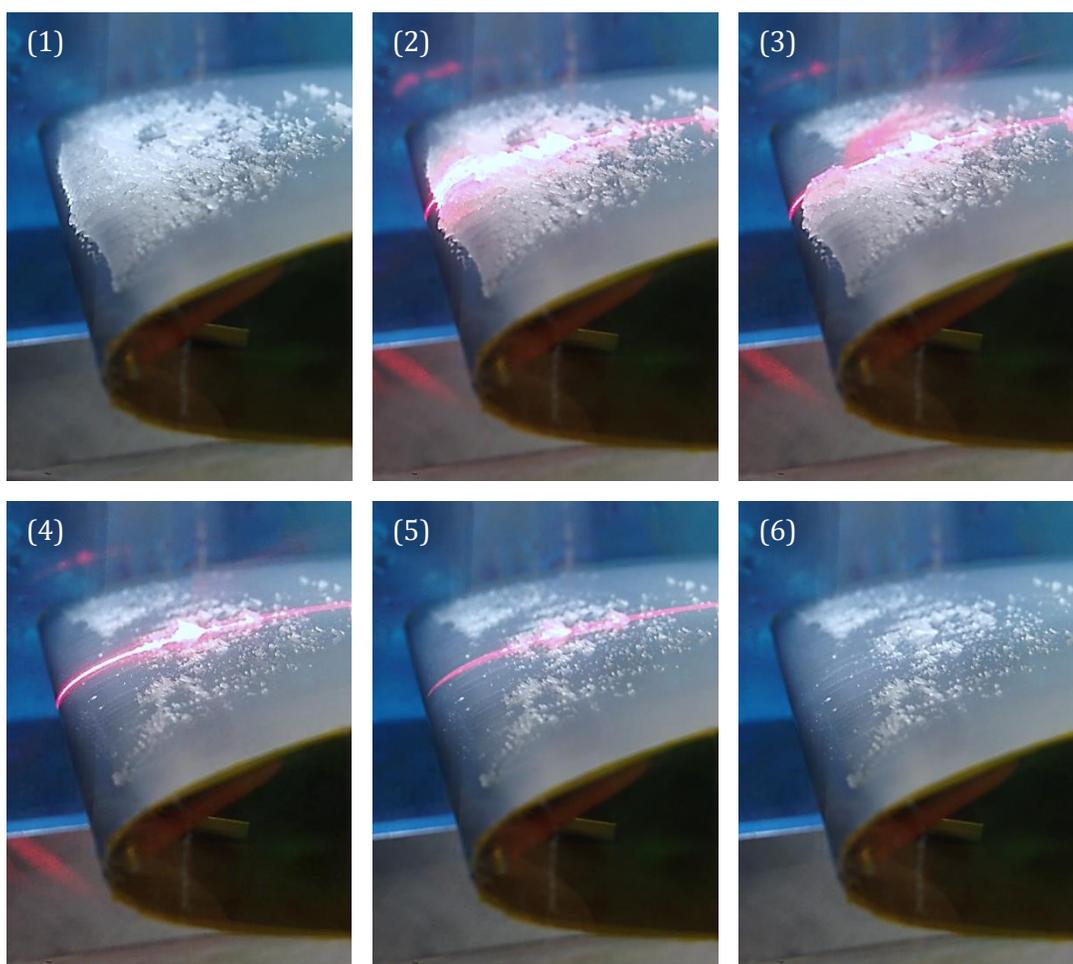


Abbildung 7.5 Sequentieller Enteisungszyklus (Vereisungsfall 2 aus Tabelle 3.1) des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche durch Verwendung des hybriden Systemansatzes. Die Bestimmung von h_{ice_exp} unmittelbar vor, bzw. während dem Ablöseprozess erfolgt mit der Laser-Scanner-Messmethode (3.9).

Für die Auswertung des Ablöseverhaltens der Eisschichten, die mit dem hybriden Systemansatz von der Oberfläche des Flügelprofils entfernt werden, wird der Algorithmus aus der Arbeit von Adam verwendet [28]. Der Algorithmus ist erforderlich, um beim Ablöseverhalten eine klare Abgrenzung zwischen dem aerodynamisch induzierten Ablösen kleiner Eisfragmente und der Entfernung von Eisakkumulationen durch die mechanisch eingeleiteten Verformungen der

Oberfläche vornehmen zu können. Zur Bestimmung der dünnsten entfernbaren Werte von h_{ice_exp} werden nach Adam die Enteisungskriterien d_{min} und n_{min} eingeführt [28]. Die Variable d_{min} bezeichnet die dünnste Eisschicht, die durch den hybriden Systemansatz von der Flügeloberfläche abgelöst wird und n_{min} steht für die Anzahl der Messstationen entlang der in Strömungsrichtung abgewinkelten Oberfläche, an denen simultan Eisablösungen auftreten. Für die Vereisungsfälle 1 bis 8 aus Tabelle 3.1 liegen die Werte von d_{min} im Bereich zwischen 1,01 und 1,08 mm, n_{min} wird zu 4 festgelegt.

Abbildung 7.6 zeigt die zeitlichen Verläufe des Eiswachstums sowie das jeweils auftretende Ablösen der Eisakkumulationen von der Oberfläche des Flügelprofils durch die Verwendung des hybriden Systemansatzes. Die Werte von h_{ice_exp} in Abbildung 7.6 sind die mit der Laser-Scanner-Methode gemessenen Eisschichtdicken an den Messstationen 1, 2, 3, 16, 17, 18 und 21 (siehe Abbildung 5.3) und beziehen sich auf den sequentiellen Enteisungszyklus aus Abbildung 7.5.

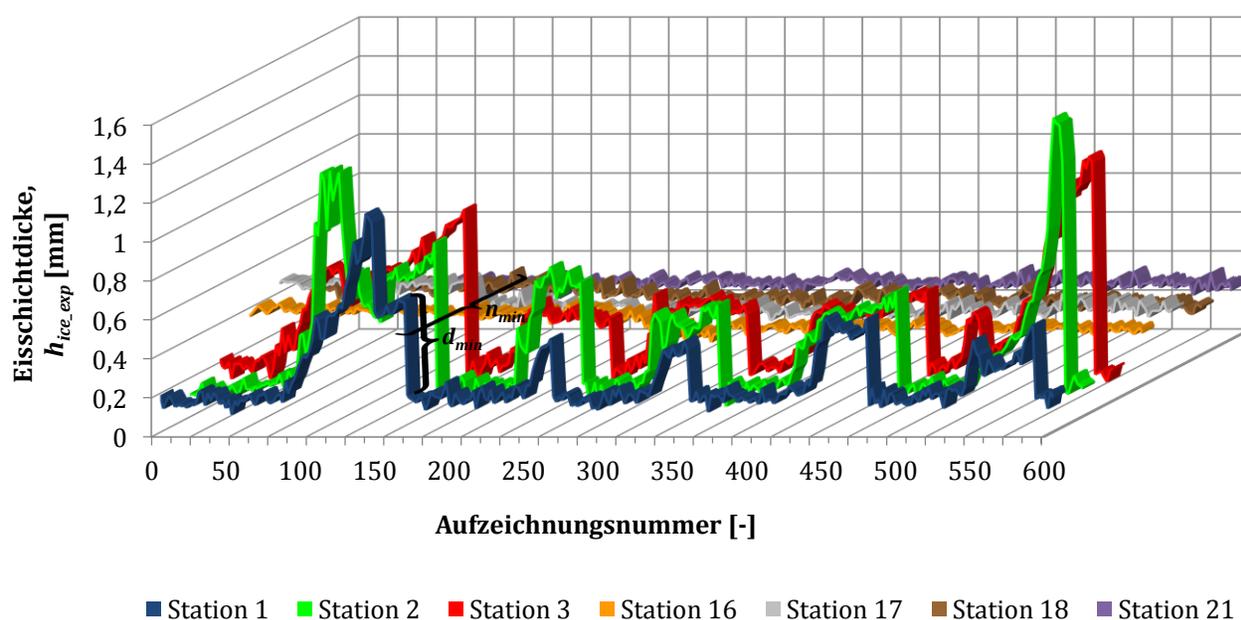


Abbildung 7.6 Mit der Laser-Scanner-Methode bestimmte exemplarische Zeitverläufe des experimentellen Wachstums der Eisschichtdicken, h_{ice_exp} , für die Messstationen 1, 2, 3, 16, 17, 18 und 21 (Abbildung 5.3). Die schematisch eingezeichneten Enteisungskriterien d_{min} und n_{min} nach Adam [28] dienen der Auswertung der dünnsten Werte von h_{ice_exp} zum Zeitpunkt der Ablösung bei Verwendung des hybriden Systemansatzes.

7.1.2 Ergebnisse

Die Ergebnisse von h_{ice_exp} bei der Enteisung mit dem hybriden Systemansatz sind aus der Arbeit von Adam [28]. Abbildung 7.7 zeigt die Mittelwerte von h_{ice_exp} , einschließlich der Standardabweichung, für das Flügelprofil mit der glatten, eisgehobenen Oberfläche (in Grau) und für das Flügelprofil mit der Referenzoberfläche (in Gelbgrün). Die größten Werte von h_{ice_exp} treten bei dem Flügelprofil mit der Referenzoberfläche in den Fällen 1 und 5 auf, mit Maximalwerten von $5,63 \pm 2,28$ mm für Fall 1 bzw. $5,75 \pm 1,39$ mm für Vereisungsfall 5. Mit sinkender Temperatur wird auch h_{ice_exp} kleiner, wobei der kleinste Wert von h_{ice_exp} mit $3,14 \pm 0,76$ mm bei der Entfernung der Eisschicht von Vereisungsfall 7 vorliegt. Diese Tendenz kann gemäß Chu und

Scavuzzo sowie Scavuzzo et al. anhand der Abnahme der Eisadhäsion mit sinkender Temperatur erklärt werden [29,30].

Für das Flügelprofil mit der glatten, eisphoben Oberfläche ist diese Tendenz weniger stark ausgeprägt [28]. Übereinstimmend mit der Literatur tritt der eisphobe Effekt bei der Enteisung von Klareisschichten deutlicher in Erscheinung als bei der Entfernung von Raueis [158]. Dennoch kann festgestellt werden, dass durch Verwendung der glatten, eisphoben Oberfläche im Bereich der Vorderkante eine Reduzierung nahezu aller Werte von h_{ice_exp} erreicht wird im Vergleich zur Referenzoberfläche. Die einzige Ausnahme liegt für Vereisungsfall 7 vor, wobei die Messungenauigkeit des Laser-Scanner-Systems mit einem Wert der Standardabweichung von 0,38 mm hierfür als mögliche Erklärung gilt. Dennoch wird ersichtlich, dass die hohen Werte von h_{ice_exp} , die bei den warmen Vereisungsbedingungen der Fälle 1 und 5 vorliegen, durch Verwendung des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche auf einen Wert von $2,86 \pm 0,61$ mm bzw. $3,81 \pm 1,05$ mm reduziert werden. Der kleinste Wert von h_{ice_exp} , der mit der glatten, eisphoben Oberfläche bei Vereisungsfall 4 gemessen wird, beträgt $1,77 \pm 0,30$ mm.

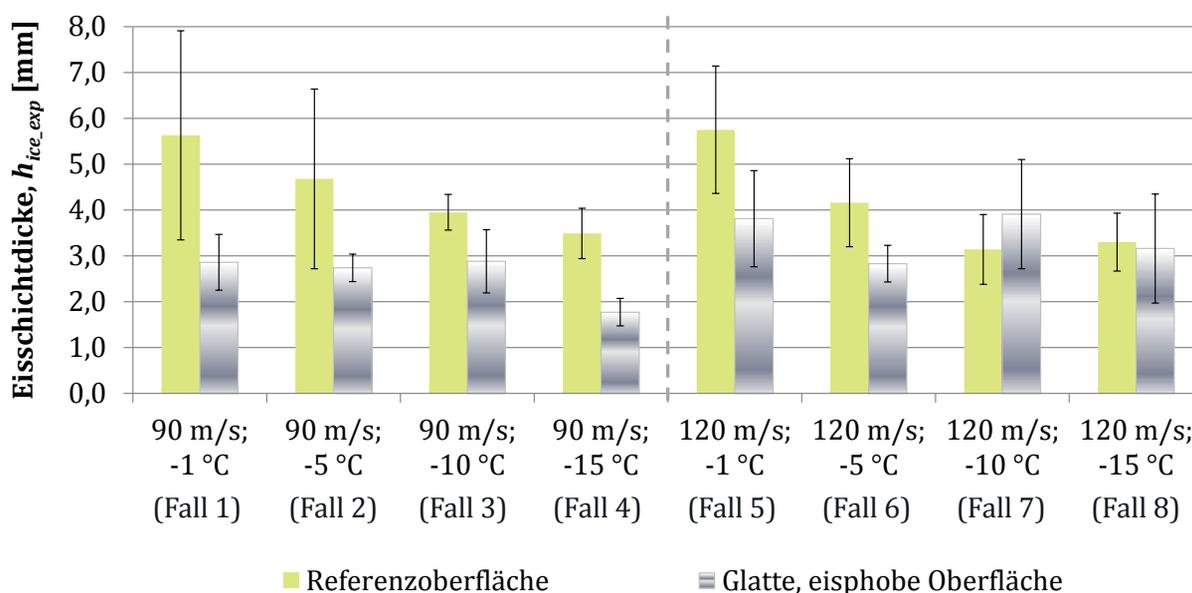


Abbildung 7.7 Fallspezifischer Vergleich der experimentellen Eisschichtdicken, h_{ice_exp} , die von der glatten, eisphoben Oberfläche (grau) bzw. der Referenzoberfläche (gelbgrün) bei Verwendung des hybriden Systemansatzes abgelöst werden.

Abschließend kann aus dem Vergleich der beiden Flügelprofile festgehalten werden, dass durch den adhäsionsreduzierenden Effekt der glatten, eisphoben Oberfläche eine Steigerung der Enteisungseffizienz von h_{ice_exp} mit einem Wert von maximal 49 % erreicht werden kann, wie sich beispielsweise in den Fällen 1 und 4 zeigt.

7.2 Numerisches Simulationsmodell

Das numerische Simulationsmodell des hybriden Systemansatzes ist den Studien von Strobl et al. entnommen [202,203]. Das Modell basiert auf der Simulation der zweidimensionalen Eisschichten in (5.2.1). Bei dem hybriden Systemansatz werden im Vergleich zu (5.2.1) jedoch deutlich dünnere Eisschichten betrachtet, die von der Flügeloberfläche abgelöst werden noch bevor die Aerodynamik

durch zu große Eisakkumulationen negativ beeinflusst wird. Da bei den teils noch sehr dünnen Eisakkumulationen nach kurzen Vereisungszeiten, $t_{ice} \leq 60$ s (Tabelle 5.4) der Beitrag der aerodynamischen Kräfte und Momente der Strömung auf die Eisablösung vernachlässigbar klein ist (5.2.3), werden für das Modell des hybriden Systemansatzes keine Strömungssimulationen analog zu (5.2.2) durchgeführt.

Der Fokus der Enteisungssimulationen des hybriden Systemansatzes liegt auf der Modellierung des elektromechanischen Systemansatzes mit den piezoelektrischen Aktoren und der Verformung der Flügeloberfläche bei Ansteuerung der Aktoren. Mit dem Simulationsmodell wird dabei die Hypothese untersucht, ob das Ablösen der Eisakkumulationen durch die Oberflächenverformungen eine Folge der Zunahme von der numerisch simulierten Eisschichtdicke, h_{ice_num} , oder der numerisch simulierten Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int_num} , mit fortwährendem t_{ice} ist.

7.2.1 Simulation des Wachstums der Eisakkumulationen

Für das Modell des hybriden Systemansatzes wird das Eiswachstum bei $t_{ice} = 10, 20, 30, 40, 50$ und 60 s simuliert. Abbildung 7.8 zeigt exemplarisch den zeitlichen Verlauf des Wachstums der dimensionslosen Eisakkumulationen für Vereisungsfall 6. Für die Wärmedichte, q , wird ein Wert von 400 kW/m^2 verwendet. In der Abbildung ist zudem die referenzielle Eisakkumulation dargestellt, die nach der Gesamtdauer von $t_{ice} = 60$ s ohne den Einfluss des Heizdrahts auf der Oberfläche des Flügelprofils aufwächst.

Die Werte von h_{ice_num} für die acht Vereisungsfälle nach $t_{ice} = 10$ s liegen noch im Bereich von hundertstel bis wenigen zehntel Millimeter, mit einem minimalen Wert von h_{ice_num} bei Fall 1 mit $0,065$ mm und einem maximalen Wert bei Fall 8 mit $0,378$ mm (siehe Tabelle 7.1 in 7.2.2). Für die *FEM*-Analysen in *Abaqus* erfordert dies eine Vernetzung der Eisschichten mit einer sehr feinen Elementgröße. Aufgrund des hohen Berechnungsaufwands einer sehr feinen Vernetzung beschränken sich die in der vorliegenden Arbeit durchgeführten Simulationen auf die Eisakkumulationen mit $t_{ice} = 20, 30, 40, 50$ und 60 s.

Die in (7.2.2) simulierten Verformungen der Flügeloberfläche und die daraus resultierende Spannungsverteilung in A_{int} werden dreidimensional betrachtet. Aus diesem Grund wird die Annahme getroffen, dass die mit *LEWICE2D* simulierten, zweidimensionalen Eisakkumulationen (5.2.1) in Richtung der Spannweite des Flügelprofils konstant extrudiert werden können. Realeffekte, die sich bei der experimentellen Validierung des hybriden Enteisungssystems ergeben, werden somit in den Simulationen nicht abgebildet. Ein Beispiel hierfür ist die Abnahme in der Eisakkumulation an den seitlichen Rändern des Flügelprofils durch Wandeffekte der Testsektionsgeometrie.

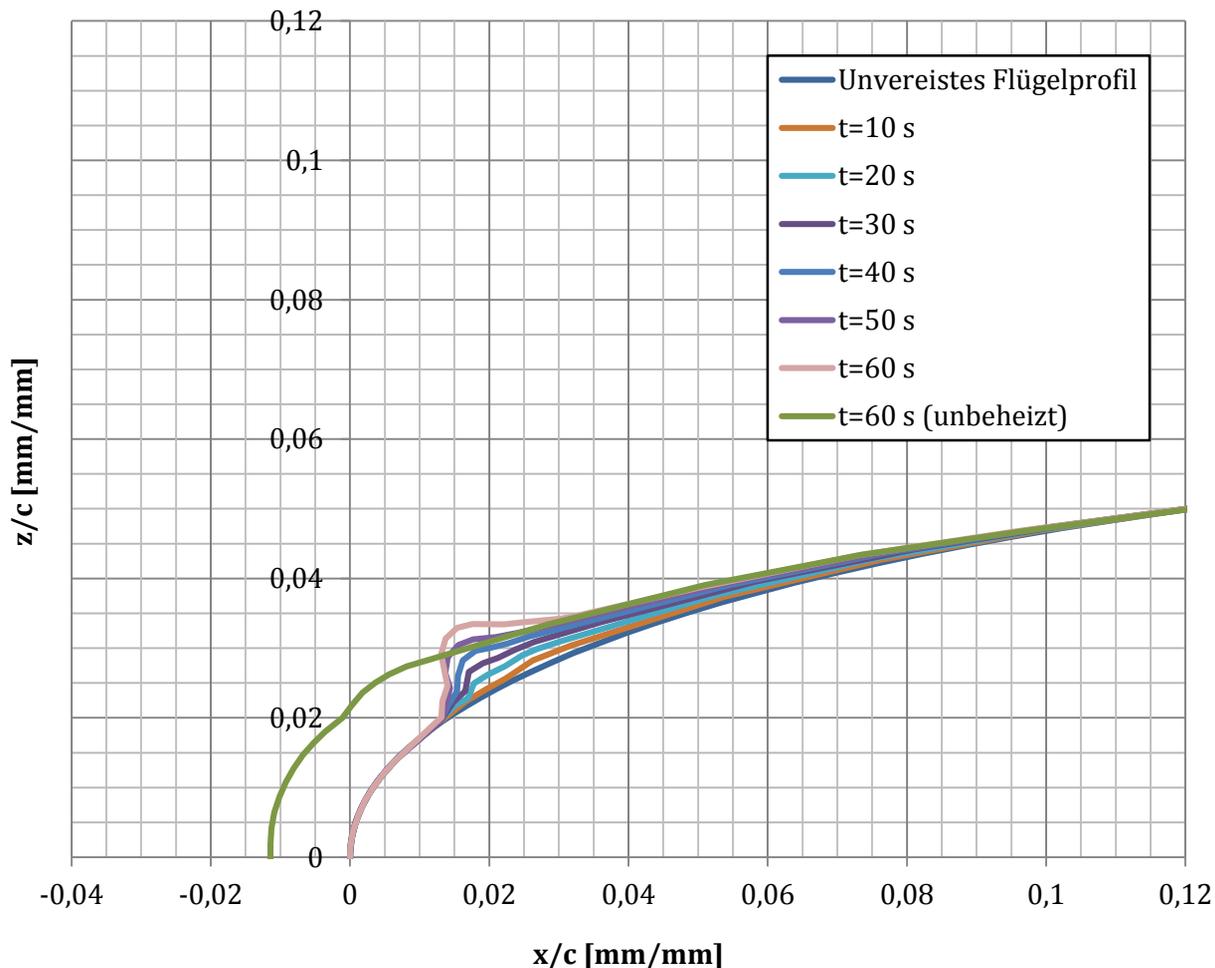


Abbildung 7.8 Zeitverlauf des simulierten Wachstums der Eisakkumulationen von Vereisungsfall 6 unter dem Einfluss des als Nassfließsystem betriebenen Heizdrahts mit einer Wärmedichte von $q = 400 \text{ kW/m}^2$. Die zweidimensionalen Koordinaten sind ohne Dimension auf Basis der Sehnenlänge des Flügelprofils angegeben. Als Referenz ist die Eisakkumulation auf der unbeheizten Flügeloberfläche nach 60 s dargestellt.

7.2.2 FEM-Analyse der Eisentfernung

In den *FEM*-Analysen in *Abaqus* [192] wird abschließend die Enteisungsfähigkeit des hybriden Systemansatzes bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren untersucht. Die Analysen sind in zwei Schritte unterteilt. Anhand von Modalanalysen wird zunächst das Eigenschwingungsverhalten untersucht. Hierbei werden die Schwingungsmoden und die zugehörigen Eigenfrequenzen für das Flügelprofil mit den darin integrierten Komponenten des hybriden Systemansatzes (3.5) ohne Eisakkumulation sowie für die verschiedenen Eisakkumulationen der Fälle 1 bis 8 (Tabelle 3.1) für $t_{ice} = 20, 30, 40, 50$ und 60 s ermittelt. Das Ziel der Modalanalysen ist die fallspezifische Bestimmung der Eigenfrequenz, bei der sich der maximale Wert der Verformung der Flügeloberfläche ergibt. Die individuellen Werte der Eigenfrequenz werden in den anschließenden dynamischen Schwingungsanalysen als Frequenz für eine resonante Anregung des Flügelprofils verwendet. Anhand der daraus resultierenden Schubspannungen, die mit *Abaqus* für A_{int} berechnet werden, kann das Ablöseverhalten der betrachteten Eisakkumulation von der Flügeloberfläche vorhergesagt werden. Unterstützend zu den Oberflächenverformungen wird in dem *FEM*-Modell

der adhäsionsreduzierende Effekt der glatten, eisfreien Oberfläche des Flügelprofils berücksichtigt.

Zur Reduzierung des Berechnungsaufwands in den *FEM*-Simulationen wird das dreidimensionale *NACA 0012* Flügelprofil 5 mm nach Übergang der Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante zum hinteren Bereich des Profils, der als Vollkörpergeometrie ausgeführt ist, abgeschnitten. Auf dieser Schnittebene wird in *Abaqus* eine feste Einspannbedingung aufgebracht. Das *Abaqus*-Modell des hybriden Enteisungssystems ist in Abbildung 7.9 dargestellt. Abbildung 7.9 a) zeigt die Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante des abgeschnittenen Flügelprofils. Darin sind der Heizdraht und die Komponenten des elektromechanischen Systemansatzes gemäß (3.5) integriert. Abbildung 7.9 b) veranschaulicht das auf der Oberfläche des Flügelprofils akkumulierte Eis, das durch den Heizdraht an der Stagnationslinie in eine obere und untere Eisakkumulation aufgespalten wird. Die hier exemplarisch dargestellten Eisakkumulationen beziehen sich auf Fall 5 nach 60 s Vereisungszeit.

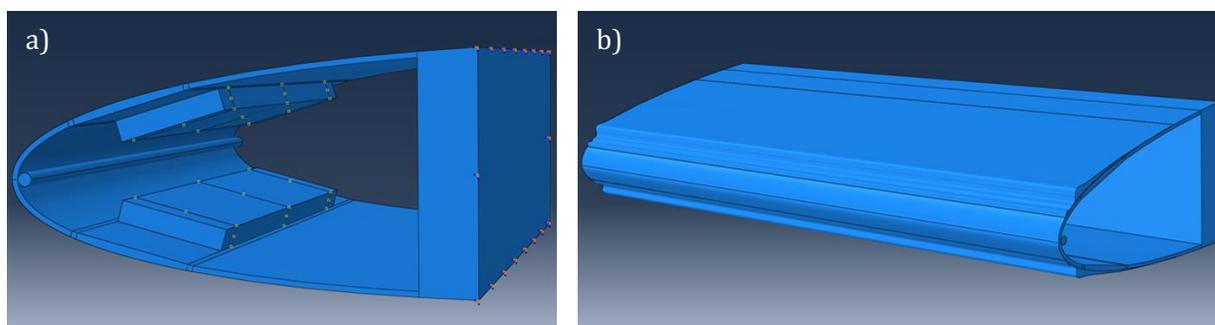


Abbildung 7.9 **a)** Hohlkörpergeometrie im Bereich der Vorderkante des abgeschnittenen *NACA 0012* Flügelprofils mit dem darin integrierten Heizdraht und den Komponenten des elektromechanischen Systemansatzes (piezoelektrische Aktoren und Aluminiumplättchen) und **b)** obere und untere Eisakkumulation in den unbeheizten Bereichen auf der Flügeloberfläche für Vereisungsfall 5 nach 60 s.

Die für das Flügelprofil und die Aluminiumplättchen verwendete Aluminiumlegierung, der Werkstoff des Heizdrahts sowie das Eis gehen als elastische, isotrope Materialien in *Abaqus* ein. Die Kennwerte der Materialien sind in Tabelle 3.3 in (3.10.1) angegeben. Die Modellierung und Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren werden in *Abaqus* in Anlehnung an die Studie von Latalski und die Arbeit von Al-Budairi umgesetzt [193,204]. Die Materialkennwerte der verwendeten piezoelektrischen Aktoren (Tabelle 3.4) werden anhand der in den Gleichungen [7.1], [7.2] und [7.3] angegebenen Matrizen implementiert zu:

Elastizitätsmatrix, c_{ij}^E (für konstante elektrische Feldstärke):

$$\begin{bmatrix} 156000 & 119000 & 94000 & 0 & 0 & 0 \\ 119000 & 156000 & 94000 & 0 & 0 & 0 \\ 94000 & 94000 & 106000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 18000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 18000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 19000 \end{bmatrix} \text{N/mm}^2 \quad [7.1]$$

Piezelektrische Koppelmatrix, d_{33} (für konstante mechanische Spannung):

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & -4.9 \cdot 10^{-6} \\ 0 & 0 & -4.9 \cdot 10^{-6} \\ 0 & 0 & 1.69 \cdot 10^{-5} \\ 0 & 1.27 \cdot 10^{-5} & 0 \\ 1.27 \cdot 10^{-5} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{C/mm}^2 \quad [7.2]$$

Dielektrizitäts- bzw. Permittivitätsmatrix, ε_{ij}^S (für „geklemmte“ Dielektrizitätskonstante):

$$\begin{bmatrix} 7.97 \cdot 10^{-12} & 0 & 0 \\ 0 & 7.97 \cdot 10^{-12} & 0 \\ 0 & 0 & 6.91 \cdot 10^{-12} \end{bmatrix} \text{F/mm} \quad [7.3]$$

Die Dimension der Länge bei den Werkstoffkenngrößen in den Gleichungen [7.1], [7.2] und [7.3] wird mit der in *Abaqus* hierfür erforderlichen SI-Einheit in [mm] angegeben.

Neben den in den Matrizen [7.1], [7.2] und [7.3] beschriebenen orthotropen Eigenschaften der piezelektrischen Aktoren geht in die *FEM*-Simulationen auch die Materialdämpfung des piezokeramischen Werkstoffs ein, wobei Letztere anhand des Modells der Rayleigh-Dämpfung ausschließlich in den dynamischen, piezelektrisch induzierten Schwingungsanalysen berücksichtigt wird [205,206]. Hierbei wird der massenproportionale Koeffizient der *Rayleigh*-Dämpfung, α , gleich Null gesetzt und der steifigkeitsproportionale Koeffizient der *Rayleigh*-Dämpfung, β , ist:

$$\beta = \frac{1}{2\pi f_n \cdot Q_m} \quad [7.4]$$

wobei f_n den aus der jeweiligen Modalanalyse extrahierten Wert der Eigenfrequenz bezeichnet. Der Wert des mechanischen Gütefaktors, Q_m , des piezokeramischen Werkstoffs ist in Tabelle 3.4 angegeben.

Die Bezeichnung der Achsen der piezelektrischen Aktoren erfolgt in *Abaqus* wie in Abbildung 7.10 veranschaulicht. Die lokale 1-Richtung liegt entlang der Seite des Aktors, deren Länge 10 mm beträgt. Entlang der Höhe des Aktors mit 2 mm Länge ist die lokale 2-Richtung orientiert. Die lokale 3-Richtung läuft entlang der 30 mm Seitenlänge parallel zur Polarisationsrichtung des Aktors. Die Elektroden befinden sich an den Stirnflächen senkrecht zur Polarisationsrichtung. Die vordere der beiden Elektroden ist in der Abbildung mit der blau schraffierten Fläche gekennzeichnet. Die elektrischen Potentiale der Aktorflächen, die in der Ebene der lokalen 1- Richtung und 3-Richtung liegen (Abbildung 7.10) und mit den Innenflächen des Flügelprofils verbunden sind (Abbildung 7.9 a), werden während der *FEM*-Analysen gleich Null gesetzt.

Zur Generierung der dynamischen Schwingungsanregung wird der d_{33} -Effekt für eine periodische longitudinale Auslenkung der piezelektrischen Aktoren entlang der lokalen 3-Richtung genutzt. Dieser Effekt wird in Form von Biegeverformungen auf die Oberfläche des Flügelprofils übertragen. Hierfür werden die Aktoren mit einer sinusförmigen Wechselspannung unter Berücksichtigung der in den Modalanalysen ermittelten resonanten Anregungsfrequenzen angesteuert. An die Elektrode jeden Aktors, die in Kontakt mit einem Aluminiumplättchen ist (blau schraffierte stirnseitige

Elektrode in Abbildung 7.10), wird eine elektrische Spannung, U , von 2170 V angelegt. Der Gesamtwert der Spannung ist das Produkt der Spannungsamplitude von 7 V, die an jeder piezokeramischen Einzelschicht anliegt, multipliziert mit der Gesamtzahl der 310 Monolagen des Vielschichtaktors. An die gegenüberliegende Elektrodenseite jeden Aktors (in Abbildung 7.10 nicht dargestellte verdeckte Elektrode), an welcher der Aktor mit einem anderen Aktor in Kontakt ist, wird eine konstante elektrische Spannung = 0 V angelegt.

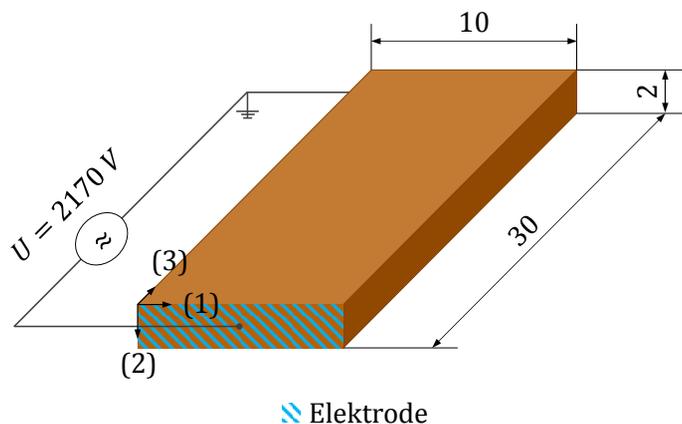


Abbildung 7.10 Bezeichnung der Achsen und der Elektrode(n) des piezoelektrischen Vielschichtaktors. In den *FEM*-Simulationen liegt an der blau schraffierten stirnseitigen Elektrode die elektrische Spannung, U , von 2170 V an, an der gegenüberliegenden verdeckten Elektrode liegt eine Spannung von 0 V an.

Die Klebeverbindungen zwischen dem Flügelprofil und den piezoelektrischen Aktoren, den Aluminiumplättchen, bzw. dem Heizdraht werden als adhäsive Verbindungen mit der sogenannten „Tie“-Randbedingung aus dem Interaktionsmodul modelliert. Hierbei wird die Annahme getroffen, dass der Einfluss der Klebeschichten auf die Dämpfung hinsichtlich des Verformungsverhaltens der Oberfläche des Flügelprofils als vernachlässigbar klein angesehen werden kann. Der Kontakt zwischen den Aluminiumplättchen und den piezoelektrischen Aktoren sowie der Kontakt zweier Aktoren auf der Profilver- und -unterseite werden ebenfalls anhand der „Tie“-Randbedingung abgebildet.

Wie in den *FEM*-Analysen in (5.2.3) wird auch bei den dreidimensionalen dynamischen Schwingungsanalysen eine adhäsive Verbindung zwischen dem Eis und der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils modelliert. Ebenso wird das Versagen dieser Verbindung anhand von Gleichung [5.4] beschrieben. Das Aufbrechen der adhäsiven Verbindung erfolgt, sobald die mit *Abaqus* numerisch simulierten Schubspannungen, τ_{int_FEM} , die aus der piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformung resultieren, den Wert der Eisadhäsion, τ_{int_emp} , aus dem empirischen Vorhersagemodell überschreiten (Tabelle 5.3). Die aerodynamischen Kräfte und Momente der Strömung werden aufgrund ihres vernachlässigbar kleinen Beitrags zur Ablösung der Eisakkumulationen nach $t_{ice} \leq 60 \text{ s}$ nicht berücksichtigt (siehe 7.2 bzw. 5.2.3).

Für die Vernetzung der Gesamtstruktur werden unterschiedliche Elementtypen herangezogen [192]. Die Grundgeometrien des Flügelprofils und der Eisakkumulationen werden mit der Simulationssoftware *Altair HyperWorks* mit dreidimensionalen, modifizierten zehnknotigen Tetraedervolumenelementen zweiter Ordnung (*C3D10M*) modelliert. Dadurch kann die

Kontaktbedingung zwischen dem Eis und der Flügeloberfläche in den Spannungs-Verschiebungs-Analysen abgebildet werden. Für die weiteren Simulationen werden die vernetzten Geometrien in *Abaqus* importiert. Die Aluminiumplättchen und der Heizdraht werden in *Abaqus* mit dreidimensionalen, achtknotigen linearen Tetraedervolumenelementen erster Ordnung (*C3D8R*) vernetzt. Die piezoelektrischen Aktoren werden mit dreidimensionalen, achtknotigen linearen piezoelektrischen Tetraedervolumenelementen erster Ordnung (*C3D8E*) modelliert.

Aus den Ergebnissen der Modalanalyse wird der Einfluss von h_{ice_num} und A_{int_num} auf das Resonanzverhalten des Flügelprofils mit dem darin integrierten hybriden Systemansatz deutlich [202,203]. Zunächst werden die Ergebnisse der Modalanalyse für das unvereiste Flügelprofil betrachtet, um für die weiteren Simulationen diejenige Eigenfrequenz zu selektieren, bei der die Flügeloberfläche maximal deformiert wird. Für das unvereiste Flügelprofil liegen die ersten beiden ausgeprägten Eigenfrequenzen der zugehörigen Schwingungsmoden bei 4,73 und 4,87 kHz. Die Abbildungen 7.11 a) und b) zeigen die Konturdiagramme der in *Abaqus* berechneten Verteilung der Schubspannungen, S , $S12$, auf der Oberfläche des Flügelprofils. Die Strichlinien in den beiden Konturdiagrammen veranschaulichen die Positionen der piezoelektrischen Aktoren und der Aluminiumplättchen auf der Innenseite des Flügelprofils. Aus dem Vergleich der Konturdiagramme geht hervor, dass die Werte von S , $S12$ für die erste Eigenfrequenz bei 4,73 kHz (Abbildung 7.11 a) größer sind als die Werte von S , $S12$ für die zweite Eigenfrequenz bei 4,87 kHz (Abbildung 7.11 b). Der Vergleich der Abbildungen zeigt des Weiteren, dass die Verformung, insbesondere an der Flügelvorderkante (farbige Bereiche am jeweils unteren Rand der Konturdiagramme), bei der ersten Eigenfrequenz ausgeprägter ist als bei der zweiten Eigenfrequenz. Aus diesem Grund wird in den dynamischen Schwingungsanalysen des vereisten Flügelprofils die jeweils erste Eigenfrequenz als Frequenz für eine resonante Anregung herangezogen.

Die Ergebnisse der Modalanalysen für die erste Schwingungsform des vereisten Flügelprofils sind in Tabelle 7.1 dargestellt. Die Eigenfrequenzen der ersten Schwingungsform, ω_1 , der Vereisungsfälle 1 bis 8 sind in der Tabelle von a) bis h) nummeriert. Die jeweils betrachtete Vereisungszeit, t_{ice} , nach 20, 30, 40, 50 und 60 s wird mit den Indizes 20, 30, 40, 50 und 60 angegeben. Zusätzlich ist in jedem Vereisungsfall als Referenz der Wert der Eigenfrequenz des unvereisten Flügelprofils zum initialen Zeitpunkt, t_0 , hinzugefügt. Tabelle 7.1 zeigt des Weiteren die Werte von h_{ice_num} und A_{int_num} für $t_{ice} = 10, 20, 30, 40, 50$ und 60 s. Mit fortlaufendem t_{ice} nehmen h_{ice_num} und bis auf wenige Ausnahmen ebenso A_{int_num} zu. Bei Betrachtung der ersten Schwingungsmoden zeigt sich eine Erhöhung von ω_1 mit fortlaufendem t_{ice} . Dies ist auf die zunehmende Steifigkeit durch den Aufwuchs der Eisschichten zurückzuführen. Während die Steifigkeit mit der dritten Potenz von h_{ice_num} zunimmt, erfolgt die Massenzunahme bei fortlaufender Eisakkumulation linear. Für $t_{ice} = 60$ s liegt der Wert von ω_1 exemplarisch für Vereisungsfall 6 bei 6,08 kHz. Im Vergleich dazu hat die erste Eigenfrequenz zum Zeitpunkt t_0 einen Wert von 4,73 kHz.

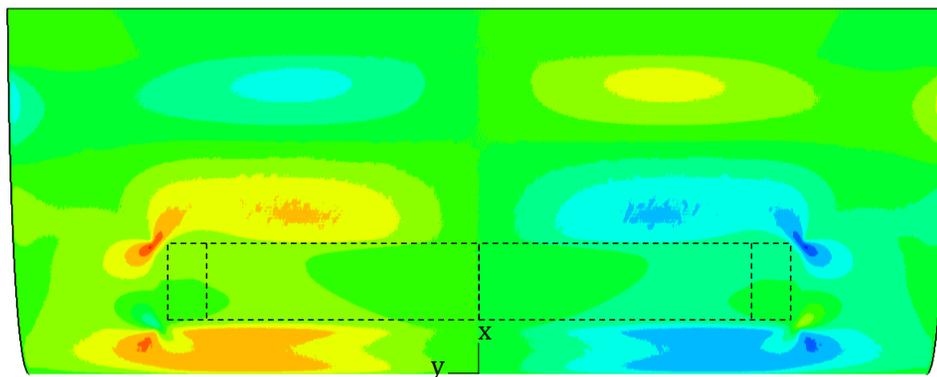
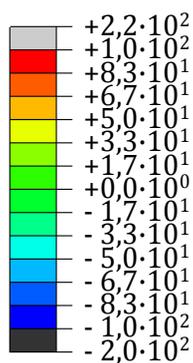
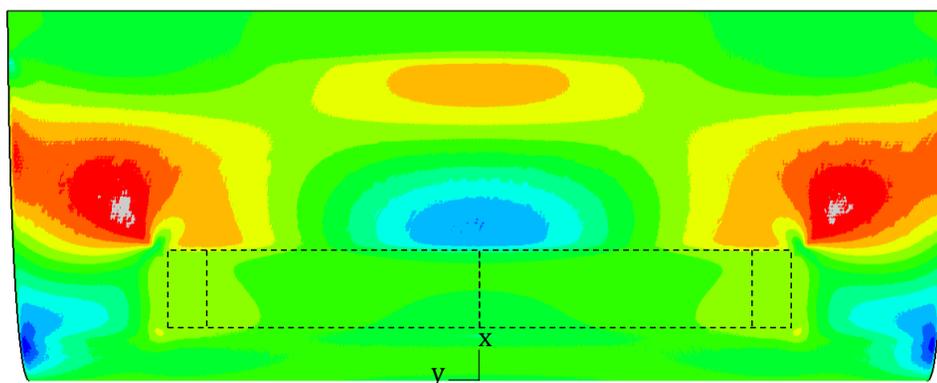
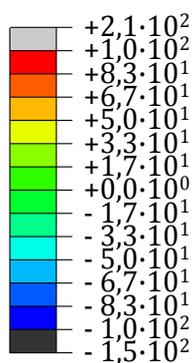
a) S, S_{12} [MPa]b) S, S_{12} [MPa]

Abbildung 7.11 Visualisierung der S, S_{12} Schubspannungsverteilung auf der Oberseite des unvereisten Flügelprofils für **a)** die erste Eigenfrequenz bei 4,73 kHz und **b)** die zweite Eigenfrequenz bei 4,87 kHz. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y -Achse des Flugkoordinatensystems.

Tabelle 7.1 Eigenfrequenzen der ersten Schwingungsform, ω_1 , für das vereiste Flügelprofil der Fälle 1 bis 8 für die Vereisungszeiten, t_{ice} , nach 20, 30, 40, 50 und 60 s. Die Vereisungsfälle 1 bis 8 sind von **a)** bis **h)** nummeriert. Als Referenz ist in jedem Vereisungsfall der Wert der Resonanzfrequenz des unvereisten Flügelprofils zum initialen Zeitpunkt, t_0 , hinzugefügt. Zusätzlich sind die Werte der numerisch simulierten Eisschichtdicke, h_{ice_num} , und der numerisch simulierten Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int_num} , für $t_{ice} = 10, 20, 30, 40, 50$ und 60 s aufgeführt.

a)

Fall 1	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,50	5,55	-*	-*	5,72
h_{ice_num} [mm]	0	0,07	0,18	0,34	0,45	0,61	0,81
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	2,21	1,81	1,91	1,98	2,13	2,38

b)

Fall 2	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	-†	5,56	5,66	5,77	5,86
h_{ice_num} [mm]	0	0,13	0,22	0,30	0,42	0,56	0,67
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,77	1,81	1,89	2,03	1,94	2,22

c)

Fall 3	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,49	5,65	5,71	5,80	5,93
h_{ice_num} [mm]	0	0,21	0,26	0,36	0,48	0,66	0,85
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,84	1,95	2,06	1,80	2,20	2,24

d)

Fall 4	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	-†	5,55	5,70	5,87	5,91
h_{ice_num} [mm]	0	0,22	0,26	0,41	0,87	1,66	1,73
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,35	2,03	2,03	2,47	2,15	2,23

e)

Fall 5	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,61	5,74	5,85	5,89	5,95
h_{ice_num} [mm]	0	0,23	0,47	0,77	1,13	1,33	1,36
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,67	2,07	2,12	2,24	2,28	2,16

f)

Fall 6	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,64	5,79	6,00	6,00	6,08
h_{ice_num} [mm]	0	0,27	0,47	0,77	1,12	1,45	1,85
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	2,07	2,11	2,23	2,15	2,15	2,21

g)

Fall 7	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,67	5,85	5,92	5,99	6,07
h_{ice_num} [mm]	0	0,34	0,62	0,88	1,13	1,48	1,91
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,98	2,20	2,22	2,18	2,26	2,26

h)

Fall 8	t_0	t_{ice_10}	t_{ice_20}	t_{ice_30}	t_{ice_40}	t_{ice_50}	t_{ice_60}
ω_1 [kHz]	4,73	-	5,69	5,80	5,75	5,85	5,88
h_{ice_num} [mm]	0	0,38	0,94	1,26	1,46	1,68	1,94
A_{int_num} [$\cdot(10^3)$ mm ²]	0	1,41	1,83	1,91	1,83	1,98	2,03

* Berechnung von ω_1 für den Fall 1 bei $t_{ice} = 40$ und 50 s nicht durchführbar aufgrund von Fehlern in der Vernetzung der Eisschichten.

† Berechnung von ω_1 für die Fälle 2 und 4 bei $t_{ice} = 20$ s nicht durchführbar aufgrund des ungenügenden Speicherplatzes, bedingt durch die für die Vernetzung der Eisschichten erforderliche feine Elementgröße.

Die Ergebnisse der *FEM*-Simulationen bei dynamischer Schwingungsanregung werden im Folgenden exemplarisch für Vereisungsfall 6 vorgestellt. In den Abbildungen 7.12 und 7.13 wird die Verformung der vereisten Flügeloberfläche nach $t_{ice} = 20, 30, 40, 50$ und 60 s visualisiert. Aus dem Vergleich von Tabelle 7.1 mit den Visualisierungen des vereisten Flügelprofils geht hervor, dass die Zunahme von h_{ice_num} mit fortlaufendem t_{ice} einen verstärkenden Effekt auf das Ablösen der Eisakkumulationen hat. Mit zunehmenden Werten von h_{ice_num} nimmt die Steifigkeit der Eisschicht zu. Bis zu einem Grenzwert der Steifigkeit können dünne, flexible Eisschichten den piezoelektrisch induzierten Verformungen der Flügeloberfläche standhalten. Wird dieser Grenzwert überschritten erfolgt aufgrund der unzureichenden Verformungsfähigkeit der Eisschicht ein adhäsives Versagen zwischen dem Eis und der Oberfläche des Flügelprofils nach dem Kriterium in Gleichung [5.4] aus (5.2.3). In den Abbildungen 7.12 a) und b) sind die Konturdiagramme des vereisten Flügelprofils von Fall 6 nach $t_{ice} = 20$ s bzw. 30 s dargestellt. Die Konturdiagramme zeigen die Verteilung der Schubspannungen, $S, S12$, auf der Oberseite des Flügelprofils, die aus der piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformung resultieren. Zur besseren Visualisierung sind in den Diagrammen die Eisakkumulationen auf der Flügeloberfläche in transparentem dunkelgrau schematisch dargestellt. Die in schwarz und grau dargestellten Zonen veranschaulichen die Bereiche auf der Oberfläche des Flügelprofils, in denen die Werte von $S, S12$ den nach Gleichung [5.4] erforderlichen Wert zur Eisablösung mit $\tau_{int_emp} = 0,012$ MPa für Vereisungsfall 6 überschreiten (Tabelle 5.3).

In den farblich markierten Bereichen auf der Flügeloberfläche (jeweils weiß eingerahmte Bereiche innerhalb der transparent dargestellten Eisschichten) sind die Werte von $S, S12$ in den Abbildungen 7.12 a) und b) kleiner als $0,012$ MPa und damit unzureichend, um die Adhäsionskräfte in A_{int} aufzubrechen. Somit geht aus den Abbildungen 7.12 a) und b) hervor, dass die Eisakkumulationen nach 20 s und 30 s anhand des hybriden Systemansatzes bzw. der piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformung nicht ganzheitlich von der Oberfläche des Flügelprofils entfernt werden können. Als Ursache für die unzureichende Enteisungsfähigkeit ist die elastische Verformbarkeit der Eisschichten von t_{ice_20} und t_{ice_30} anzuführen, deren Dicke mit $0,47$ bzw. $0,77$ mm zu dünn ist.

Die Abbildungen 7.13 a) bis c) zeigen das vereiste Flügelprofil für Fall 6 nach $t_{ice} = 40, 50$ und 60 s. Die Konturdiagramme veranschaulichen, dass die in den Abbildungen 7.12 a) und b) dargestellten farbigen Bereiche auf der Flügeloberfläche unter der transparent dargestellten Eisschicht mit unzureichender Enteisungsfähigkeit in den Abbildungen 7.13 a) bis c) in schwarz erscheinen. Nach $t_{ice} = 40, 50$ und 60 s wird der für die Entfernung der Eisakkumulationen erforderliche Wert von $\tau_{int_emp} \geq 0,012$ MPa somit im gesamten vereisten Oberflächenbereich des Flügelprofils erreicht und die Eisakkumulationen werden gänzlich von der Oberfläche entfernt.

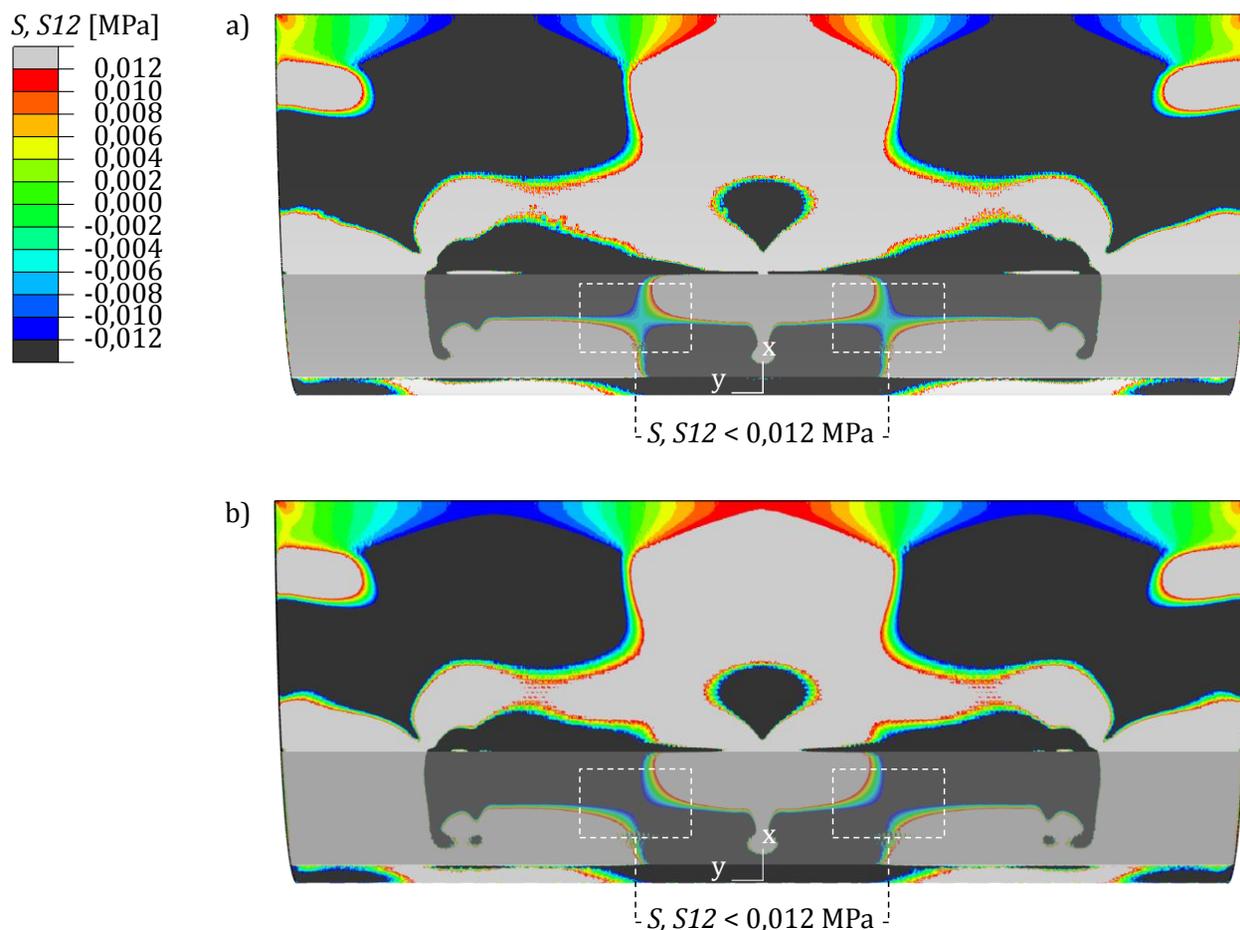


Abbildung 7.12 Konturdiagramme der Schubspannungsverteilung, S, S_{12} , auf der Oberseite des Flügelprofils mit unzureichender Enteisungsfähigkeit (Grenzwert der Eisablösung bei $S, S_{12} = \pm 0,012$ MPa) nach **a)** 20 s und **b)** 30 s Vereisungszeit für Vereisungsfall 6. Zur Veranschaulichung sind die Eisakkumulationen auf der Flügeloberfläche schematisch in transparentem dunkelgrau dargestellt. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y-Achse des Flugkoordinatensystems.

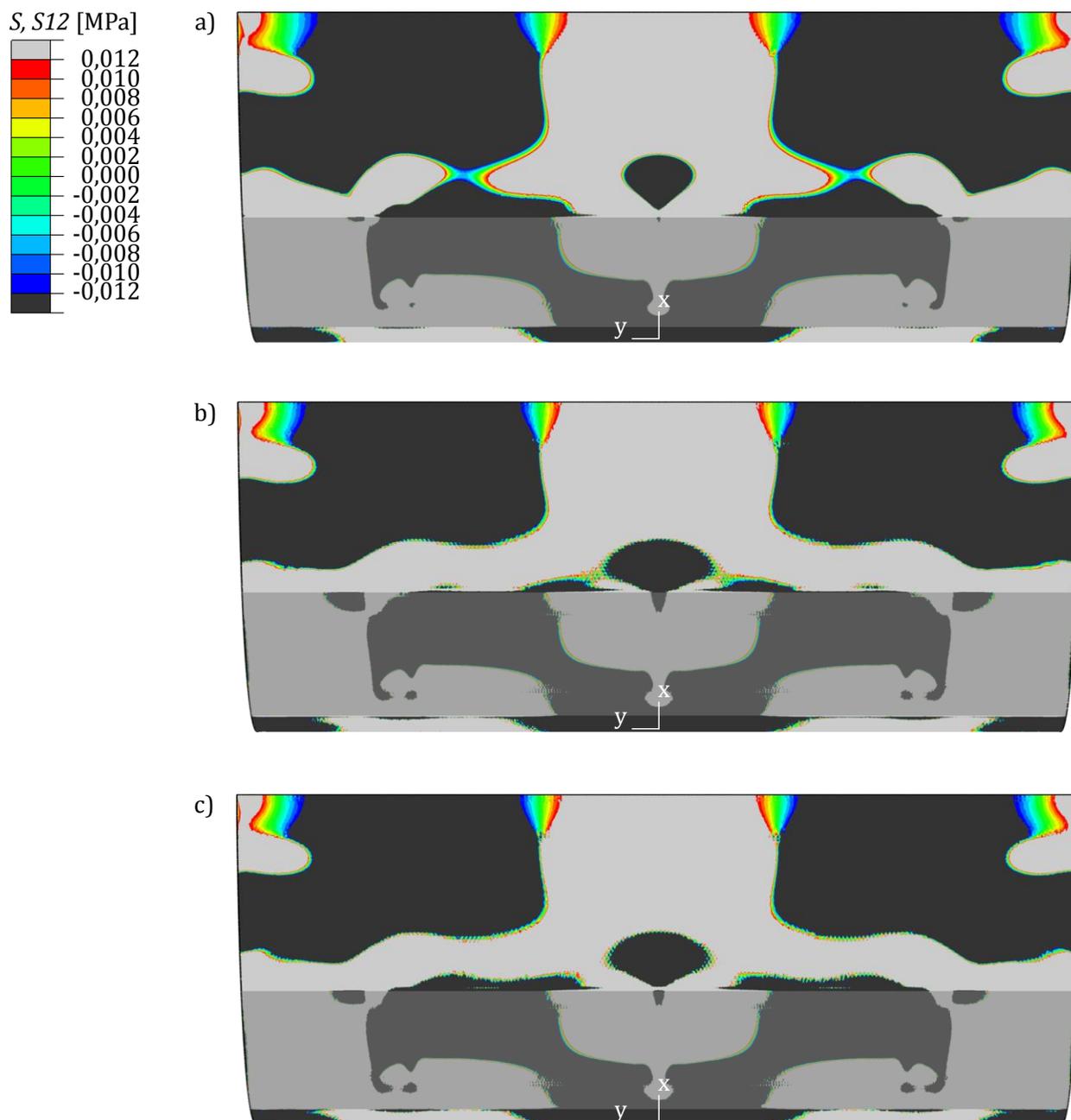


Abbildung 7.13 Konturdiagramme der Schubspannungsverteilung, S, S_{12} , auf der Oberseite des Flügelprofils mit ganzheitlich von der Flügeloberfläche entfernten Eisakkumulationen (Grenzwert der Eisablösung bei $S, S_{12} = \pm 0,012$ MPa) nach **a)** 40 s, **b)** 50 s und **c)** 60 s Vereisungszeit für Vereisungsfall 6. Zur Veranschaulichung sind die Eisakkumulationen auf der Flügeloberfläche vor der Ablösung schematisch in transparentem dunkelgrau dargestellt. Die Flügelvorderkante verläuft entlang der y-Achse des Flugkoordinatensystems.

7.3 Validierung des Simulationsmodells

Der direkte Vergleich der experimentellen Ergebnisse aus (7.1.2) mit den numerischen Simulationen (7.2.2) des hybriden Systemansatzes erfolgt anhand von h_{ice_exp} und h_{ice_num} für das Flügelprofil mit der glatten, eisphoben Oberfläche. Die Werte von h_{ice_exp} und h_{ice_num} zum Zeitpunkt unmittelbar vor dem Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche sind in Tabelle 7.2 aufgeführt.

Aus der Tabelle geht hervor, dass das Ablösen der numerisch simulierten Eisakkumulationen bei allen acht Vereisungsfällen mit deutlich dünneren Werten von h_{ice_num} erfolgt im Vergleich zu h_{ice_exp} . Für die Vereisungsfälle 1, 2, 3, 5 und 6 liegt die Abweichung, Δh_{ice} , der Werte von h_{ice_num} von den experimentellen Vergleichswerten zwischen 50 und 73 %. Bei den dünnen Eisakkumulationen der Fälle 1 bis 3 gilt es jedoch zu beachten, dass die piezoelektrischen Aktoren in den *Abaqus*-Simulationen in (7.2.2) mit dem doppelten Wert der Spannungsamplitude (4340 V) angesteuert werden, um nach der maximal betrachteten Vereisungszeit von $t_{ice} = 60$ s eine Ablösung der numerisch simulierten Eisakkumulationen zu initiieren. Es ist davon auszugehen, dass bei dickeren Werten von h_{ice_num} nach Vereisungszeiten von beispielsweise $t_{ice} = 90$ s, oder länger, ebenfalls ein piezoelektrisch induziertes Eisablösen von der Flügeloberfläche mit dem Referenzwert der Spannungsamplitude (2170 V) erreicht wird (7.2.2). Der geringste Wert von Δh_{ice} beim Ablösen der Eisakkumulationen liegt bei Fall 8 vor, bei dem h_{ice_num} um 13 % von h_{ice_exp} abweicht.

Tabelle 7.2 Fallspezifische Werte der Eisschichtdicken für die experimentellen Windkanalversuche, h_{ice_exp} , sowie für die numerischen Simulationen, h_{ice_num} , zum Zeitpunkt unmittelbar vor dem Ablösen von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils.

Fall	h_{ice_exp} [mm]	h_{ice_num} [mm]	Δh_{ice} [%]
1	2,11	0,81*	-62
2	2,46	0,67*	-73
3	2,05	0,85*	-59
4	1,47	0,87	-41
5	2,82	1,36	-52
6	2,26	1,12	-50
7	1,66	1,13	-32
8	1,45	1,26	-13

* Ablösen der Eisakkumulationen durch Anregung der piezoelektrischen Aktoren mit doppelter Spannungsamplitude mit einem Gesamtwert von 4340 V

Zur weiteren Charakterisierung der Effekte, die zum Ablösen des Eises führen, werden der aus t_{ice} resultierende Anstieg von h_{ice} sowie die Zunahme von A_{int} vergleichend betrachtet. Hierfür werden exemplarisch für Vereisungsfall 4 die Ergebnisse der Numerik aus Tabelle 7.1 herangezogen und mit den experimentellen Ergebnissen aus (7.1.2) diskutiert. Der experimentelle Wert der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int_exp} , ist das Produkt der Spannweite des Flügelprofils (100 mm) und der mit Eis bedeckten Länge, die mit der Laser-Scanner-Methode gemessen wird (Abbildung 5.3). Abbildung 7.14, die an die Studie von Strobl et al. angelehnt ist [203], zeigt die experimentellen bzw. numerisch simulierten Werte von h_{ice} und A_{int} sowie die Trendlinien von h_{ice_exp} bzw. h_{ice_num} und A_{int_exp} bzw. A_{int_num} als Funktion von t_{ice} .

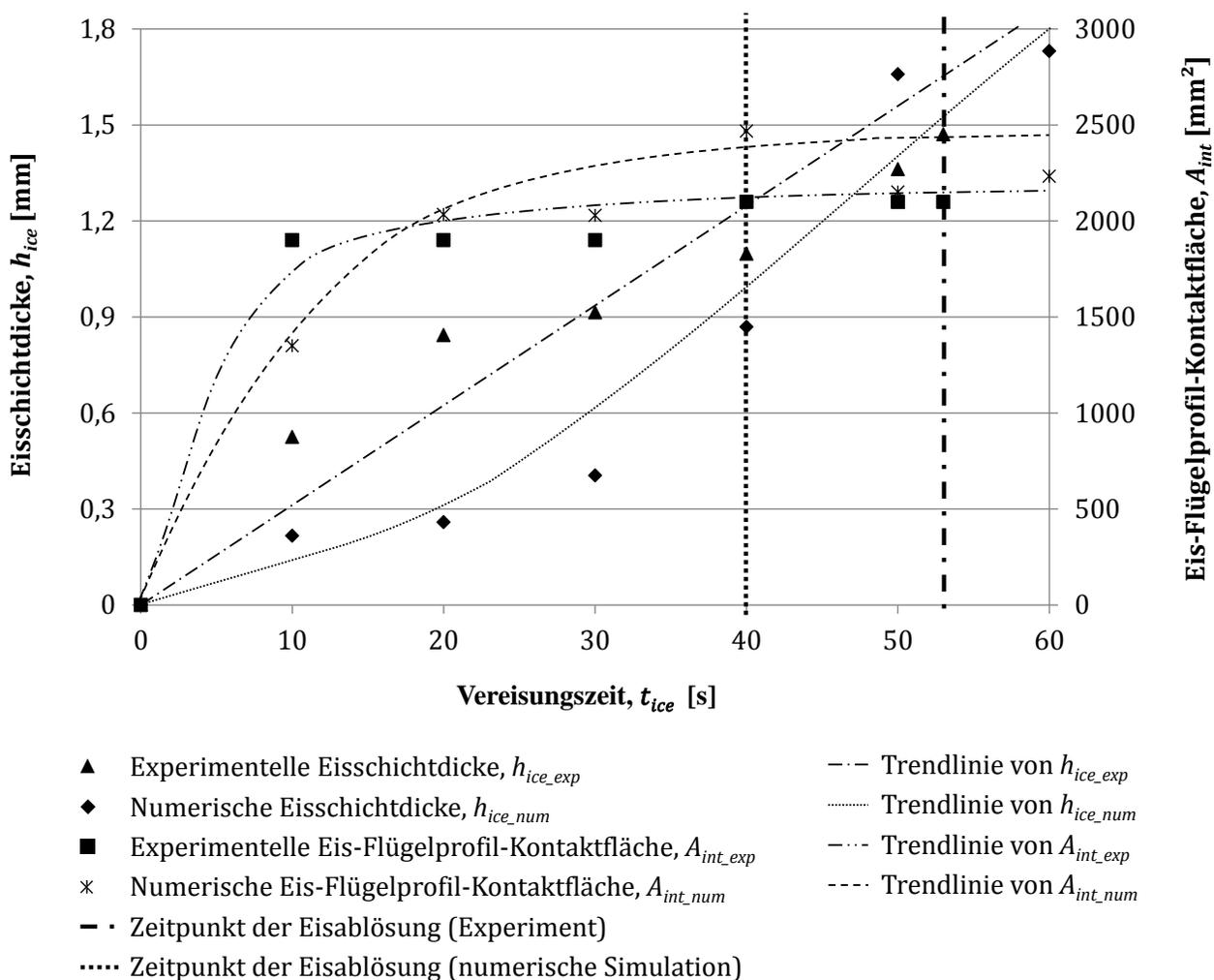


Abbildung 7.14 Einfluss der Eisschichtdicke, h_{ice} , und der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche, A_{int} , in Abhängigkeit der Vereisungszeit, t_{ice} , auf das experimentell detektierte bzw. numerisch simulierte Ablösen der Eisakkumulationen von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils für Vereisungsfall 4. Der Zeitpunkt der Eisablösung von der Flügeloberfläche wird für die Experimente mit der vertikalen Strich-Punkt-Linie bzw. für die numerischen Simulationen mit der vertikal verlaufenden, gepunkteten Linie dargestellt.

Mit zunehmendem t_{ice} steigen die Werte von A_{int} , wobei die Trendlinien von A_{int_exp} und A_{int_num} in Abbildung 7.14 nach einem anfänglich steilen Anstieg nach ungefähr 20 s Vereisungszeit übereinstimmend jeweils stark abflachen. Die Trendlinie von h_{ice_exp} weist für die über den gesamten Bereich von t_{ice} betrachteten Werte der Eisschichtdicken ein lineares Verhalten auf. Die Trendlinie von h_{ice_num} zeigt ein nahezu lineares Wachstum der Eisschichtdicke im Bereich zwischen 20 s und 60 s. Die Ergebnisse der *FEM*-Simulationen in (7.2.2) zeigen ein Ablösen des Eises von der Flügeloberfläche nach $t_{ice} = 40$ s (vertikal verlaufende, gepunktete Linie in Abbildung 7.14) mit einem korrespondierenden Wert von $h_{ice_num} = 0,87$ mm (Tabelle 7.2). In den Experimenten erfolgt das Ablösen des Eises nach $t_{ice} \approx 53$ s (vertikale Strich-Punkt-Linie) mit $h_{ice_exp} = 1,47$ mm (Tabelle 7.2). Die Betrachtung der Trendlinien von A_{int_num} und h_{ice_num} nahe dem Zeitpunkt des Eisablösens zeigt, dass die Abweichung der Werte von A_{int_num} bei $t_{ice} = 40$ s (Zeitpunkt nach dem Eisablösen) und $t_{ice} = 30$ s (Zeitpunkt vor dem Eisablösen) vergleichsweise gering ist, wohingegen der Wert von h_{ice_num} bei 40 s mehr als doppelt so groß ist im Vergleich zu h_{ice_num} bei 30 s. Analog dazu weist die Trendlinie von A_{int_exp} nahe dem Zeitpunkt des Eisablösens einen geringfügigen Anstieg auf, während die Trendlinie von h_{ice_exp} ein starkes kontinuierliches Wachstum mit fortwährendem t_{ice} zeigt. Somit deuten die Trendlinien der Experimente und numerischen Simulationen darauf hin, dass das Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche primär von h_{ice} abhängt.

Die Ergebnisse der Experimente und Simulationen zeigen übereinstimmend, dass durch Verwendung des hybriden Systemansatzes ein Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche unter allen betrachteten Vereisungsbedingungen erfolgt. Zudem sind die abgelösten Eisakkumulationen mit experimentellen Werten von h_{ice_exp} zwischen 1,45 mm und 2,82 mm bzw. mit numerisch simulierten Werten von h_{ice_num} zwischen 0,67 mm und 1,36 mm (Tabelle 7.2) deutlich dünner als die abgelösten Eisakkumulationen mit dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz in Tabelle 5.5.

Eine mögliche Erklärung für das in den Simulationen in (7.2.2) beobachtete Ablösen der Eisakkumulationen bei deutlich dünneren Werten von h_{ice_num} im Vergleich zu h_{ice_exp} sind die Eigenschaften der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils. Wie in (5.2.3) fließt in die *FEM*-Simulationen in (7.2.2) der Wert der Eisadhäsion aus dem empirischen Vorhersagemodell (4.4) für die glatte, eisphobe Oberfläche im Initialzustand ein. Durch die Realeffekte der Erosion, die mit zunehmender Wiederholungsanzahl der Experimente im Vereisungswindkanal verstärkt werden, wird die glatte, eisphobe Oberfläche jedoch zunehmend degradiert (8.2) und die Eisadhäsion nimmt zu. Bei größeren Werten der Eisadhäsion sind ein Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche bei dickeren Werten von h_{ice_num} und damit geringere Abweichungen zwischen den Ergebnissen aus Experiment und Numerik die wahrscheinlichen Folgen. Für eine quantitative Validierung des Simulationsmodells in (7.2.2) hinsichtlich h_{ice_num} sind in zukünftigen Untersuchungen präzise Sensitivitätsstudien durchzuführen, die eine detaillierte Beschreibung der erosiven Effekte auf die Eisadhäsion sowie der Erosionsbeständigkeit der glatten, eisphoben Oberfläche unter realem Betrieb erlauben.

8 Diskussion

Um das technologische Potential des hybriden Systemansatzes zu evaluieren, sind neben dem experimentellen Nachweis der Eisentfernung in (7.1.2) weitere systemrelevante Aspekte zu diskutieren und mit dem Stand der Technik zu vergleichen.

Im Folgenden wird der elektrische Leistungsbedarf betrachtet, der bei der Konfiguration des hybriden Systemansatzes aus (3.5) in den Windkanalversuchen erforderlich ist, um das Eis von der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils zu entfernen. Auf Basis dieser Leistungsdaten erfolgt eine Abschätzung des Leistungsbedarfs bei Skalierung des Systemansatzes auf die Größe einer realen Flugzeugkonfiguration. Im Zusammenhang mit der Skalierung werden integrative Aspekte sowie die Auswirkungen des hybriden Systemansatzes zur Enteisierung auf System- und Flugzeugebene diskutiert.

8.1 Elektrischer Leistungsbedarf des hybriden Systemansatzes

Die elektrischen Leistungsdaten des hybriden Systemansatzes, die der Arbeit von Adam entnommen sind [28], beziehen sich auf die Enteisierung des Flügelprofils mit der glatten, eisphoben Oberfläche. Der Bedarf an elektrischer Leistung zur Enteisierung des Flügelprofils mit der Referenzoberfläche aus (3.4.2) wurde nicht vergleichend ermittelt.

Bei dem hybriden Systemansatz setzt sich der Gesamtbedarf der Leistung aus dem Anteil des thermoelektrischen Systemansatzes, P_{th} , und der skalierten frequenzabhängigen Wirkleistung, $P_{m_{sc}}$, des elektromechanischen Systemansatzes zusammen (Tabelle 8.1) [28]. Der Wert von P_{th} berechnet sich aus dem Produkt der am Heizdraht anliegenden thermoelektrischen Spannung, U_{th} , und der thermoelektrischen Stromstärke, I_{th} . Übereinstimmend mit der Literatur zeigt sich [137], dass die thermisch erforderliche Leistung für den im Nassfließmodus betriebenen Heizdraht eine Funktion der Strömungstemperatur der Luft ist. Dabei liegt für Vereisungsfall 1 der kleinste Wert von P_{th} mit 2,7 W vor, der größte Wert von P_{th} mit 50,4 W ergibt sich für Vereisungsfall 8.

Die piezokeramischen Aktoren des elektromechanischen Systemansatzes werden stets phasengleich angesteuert. In der Arbeit von Adam hat sich gezeigt [28], dass die energetisch sparsamste Anregungsvariante bei einer maximalen Einkopplung der mechanischen Energie in die Oberfläche des Flügelprofils bei Ansteuerung aller vier Aktoren in Phase vorliegt. Zur Ermittlung der Werte von $P_{m_{sc}}$ in Tabelle 8.1 wird die Leistung mit einem *Agilent/HP 4194A* Impedanzanalysator gemessen. Ähnlich zur Skalierung der maximalen Ansteuerspannung von $U_{peak} = 3,5$ V um den Faktor 2 auf 7,0 V (7.1.1), muss der gemessene Wert der Leistung mit demselben Faktor im Quadrat skaliert werden. Da der von dem Impedanzanalysator ausgegebene Wert mit 3,5 V bereits im Übergangsbereich zwischen Kleinsignal und Großsignal liegt, können die Messabweichungen der Leistung bei der Skalierung auf 7,0 V als vernachlässigbar klein angesehen werden. Abbildung 8.1 veranschaulicht den Amplitudenverlauf von $P_{m_{sc}}$ exemplarisch für Vereisungsfall 3 (90 m/s, -10 °C, siehe Tabelle 3.1) mit einem Maximalwert von $P_{m_{sc}} = 7,6$ W zur Enteisierung des Flügelprofils (Tabelle 8.1). Dieser Maximalwert wird bei $\varphi = -75,8^\circ$ mit einem korrespondierenden Wert von $f_1 = 4,83$ kHz erreicht. Die in der Arbeit von Adam [28] bestimmten Maximalwerte von $P_{m_{sc}}$ aller acht Vereisungsfälle liegen zwischen 5,7 W und 7,6 W (Tabelle 8.1).

Tabelle 8.1 Leistungsdaten des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes sowie des hybriden Systemansatzes in Bezug auf die 100 mm Spannweite des Flügelprofils [28].

Fall	U_{th} [V]	I_{th} [A]	P_{th} [W]	$P_{m_{sc}}$ [W]	P_{tot_span} [kW/m span]
1	4,5	0,6	2,7	5,7	0,1
2	9,4	1,3	12,2	6,8	0,2
3	12,6	1,8	22,7	7,6	0,3
4	14,8	2,2	32,6	6,4	0,4
5	5,0	0,6	3,0	5,9	0,1
6	12,1	1,7	20,6	6,5	0,3
7	14,6	2,1	30,7	6,8	0,4
8	18	2,8	50,4	7,2	0,6

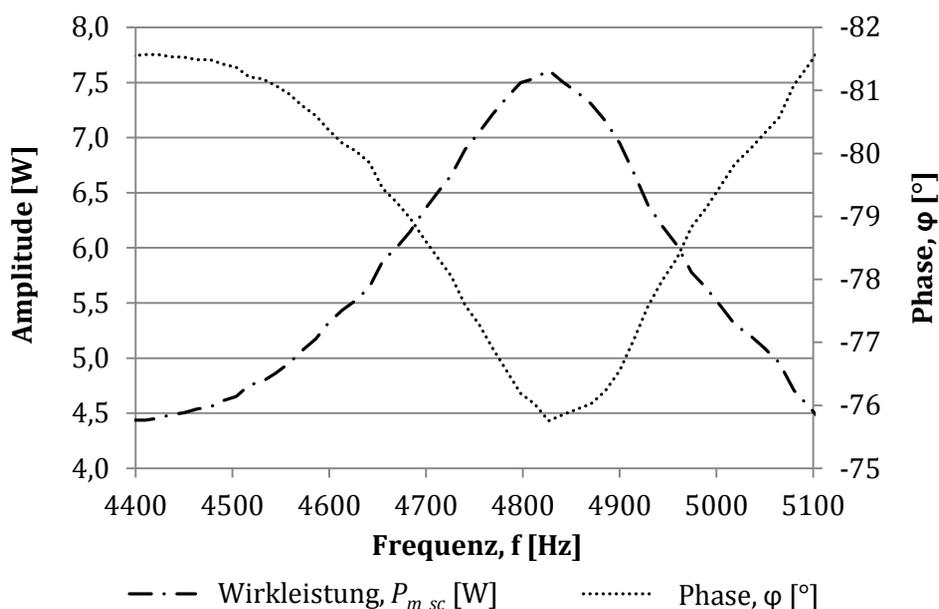


Abbildung 8.1 Amplitudenverlauf der skalierten frequenzabhängigen Wirkleistung, $P_{m_{sc}}$, bei einer sinusförmigen Ansteuerspannung mit einem Scheitelwert, U_{peak} , von 7,0 V. Der Wert der ersten Resonanzfrequenz des dargestellten Vereisungsfalls 3 (90 m/s, -10 °C) bei 4,83 kHz geht aus dem Verlauf der Phase bzw. der maximalen Phasenverschiebung bei $\varphi = -75,8^\circ$ hervor.

Entgegen der Betrachtung der für die Enteisierung erforderlichen Leistungsdichte bezogen auf die vereiste Flügeloberfläche [28,174,202,203], wird der Leistungsbedarf des hybriden Systemansatzes im Rahmen dieser Arbeit auf die Länge in Richtung der Spannweite des zu enteisenden Flügelprofils referenziert. Dies erfolgt hinsichtlich der besseren Vergleichbarkeit des hybriden Systemansatzes mit dem rein thermoelektrischen Referenzsystem aus (3.6), bzw. mit den aus dem Stand der Technik bekannten Systemen. Der Gesamtwert des Leistungsbedarfs in Spannweitenrichtung, P_{tot_span} , zur Enteisierung der Flügeloberfläche ist dabei definiert zu:

$$P_{tot_span} = \frac{P_{th} + P_{m_sc}}{s} \quad [8.1]$$

wobei s die Länge des Flügelprofils in Richtung der Spannweite ist. Die fallspezifischen Werte von P_{tot_span} , die in [kW/m span] angegeben werden, sind in Tabelle 8.1 aufgeführt. Diese betragen im Minimum 0,1 kW/m span für die Vereisungsfälle 1 bzw. 5, der Maximalwert von P_{tot_span} ergibt sich für Vereisungsfall 8 mit 0,6 kW/m span.

Für einen Vergleich des Leistungsbedarfs mit dem hybriden Systemansatz wird das thermoelektrische Referenzsystem aus (3.6) herangezogen. Die Leistungsdaten des Referenzsystems aus den Studien von Strobl et al. [174,202,203] beziehen sich auf die Vereisungsfälle 5 und 6 aus Tabelle 3.1. Die Vereisungsbedingungen sind zu den in (3.1.2) festgelegten Testbedingungen des hybriden Systemansatzes identisch. Im Gegensatz zum Heizdraht des hybriden Systemansatzes wird das Referenzsystem im vollevaporierenden Modus betrieben, um die Eisbildung auf der gesamten Oberfläche des Flügelprofils zu verhindern [203]. Die hierfür fallspezifisch erforderlichen Werte von Strom und Spannung sowie der daraus resultierende thermische Leistungsbedarf, P_{th_span} , bezogen auf die 100 mm Spannweite des Flügelprofils, sind in Tabelle 8.2 aufgeführt. Der Vergleich der Werte von P_{th_span} mit den Werten von P_{tot_span} aus Tabelle 8.1 zeigt, dass der hybride Systemansatz gegenüber dem Referenzsystem ein Einsparungspotential von 82,3 % für Fall 6, bzw. von bis zu 91,7 % für Vereisungsfall 5 erreicht.

Tabelle 8.2 Testbedingungen und elektrische Leistungsdaten des vollevaporierend betriebenen, rein thermoelektrischen Referenzsystems zur Enteisierung aus (3.6).

Fall	V_{air} [m/s]	T_{tot} [°C]	U_{th} [V]	I_{th} [A]	P_{th} [W]	P_{th_span} [kW/m span]
5	120,1	-0,2	32,0	3,8	121,6	1,2
6	120,0	-5,2	40,0	4,2	168,0	1,7

Die Aussagekraft des durchgeführten Leistungsvergleichs wird anhand des Literaturwerts von P_{th_span} für ein thermoelektrisches Enteisierungssystem einer größerskaligen Flugzeugkonfiguration bestätigt [140]. Der minimale Leistungsbedarf, der sich auf eine Flügelspannweite von umgerechnet 12,8 m (42 Fuß) bezieht, beträgt 1,6 kW/m span. Bei Vergleich dieses Werts mit den Werten von P_{th_span} des kleinskaligen, rein thermoelektrischen Referenzsystems in Tabelle 8.2 zeigt sich eine gute Übereinstimmung.

Für eine weiterführende Bewertung werden die Leistungsdaten des hybriden Systemansatzes mit den aus dem Stand der Technik bekannten Enteisungssystemen verglichen. Dabei ist bekannt, dass die für die Enteisung von Großraumpassagierflugzeugen verwendeten, vollevaporierenden Verdampfungssysteme den höchsten Leistungsbedarf erfordern, wobei dieser von der betrachteten Umgebungstemperatur abhängig ist [137]. Aus der Arbeit von Adam geht hervor [28], dass die thermoelektrische Leistung des hybriden Enteisungssystems ebenfalls von der Umgebungstemperatur abhängt. Die erforderliche Leistungsdichte des hybriden Systemansatzes liegt im Bereich zwischen minimal $2,3 \text{ kW/m}^2$ für Vereisungsfall 1 ($V_{air} = 90 \text{ m/s}$ und $T_{tot} = -1 \text{ °C}$) und maximal $16,0 \text{ kW/m}^2$ für Fall 8 ($V_{air} = 120 \text{ m/s}$ und $T_{tot} = -15 \text{ °C}$). Der jeweilige Wert der Leistungsdichte berechnet sich aus der Addition der in Tabelle 8.1 angegebenen Werte von P_{th} und $P_{m_{sc}}$ bezogen auf die vereiste Fläche auf dem Flügelprofil mit einem Wert von $0,0036 \pm 0,0004 \text{ m}^2$ [28]. Der Vergleich der analytisch berechneten Werte des Leistungsbedarfs für vollevaporierende Systeme in der Studie von Al-Khalil mit den jeweils korrespondierenden Werten des hybriden Systemansatzes (Fall 1 und Fall 3) zeigt [137], dass der hybride Systemansatz den Leistungsverbrauch für die Enteisung um maximal 95,1 % senken kann, minimal betragen die Leistungseinsparungen 86,5 %.

Die Wirksamkeit des hybriden Systemansatzes zur Enteisung wird zudem bei individueller Betrachtung der jeweils intentional eingesetzten Systemkomponente deutlich [203]. Durch die spezifische Verwendung des Heizdrahts für die Partitionierung der andernfalls geschlossenen Eiskappe an der Flügelvorderkante ergibt sich für die thermische Systemkomponente ein Einsparungspotential von 25,1 % gegenüber der thermischen Systemkomponente des konkurrierenden *TMEDS*-Enteisungssystems (2.3.1) [146,203]. Der eingesparte Anteil berechnet sich aus dem thermisch erforderlichen Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung von $352,0 \text{ W/m span}$ ($U_{th} = 16,0 \text{ V}$ und $I_{th} = 2,2 \text{ A}$, bezogen auf die 100 mm Spannweite des Flügelprofils) [28], mit dem der Heizdraht bei einer Temperatur der strömenden Luft, T_{air} , von $-20,0 \text{ °C}$ und $V_{air} = 90,5 \text{ m/s}$ betrieben wurde. Der in der Literatur angegebene Referenzwert zur thermischen Verhinderung des Eisansatzes an der Flügelvorderkante mit dem *TMEDS*-System beträgt bei ähnlichen Testbedingungen $470,1 \text{ W/m span}$ ($T_{air} = -20,0 \text{ °C}$, $V_{air} = 84,9 \text{ m/s}$) [146].

Der Vergleich des elektromechanischen Systemansatzes mit einem aus dem Stand der Technik bekannten, elektromagnetischen Enteisungssystem, das ebenfalls auf der Einbringung von Verformungen in eine Oberfläche beruht, zeigt, dass der für die Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren erforderliche Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung mit einem Wert von $66,1 \pm 5,9 \text{ W/m span}$ ein Einsparungspotential von im Mittel 89,6 % gegenüber dem elektromagnetischen Wirkprinzip ($635,0 \text{ W/m span}$) offenbart [144,203]. Bei Betrachtung der für die Enteisung der Oberflächen von Flugzeugkonfigurationen kleiner bis mittlerer Größe eingesetzten pneumatisch-mechanischen Systeme bewegt sich der Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung mit einem Wert von $62,7 \text{ W/m span}$ auf einem vergleichbaren Niveau wie der Leistungsbedarf des elektromechanischen Systemansatzes (2.3.1) [140].

8.2 Beständigkeit der glatten, eisphoben Oberfläche

Während der experimentellen Untersuchung der Eisadhäsion (4.3) im Windkanal hat sich gezeigt, dass die glatten, eisphoben Oberflächen der sechs rechteckigen Probenkörper aus (3.4.1) mit zunehmender Versuchsdauer durch die Effekte der Regenerosion degradiert werden. Die Oberflächendegradation wird anhand des jeweiligen Vergleichs von θ_{adv} und θ_{rec} im Initialzustand der Oberflächen und nach Beendigung des letzten Testlaufs der Versuchsreihen mit einer Mindestanzahl von 12 Testläufen bestimmt. Jeder Testlauf wird entsprechend der in (3.1.2) beschriebenen Bedingungen vollzogen, wobei für jede Probe drei vergleichbare Testläufe für jede der vier verschiedenen Temperaturbedingungen durchgeführt werden. Durch die Positionierung der Probenkörper mit der glatten, eisphoben Oberfläche senkrecht zur Strömungsrichtung (Abbildung 3.21) während der Eisakkumulation im Windkanal wird der kritischste zu untersuchende Fall der Oberflächendegradation mit senkrechtem Aufprall der Wassertropfen auf die Probenoberfläche untersucht. Für die glatte, eisphobe Oberfläche des Probenkörpers 2, bei dem die geringsten Werte der Eisadhäsion vorliegen (Tabelle 4.3), ist für θ_{adv} eine Abnahme von 4,3 % nach dem letzten Testlauf festzustellen, die Abnahme von θ_{rec} beträgt 4,5 %.

Das Flügelprofil mit der glatten, eisphoben Oberfläche, das in (7.1) im Windkanal untersucht wurde, weist im Vorderkantenbereich die zum Probenkörper 2 identisch hergestellte Oberfläche auf (3.4.1). Das Benetzungsverhalten der glatten, eisphoben Flügeloberfläche wird im Folgenden mit Bezug auf die Ergebnisse der Oberflächendegradation des rechteckigen Probenkörpers 2 diskutiert. Die Betrachtungen beziehen sich auf den Zustand der Flügeloberfläche nach einer Mindestanzahl von etwa 30 Testläufen, wobei in jedem Testlauf für mindestens 30 s Eis auf der Flügeloberfläche akkumuliert und mit dem hybriden Systemansatz entfernt wird.

In Abbildung 8.2 a) ist der Aufprall eines Wassertropfens auf der glatten, eisphoben Oberfläche des Flügelprofils stromabwärts der Stagnationslinie zu sehen, der anschließende Rückzug des Wassertropfens, d.h. die Entnetzung der Flügeloberfläche, ist in Abbildung 8.2 b) dargestellt. Das Entnetzungsverhalten veranschaulicht, dass die superhydrophoben Eigenschaften auf der Flügeloberfläche in den Bereichen stromabwärts der Stagnationslinie nach wie vor existent sind und die Oberfläche kaum degradiert ist. Im Gegensatz dazu ist im unmittelbaren Bereich an bzw. um die Stagnationslinie die Degradation der glatten, eisphoben Oberfläche anhand der Wassertropfen erkennbar, die in diesem Bereich an der Flügeloberfläche quasi-statisch anhaften (Abbildungen 8.2 a) und b).

Für die unterschiedlich stark ausgeprägte Degradation der glatten, eisphoben Flügeloberfläche ist der variierende Einfallswinkel der Wassertropfen entlang der Sehnenlänge des Flügelprofils verantwortlich. Die Bereiche der Flügeloberfläche mit nahezu senkrechtem Einfallswinkel an bzw. um die Stagnationslinie sind in stärkstem Ausmaß von der Oberflächendegradation betroffen. Im Vergleich zum rechteckigen Probenkörper 2, dessen Oberfläche nach 12 Testläufen vergleichsweise geringfügig degradiert ist mit einer Abnahme von θ_{adv} um 4,3 %, sind die eisphoben Eigenschaften auf der Flügeloberfläche an der Stagnationslinie nicht mehr existent. Eine mögliche Erklärung hierfür ist die gesteigerte Anzahl von circa 30 Testläufen für das Flügelprofil. Für die Enteisung mit dem hybriden Systemansatz kann die Oberflächendegradation an der Stagnationslinie dennoch als unkritisch angesehen werden, da der Eisansatz in diesem Bereich durch den Heizdraht vermieden wird und die eisphoben Oberflächeneigenschaften für die Systemfunktionalität des Heizdrahts

nicht zwingend erforderlich sind. Mit abnehmendem Einfallswinkel entlang der Sehnenlänge des Flügelprofils werden die erosiven Kräfte der Wassertropfen immer weiter abgeschwächt. Der unbeheizte Bereich, in dem Eis auf der Flügeloberfläche akkumuliert wird, liegt weit stromabwärts der Stagnationslinie und ist kaum degradiert. In diesem Bereich kommt die unterstützende Wirkung der glatten, eisphoben Oberfläche für den hybriden Systemansatz zum Tragen.

Die qualitativen Betrachtungen der erosiven Effekte auf die Flügelvorderkante sind durch präzise Untersuchungen in zukünftigen Studien zu verifizieren. Hierbei gilt es die Robustheit der eisphoben Oberflächenmorphologie (3.4.1.2) sowie der Oberflächenhydrophobierung (3.4.1.3) für eine Flugzeugkonfiguration realer Größe im Betrieb hinsichtlich der Erosionsbeständigkeit zu quantifizieren.

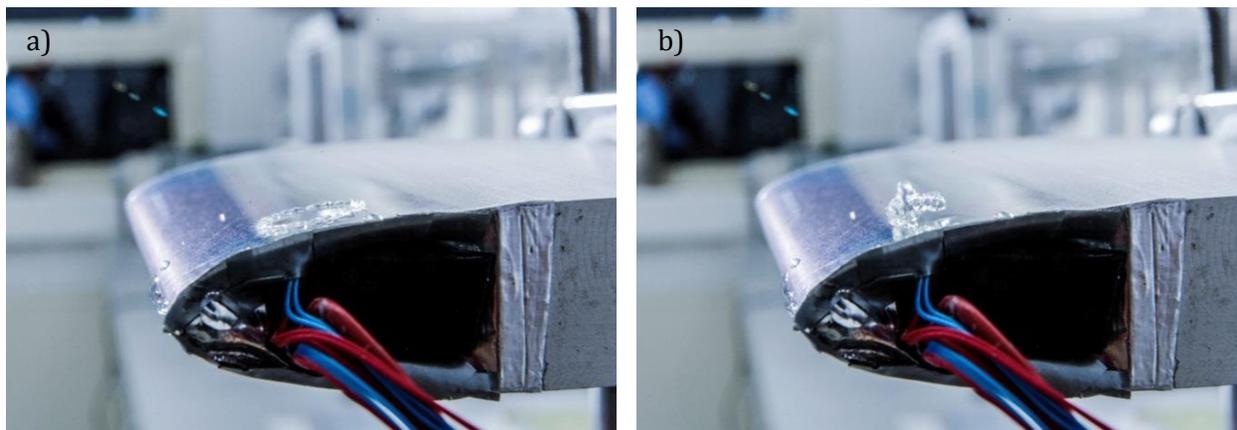


Abbildung 8.2 Dynamischer Aufprall eines Wassertropfens auf der glatten, eisphoben Oberfläche des NACA 0012 Flügelprofils mit **a)** sogenanntem „Pancake bouncing“ (Benetzung der Oberfläche) und **b)** anschließendem Rückzug des Wassertropfens (Entnetzung der Oberfläche).

8.3 Entwurf des hybriden Systemansatzes für eine Flugzeugkonfiguration realer Größe

Der Entwurf des hybriden Systemansatzes für eine anschließende Leistungsbewertung (8.3.2) sowie Massenabschätzung (8.3.3) auf Flugzeugebene erfolgt exemplarisch für das Basismodell A320 der Standardrumpf-Baureihe der Airbus A320/A320 Neo Familie. Gemäß der Betriebsvorschrift des Herstellers sind für den Flug unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen die äußeren Hochauftriebshilfen an der Vorderkante beider Tragflächen (Vorflügel 3, 4 und 5) und der Lufteinlass beider Triebwerke (blau schraffierte Flächensegmente in Abbildung 8.3) durch Verwendung der Zapfluft des pneumatischen Systems zu enteisen [15,16].

Im Rahmen dieser Arbeit wird der hybride Systemansatz als Ersatz des Zapfluftsystems ausschließlich für die zu enteisenden Flächensegmente auf den Vorflügeln der Tragflächen entworfen. Die Auslegung des hybriden Systemansatzes zur Enteisierung der Triebwerkseinläufe ist gleichermaßen möglich, jedoch nicht Teil dieser Arbeit. Weitere durch elektrische Beheizung zu enteisende Komponenten, wie beispielsweise die Sensoren und Sonden der Fluginstrumente, oder die Cockpitscheiben, werden in dem Entwurf ebenfalls nicht betrachtet.

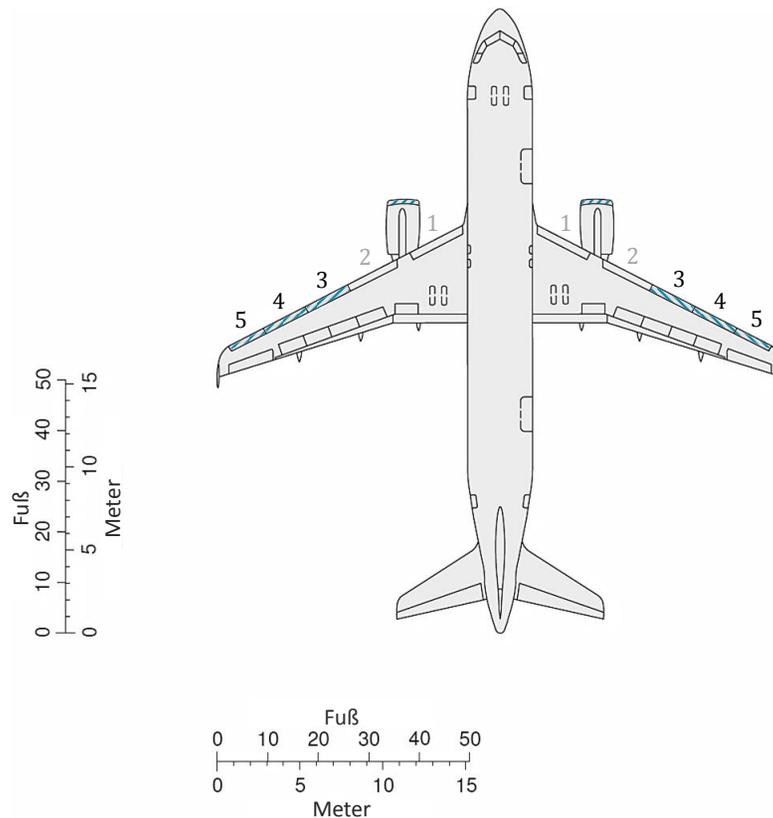


Abbildung 8.3 Enteisung der Vorflügel 3, 4 und 5 der Tragflächen und der Triebwerkseinläufe (blau schraffierte Flächensegmente) durch die Zapfluft des pneumatischen Systems für die Standarddrumpf-Baureihe der *Airbus A320/A320 Neo* Familie [15,16].

Die elektrische Spannung zur Versorgung des hybriden Systemansatzes wird vom Flugzeugbordnetz bereitgestellt. In traditioneller Bauweise verfügen die Konfigurationen der Standarddrumpf-Baureihe der *A320/A320 Neo* Familie und der auf Langstrecken eingesetzten Großraumpassagierflugzeuge der *A330* Familie, der *A340* Familie und der *A380* über ein dreiphasiges Bordnetz mit einer Wechselspannung von 115 VAC (engl. Voltage Alternating Current) [16–19,207]. Die Großraumflugzeuge der neueren Generation setzen auf Bordnetze mit höherer Spannung, um bei gleicher verfügbarer Leistung die elektrischen Verluste durch geringere Stromstärken reduzieren zu können. Ein Beispiel hierfür ist die neueste *Airbus* Konfiguration *A350 XWB*, die mit einem Bordnetz mit einer Wechselspannung von 230 VAC ausgestattet ist [208,209]. Mit der Umsetzung der zapfluftfreien Flugzeugkonfiguration *787 Dreamliner* geht *Boeing* hierbei noch einen Schritt weiter. Das Flugzeugbordnetz enthält bei dieser Konfiguration neben den konventionellen 115 VAC und 28 VDC (engl. Voltage Direct Current) Netzen ein weiteres Bordnetz mit einer Wechselspannung von 235 VAC [12,207,209]. Die Besonderheit in der Beschaffenheit des hybriden Flugzeugbordnetzes des *787 Dreamliner* besteht in dem ebenfalls verfügbaren Gleichstromnetz, das mit einer Gleichspannung von ± 270 VDC betrieben wird [12,207,209]. Im Zuge der Entwicklung von sogenannten *More Electric Aircraft* Konzepten ist ebenfalls der Trend hin zur Gestaltung von Gleichspannungsnetzen sowie Bordnetzen mit hohen Spannungsamplituden zu verzeichnen, wodurch die Verwendung von Kabeln mit einem dünneren Querschnitt und somit weniger Masse ermöglicht wird.

In (8.3.1.1) bzw. (8.3.1.2) liegt der Fokus auf der elektrischen Auslegung des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes aus (3.5) für das Flugzeugbordnetz der *A320/A320 Neo* Konfiguration mit 115 VAC Wechselspannung. Die elektrische Anpassung an ein Flugzeugbordnetz mit höherer Spannungsamplitude wird nicht im Detail betrachtet.

8.3.1 Systemaufbau und Komponenten

Zur Enteisung der Vorflügel wird der hybride Systemansatz als eine in Richtung der Tragflächenspannweite modulare Lösung aufgebaut. Die Gesamtlänge der Vorflügel 3, 4 und 5 in Richtung der Spannweite wird in der Addition überschlägig mit 8 m angenommen (Abbildung 8.3) [16]. Mit der weiteren Annahme einer identischen Vorflügelspannweite ergibt sich so für jeden Vorflügel eine Länge von aufgerundet 2,7 m.

Die thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansätze werden analog zu (3.5) an der Innenseite der Vorflügelstruktur verklebt. Die Abbildungen 8.4 a) und b) zeigen schematisch den Aufbau eines Vorflügels mit den darin installierten Komponenten des hybriden Systemansatzes. Aufgrund der Aktuatorik und Kinematik für die Anbindung des Vorflügels an die Tragfläche (nicht dargestellt) sind bei dem Entwurf der elektrischen Systemansätze Versteifungsrippen zu berücksichtigen. Diese befinden sich, wie in der Abbildung 8.4 b) dargestellt, an der mittigen Position sowie ungefähr bei je einem Viertel bzw. drei Viertel der Spannweite des Vorflügels. Durch die Versteifungsrippen ergeben sich vier voneinander unabhängige Zonen, die in Richtung der Spannweite des Vorflügels mit einer Länge von aufgerundet 0,7 m unterteilt sind (Abbildung 8.4 b). Weitere, für die strukturelle Versteifung der metallischen Haut des Vorflügels erforderliche Rippen werden in den Abbildungen nicht dargestellt. Diese werden für den Entwurf des hybriden Systemansatzes ebenfalls außer Acht gelassen.

Im Vorderkantenbereich der Vorflügelinnenseite werden in jeder Zone zwei Heizdrähte mit 650 mm spannweite Länge verklebt (Abbildungen 8.4 a) und b). Die Positionen der Heizdrähte befinden sich ungefähr in der Nähe der jeweiligen Stagnationslinie für zwei exemplarisch gewählte Anstellwinkelkonfigurationen des Vorflügels. Für einen detaillierten Entwurf des thermischen Systems gilt es die exakte Positionierung der Heizdrähte in Abhängigkeit des Anstellwinkels zur bestmöglichen Beheizung der Vorflügel für alle relevanten Flugsituationen mittels numerischer Strömungssimulationen zu validieren. Dies ist jedoch nicht das Ziel des hier beschriebenen Systementwurfs. Durch die variable Ansteuerung von einem der beiden Heizdrähte je nach Anstellwinkel des Vorflügels wird die Akkumulation von Eis im Bereich um die jeweilige Stagnationslinie verhindert. Die in Abbildung 8.4 a) dargestellte Anstellung des Vorflügels zeigt die Konfiguration, bei welcher im Falle auftretender Vereisungsbedingungen der Heizdraht aktiviert wird, welcher näher an der Saugseite des Vorflügels liegt. Für den thermoelektrischen Systemansatz gilt es zu berücksichtigen, dass unmittelbar nach sensorischer Detektion einer Vereisung simultan für alle der sechs Vorflügel elektrische Leistung für die Aktivierung der jeweiligen Heizdrähte bereitgestellt werden muss.

Die Installation des elektromechanischen Systemansatzes mit den piezoelektrischen Aktoren erfolgt analog zu der Verklebung der Heizdrähte an der Vorflügelinnenseite. In jeder der vier Zonen wird auf der Druck- und Saugseite des Vorflügels jeweils eine mechanische Verformungseinheit mit einer Länge von 0,6 m in Spannweitenrichtung angebracht (Abbildungen 8.4 a) und b). Die Abdeckung jedes Vorflügels in Richtung der Spannweite mit piezoelektrischen Aktoren beträgt

somit 90 %. Diesen verhältnismäßig hohen Wert gilt es ebenfalls mittels numerischer Struktursimulationen zu optimieren, was jedoch nicht Bestandteil des Entwurfs ist. Im Gegensatz zu dem thermoelektrischen Systemansatz werden die drei Vorflügel pro Tragfläche sequentiell angesteuert, wobei der jeweils äquivalente Vorflügel beider Tragflächen simultan angesteuert wird.

a)



b)

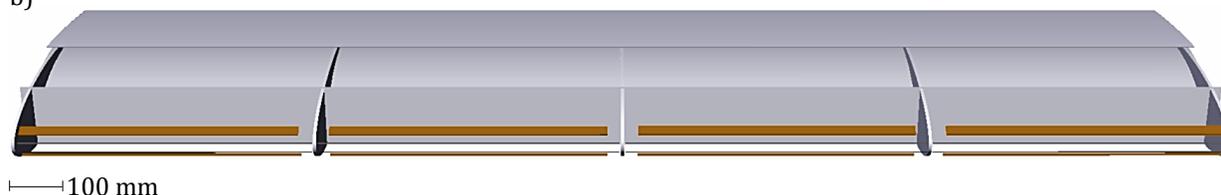


Abbildung 8.4 **a)** Exemplarischer Vorflügel für eine Tragfläche der Standardrumpf-Konfiguration der *Airbus A320/A320 Neo* Familie mit dem darin integrierten hybriden Systemansatz und **b)** Darstellung der vier spannweitig unterteilten Zonen mit je zwei linienförmigen Heizdrähten pro Zone im Bereich der Vorderkante. Der elektromechanische Systemansatz ist ebenfalls separat für jede Zone mit zwei mechanischen Verformungseinheiten definiert, die an der Druck- und Saugseite der Vorflügelhaut (im Vorderkantenbereich nicht dargestellt) verklebt sind.

8.3.1.1 Auslegung des thermoelektrischen Systemansatzes

Zur Auslegung des thermoelektrischen Systemansatzes für die Vorflügel werden die numerischen und experimentellen Ergebnisse der Kapitel 5 und 7 herangezogen. Bei Betrieb des Heizdrahts als Nassfließsystem liegt der Startpunkt der Eisakkumulationen für die acht verschiedenen Fälle aus Tabelle 3.1 im Mittel bei etwa 2 % der 177,8 mm Sehnenlänge des kleinskaligen Flügelprofils. Dies entspricht einer eisfreien Bogenlänge um die Profilvorderkante von aufgerundet 12 mm. Da die Einbringung von Wärme in die Struktur des größerskaligen Vorflügels analog zum kleinskaligen Flügelprofil ausschließlich auf die Partitionierung der Eisschicht an der Stagnationslinie abzielt, wird für den größerskaligen Entwurf eine identische Querschnittsfläche des Heizdrahts gewählt.

Die Bogenlänge des geschützten, eisfreien Bereichs um die Profilvorderkante des Vorflügels wird nicht proportional verlängert.

Die Hautdicke des Vorflügels wird mit 2 mm angenommen. Für eine bessere thermische Einkopplung in die dickere Vorflügelstruktur im Vergleich zur 0,5 mm Hautdicke des kleinskaligen Flügelprofils und für eine vereinfachte Verklebung an der Vorflügelinnenseite wird der kreisrunde Querschnitt des Heizdrahts aus (3.5) in einen rechteckigen Leiterquerschnitt überführt. Die hierfür verwendete unidirektionale Prepreg-Lage enthält ebenfalls 6000 Filamente. Der technisch minimal realisierbare Wert der Dicke für eine leitende Prepreg-Lage liegt laut Herstellerangaben bei etwa 0,2 mm. Zusätzlich werden für die elektrische Isolierung des Heizdrahts zu der metallischen Struktur des Vorflügels zwei Glaslagen mit jeweils 0,1 mm Dicke verwendet. Somit beträgt die Dicke des Gesamtaufbaus des rechteckigen Heizdrahts 0,4 mm, wodurch sich bei gleicher Fläche des jeweils leitenden Querschnitts im Vergleich zum kreisrunden Heizdraht für den rechteckigen Heizdraht eine Breite von aufgerundet 2,8 mm ergibt.

Als Auslegungspunkt des thermoelektrischen Systemansatzes wird der niedrigste Wert der Temperatur gewählt, bei welcher auftretende Eisakkumulationen von der Oberfläche thermisch zu entfernen sind. Da der von der EASA definierte Bereich für den Flug unter kontinuierlich maximalen bzw. zeitweilig auftretenden maximalen Vereisungsbedingungen Temperaturen bis -30 °C umfasst [11], im Rahmen dieser Arbeit jedoch nur Minimalwerte von $T_{tot} = -22,2\text{ °C}$ untersucht wurden, wird der Wert der thermoelektrischen Leistung für $T_{tot} = -30\text{ °C}$ durch lineare Interpolation der Werte von P_{th} aus Tabelle 8.1 bestimmt. Damit ergibt sich bei einer Temperatur von -30 °C für P_{th} ein maximal erforderlicher Wert von aufgerundet 64,8 W, wobei sich dieser Wert auf die kleinskalige Konfiguration mit einer zu enteisenden Länge von 100 mm in Spannweitenrichtung bezieht. Bei linearer Skalierung mit einem Skalierungsfaktor von aufgerundet 6,7 $\left[\left(\frac{8\text{ m}}{3} \text{ Vorflügelänge} / 4 \text{ Zonen} \right) \cdot \frac{1}{100\text{ mm}} \right]$ ergibt sich in jeder Vorflügelzone pro Heizdraht eine Leistung von 0,4 kW.

Die Berechnung des elektrischen Widerstands der Vorflügel-Heizdrähte mit 650 mm spannweiteige Länge erfolgt hierzu analog. Durch lineare Interpolation der jeweiligen Werte aus dem Verhältnis von U_{th} und I_{th} in Tabelle 8.1 ergibt sich für den kleinskaligen Heizdraht mit 95 mm Länge bei $T_{tot} = -30\text{ °C}$ ein Wert des elektrischen Widerstands von 5,9 Ω . Unter der Annahme einer linearen Skalierung mit einem Skalierungsfaktor von aufgerundet 6,8 (650mm/95mm) beträgt der elektrische Widerstand des Heizdrahts eines Vorflügels aufgerundet 40,4 Ω . Aus den für die Vorflügel-Heizdrähte skalierten Werten der Leistung und des elektrischen Widerstands berechnet sich der Wert der elektrischen Stromstärke zu aufgerundet 3,3 A, die Spannung beträgt aufgerundet 132 V.

Die Auswahl der Leiterquerschnitte erfolgt nach der von der FAA für Flugzeuge definierten Vorgehensweise [210], bzw. gemäß der in der Luftfahrt angewandten Konvention der amerikanischen Drahtlehre (AWG – engl. American Wire Gauge) [211]. Für die Werte von Stromstärke = 3,3 A und Spannung = 132 V wird AWG 24 als Kabelquerschnitt für den elektrischen Anschluss der Heizdrähte gewählt. Der detaillierte Entwurf der elektrischen Systemarchitektur mit den zwischengeschalteten Komponenten zum Anschluss der Heizdrähte an das Flugzeugbordnetz mit 115 VAC Wechselspannung ist nicht Teil der Arbeit. Der Entwurf kann analog zu bestehenden Systemen ausgeführt werden wie beispielsweise bei der Enteisierung der Cockpitscheiben der A320

Konfiguration durch elektrische Beheizung [15]. Für die elektrische Auslegung zur Beheizung der Cockpitscheiben liegen jedoch keine Daten vom Hersteller vor.

Die Konfigurationen der neueren Generation, wie der *787 Dreamliner* von *Boeing*, ermöglichen durch die höheren Spannungsamplituden der Bordnetze die Verwendung von längeren Heizdrähten, die die gesamte Spannweite eines Vorflügels abdecken. Dadurch wird die Anzahl der zu berücksichtigenden Kabel für den Anschluss der Heizdrähte an das Bordnetz und somit die Masse reduziert. Alternativ können die spannweitig unterteilten Heizdrähte für eine reduzierte Kabelanzahl elektrisch miteinander verbunden werden.

8.3.1.2 Auslegung des elektromechanischen Systemansatzes

Die beiden mechanischen Verformungseinheiten innerhalb einer Zone bestehen aus jeweils zwanzig piezoelektrischen Aktoren. Hierfür werden konventionelle d_{33} -Vielschichtaktoren mit einer Länge von 30 mm und einer Breite von 20 mm verwendet. Größere Werte der Länge, die bei Integration der Aktoren innerhalb der Flügelstruktur in die Richtung der Tragflächenspannweite weist, sind aufgrund damit verbundener Schwierigkeiten in der Fertigung weniger empfehlenswert. Typische Dickenwerte der Aktoren können bis zu etwa 10 mm betragen. Für die Auslegung des Systemansatzes im Vorflügel werden Aktoren mit 6 mm Dicke verwendet. Dieser Wert resultiert aus der Steifigkeitsanpassung zum kleinskaligen Flügelprofil mit dem hybriden Systemansatz aus (3.5). Die Hautdicke des kleinskaligen Flügelprofils beträgt an den für die Verklebung der Aktoren vorgesehenen planaren Flächen im Mittel 0,65 mm. Für die Hautdicke des Vorflügels mit 2 mm ergibt sich somit ein Faktor von rund 3, mit dem die 2 mm dicken piezoelektrischen Aktoren des Systemansatzes aus (3.5) skaliert werden.

Für die Abschätzung der zu berücksichtigenden Leiterquerschnitte für die Spannungs- bzw. Stromversorgung des elektromechanischen Systemansatzes gilt es zu berücksichtigen, dass alle Aktoren einer mechanischen Verformungseinheit in einer Zone simultan angesteuert werden. Der daraus resultierende Wert der Scheinleistung, P_S , berechnet sich nach der in dem internen Technischen Bericht von Storm et al. hergeleiteten Formel zu [212]:

$$P_S = \frac{1}{8} \cdot 2\pi \cdot f_{res} \cdot \epsilon_{33} \cdot E^2 \cdot V_{piezo} \quad [8.2]$$

wobei f_{res} eine der Resonanzfrequenzen der Vorflügelstruktur darstellt. Der Wert von f_{res} wird exemplarisch mit 1 kHz angenommen, da keine Daten für die Resonanzfrequenzen des Vorflügels vorliegen. Die Permittivität, ϵ_{33} , der verwendeten *SonoX® P505* Aktoren der Firma *CeramTec* kann anhand der Werte von ϵ_{33}^S , ϵ_{33}^T sowie ϵ_0 in Tabelle 3.4 (3.10.3), bzw. aus den Vorgabewerten in der Produktspezifikation von *CeramTec* (Tabelle B.1 in Anhang B) ermittelt werden. Dabei wird angenommen, dass sich bei der Steifigkeitsanpassung der halbe Hub der Aktoren und folglich die maximale mechanische Energie in die Struktur einleiten lässt. Dabei kann der Wert von ϵ_{33} näherungsweise als Mittelwert des freien, unblockierten Falls (ϵ_{33}^T) und des Falls eines vollständig blockierten Aktors (ϵ_{33}^S) mit einem Wert von $1,18 \cdot 10^{-11}$ F/mm berechnet werden. Der Wert der angelegten elektrischen Feldstärke, E , berechnet sich aus der Feldstärke der Aktoren mit 2000 V/mm, multipliziert mit dem Verhältnis aus dem Spitze-Spitze-Wert der angelegten Spannung, $U_{peakpeak}$, von 20 V und der maximal möglichen Ansteuerspannung mit 180 V [213]. Das Gesamtvolumen der simultan angesteuerten 20 piezoelektrischen Aktoren, V_{piezo} , beträgt

$7,2 \cdot 10^4 \text{ mm}^3$. Somit ergibt sich für P_S ein Wert von aufgerundet 32,9 W, wobei exakt im Resonanzfall der Wert von P_S gleich der Wirkleistung, P_P , ist. Für $U_{peak} = 10 \text{ V}$ beträgt der Effektivwert der Amplitude der Spannung, U_{eff} , aufgerundet 7,1 V. Der Effektivwert der elektrischen Stromstärke, I_{eff} , in der Resonanz ist:

$$I_{eff} = \frac{P_P}{U_{eff}} \quad [8.3]$$

Für I_{eff} ergibt sich somit ein Wert von aufgerundet 4,7 A. Auf Basis dieser berechneten Werte von Stromstärke und Spannung stellt *AWG 24* nach dem Übersichtsschaubild der *FAA* einen sinnvollen Querschnitt bei der Leiterauswahl dar [210]. Zur Berücksichtigung von Leistungsreserven für eine größere Auslenkung der piezoelektrischen Aktoren wird für die Kabel final ein Querschnitt *AWG 16* ausgewählt. Anhand dieser Leiterauswahl können die Aktoren gegebenenfalls mit höheren Spannungsamplituden angesteuert werden, zudem können dadurch auch höhere Resonanzfrequenzen zur Anregung verwendet werden. Bei exemplarischen Werten mit $U_{peakpeak} = 40 \text{ V}$ und $f_{res} = 2 \text{ kHz}$ ergibt sich anhand der Gleichung [8.2] für P_S ein Wert von 263,1 W, I_{eff} beträgt nach Gleichung [8.3] etwa 18,6 A für $U_{eff} = 14,1 \text{ V}$. Die Richtlinien zur Leiterauswahl der *FAA* bestätigen, dass die verwendeten Kabel mit *AWG 16* für die sich in dem Beispiel ergebenden Stromstärken $< 20 \text{ A}$ geeignet sind.

Mit den Kabeln werden die acht mechanischen Verformungseinheiten, die in jedem Vorflügel installiert sind, an jeweils einen Piezoverstärker angeschlossen (Abbildung 8.5). Die Piezoverstärker werden über weitere zwischengeschaltete Komponenten im Bordnetz von der 115 VAC Wechselspannung versorgt (in der Abbildung nicht dargestellt). Der Detailentwurf der elektrischen Systemarchitektur zwischen den Piezoverstärkern und dem Flugzeugbordnetz wird in der Arbeit nicht betrachtet. Da für die Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren mit geringen Spannungsamplituden in der Nähe der Resonanz keine exakte Positionssteuerung erforderlich ist, kann die Masse der Piezoverstärker optimiert werden. Klassische Piezoverstärker bestehen aus einem Gleichrichter, einem Pufferkondensator, einer *MOSFET*-Verstärkereinheit sowie einer Spule zur Spannungsglättung. Bei den verwendeten Piezoverstärkern wird die für die Systemmasse relevante, schwere Spule durch eine verkleinerte Komponente ersetzt. Des Weiteren entfallen die *MOSFET*-Verstärkereinheit und der Kondensator, wobei Letzterer keine schwere, aber dennoch eine Bauraum beanspruchende Komponente darstellt.

Als Alternative können die vereinfachten Piezoverstärker auch mit der Spannung aus den 28 VDC Batterien versorgt werden [209]. In diesem Fall kann bei den zwischengeschalteten Piezoverstärkern zusätzlich auf die Gleichrichterkomponente verzichtet werden. Die daraus resultierende Reduzierung der Masse ist jedoch aufgrund der generell geringen Systemmasse von Gleichrichtern vernachlässigbar. Bei den Konfigurationen der neueren Generation können die piezoelektrischen Aktoren anstatt der Piezoverstärker direkt über Wechselrichter am Gleichstrombordnetz mit 540 VDC betrieben werden [207]. Die Umrichtung von Gleichspannung in Wechselspannung erfolgt nahezu verlustfrei mit einem Wirkungsgrad zwischen 93 und 98 %. Aufgrund der hohen Spannungsamplituden sind keine schweren Umrichter erforderlich, um die maximale Leistung zur Ansteuerung zu generieren.

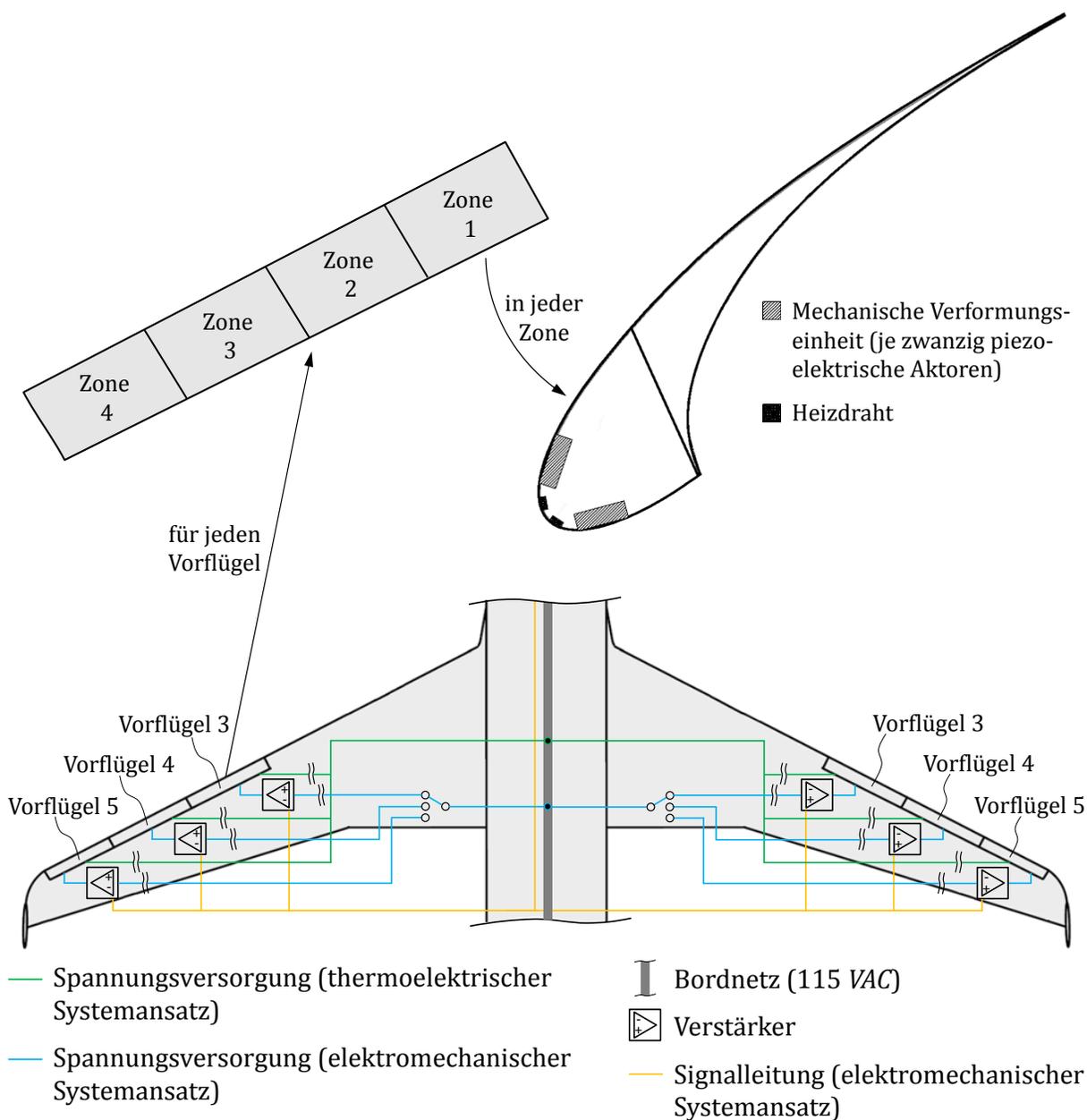


Abbildung 8.5 Architektur des hybriden Systemansatzes für die A320/A320 Neo Konfiguration. Die Spannungsversorgung des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes über das Bordnetz mit 115 VAC ist in grün bzw. blau dargestellt. Die Leitungen zur Übermittlung des Ansteuersignals für den elektromechanischen Systemansatz sind schematisch in orange eingezeichnet.

8.3.2 Leistungsbedarf auf Flugzeugebene

Die Berechnung des Gesamtbedarfs an elektrischer Leistung zur Enteisung der Vorflügel beider Tragflächen bei Verwendung des hybriden Systemansatzes erfolgt aus der Addition der Ergebnisse der Systemansätze in (8.3.1.1) und (8.3.1.2). Für den erforderlichen, thermoelektrischen Leistungsbedarf ist, wie in (8.3.1) dargestellt, die simultane Spannungsversorgung der Heizdrähte aller Vorflügel beider Tragflächen zu betrachten, wobei die Heizdrähte von nur einer der beiden möglichen Anstellwinkelkonfigurationen aktiv sind. Der daraus resultierende Wert der für die Enteisung verbrauchten thermischen Leistung beträgt aufgerundet 10,4 kW. Dieser Wert der

Leistung bezieht sich auf den für den thermoelektrischen Systemansatz ungünstigsten Fall der von der EASA definierten atmosphärischen Vereisungsbedingungen bei einer Temperatur von $T_{air} = -30$ °C. Exemplarisch seien an dieser Stelle die Bedingungen der kleinskalig untersuchten Vereisungsfälle 1 und 2 bei $T_{air} = -4$ °C bzw. -9 °C angeführt. Für diese Fälle werden bei Skalierung der Werte von P_{th} in Tabelle 8.1 auf den großskaligen Entwurf des thermoelektrischen Systemansatzes deutlich niedrigere Werte des insgesamt erforderlichen Leistungsbedarfs mit 0,4 kW (Fall 1) bzw. 2,0 kW (Fall 2) erhalten. Der Leistungsverbrauch des elektromechanischen Systemansatzes mit einem Wert von aufgerundet 4,2 kW ergibt sich aus der simultanen Ansteuerung der vier Zonen des jeweils korrespondierenden Vorflügels an beiden Tragflächen, d.h. bei gleichzeitiger Ansteuerung von insgesamt sechzehn mechanischen Verformungseinheiten. Die erforderliche Leistung zur Ansteuerung einer mechanischen Verformungseinheit bezieht sich auf die Anregung mit $U_{peakpeak} = 40$ V und $f_{res} = 2$ kHz, wobei sich P_s zu 263,1 W ergibt (8.3.1.2). Somit muss im Falle der potentiell vorliegenden, kritischsten Bedingungen der Vereisung für den Betrieb des hybriden Systems zur thermisch permanenten bzw. mechanisch konsekutiven Enteisung der Vorflügel beider Tragflächen ein maximaler Gesamtwert an elektrischer Leistung von aufgerundet 14,6 kW bereitgestellt werden. Da für die A320/A320 Neo Konfiguration keine präzisen Daten vom Hersteller für die elektrischen Verbraucher während des Fluges vorliegen, werden die Schätzwerte von Lammering [214] verwendet. Bei einem maximalen elektrischen Leistungsverbrauch von 149 kW nach Lammering [214] kann die elektrisch erforderliche Leistung für den hybriden Systemansatz somit dem elektrischen Bordnetz bzw. den Generatoren der beiden Triebwerke entnommen werden, die bei der Konfiguration der A320 eine elektrische Leistung von jeweils 90 kW pro Generator bereitstellen [215].

Um die Auswirkungen der Enteisung mit dem hybriden Systemansatz auf den elektrischen Leistungsbedarf einer Gesamtkonfiguration zu veranschaulichen, wird das vollelektrische thermische Enteisungssystem des Großraumflugzeugs 787 Dreamliner von Boeing mit 4 Generatoren und einer Gesamtleistung von 1 MW als Referenz herangezogen (pro Triebwerk zwei Generatoren mit jeweils 250 kW) [12,207,216]. Für einen adäquaten Vergleich der Systeme wird die jeweils erforderliche elektrische Leistung auf die individuelle Spannweite der zu enteisenden Vorflügel der A320 bzw. des 787 Dreamliners bezogen. Aus den Herstellerangaben geht hervor [216], dass bei der Boeing 787 bei Flug unter atmosphärischen Vereisungsbedingungen die Vorflügel 2, 3, 4 und 5 anhand der an ihrer Innenseite adhäsiv befestigten Heizmatten zu enteisen sind. Die Länge der zu enteisenden Spannweite der Vorflügel kann grob zu 15 m pro Tragfläche abgeschätzt werden [217]. Überschlägig ergibt sich bei Berücksichtigung der in der Literatur angegebenen Leistungsdaten für das thermoelektrische Heizmattensystem der Boeing 787 ein auf die Gesamtkonfiguration bezogener Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung mit Werten zwischen 1,5 und 2,5 kW/m span bei Betrieb des Systems im Enteisungsmodus. Für den Betrieb im vollevaporativen Verdampfungsmodus liegt der Leistungsbedarf bezogen auf die Spannweite bei Werten zwischen 5 und aufgerundet 6,7 kW/m span [21]. Für das hybride Enteisungssystem beträgt der maximal erforderliche Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung bei Enteisung der Vorflügel der A320 mit einer Gesamtlänge von jeweils 8 m pro Tragfläche aufgerundet 0,9 kW/m span. Der abschließende Vergleich beider Systeme mit Bezug auf den jeweils maximal erforderlichen Leistungsbedarf in Spannweitenrichtung verdeutlicht das Potential in der Verwendung des hybriden Systems zur energiesparenden Enteisung der Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration. Neben der wie bereits in der Boeing 787 erfolgreich umgesetzten

Reduzierung des Treibstoffverbrauchs um etwa 3 %, der sich aus dem Verzicht auf das Zapfluft basierende System zur Enteisierung der Vorflügel ergibt [12], erreicht der hybride Systemansatz zudem eine Leistungsreduktion von etwa 63,6 % gegenüber dem vollelektrischen Heizmattensystem der *Boeing 787* im Enteisungsmodus und bis zu 86,3 % gegenüber dem Betrieb der Heizmatten im vollevaporierenden Verdampfungsmodus.

8.3.3 Massenabschätzung auf Flugzeugebene

Bei der Abschätzung der Masse werden für den Entwurf des hybriden Systemansatzes für eine Flugzeugkonfiguration realer Größe die jeweiligen Eigenmassen des thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes berücksichtigt. Des Weiteren gehen die Masse der Klebstoffe zur Befestigung der elektrischen Komponenten innerhalb der Vorflügelstruktur und die Masse für die Kabel zur Spannungsversorgung in die Berechnung mit ein. Für den elektromechanischen Systemansatz ist im Entwurf zudem die Masse der insgesamt sechs Piezoverstärker zu berücksichtigen (8.3.1.2), die für die Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren erforderlich sind. Die Masse der Komponenten zwischen den Piezoverstärkern und dem Flugzeugbordnetz, der zwischengeschalteten Komponenten zum Anschluss der Heizdrähte an das Flugzeugbordnetz und der jeweils erforderlichen Leiteranschlüsse werden im Entwurf nicht berücksichtigt (siehe 8.3.1.1 und 8.3.1.2 bzw. Abbildung 8.5). Die Masse der Temperatursensoren, die für den thermoelektrischen Systemansatz erforderlich sind, wird in der Abschätzung ebenfalls nicht berücksichtigt. Für die piezoelektrischen Aktoren ist aufgrund der möglichen Selbstdiagnose anhand von Kapazitätsmessungen keine zusätzliche Sensorik für den Test der Systemfunktionalität erforderlich.

Für die 48 Heizdrähte des thermoelektrischen Systemansatzes, die in den sechs Vorflügeln verklebt sind, ergibt sich eine Eigenmasse von insgesamt weniger als 0,1 kg. Dieser für die Gesamtmasse des hybriden Systemansatzes zu vernachlässigende Wert wird auf Basis der Dichte des glasfaserverstärkten Epoxidharz-Laminats *FR4* mit $1440,0 \text{ kg/m}^3$ (Tabelle 3.3) [187] und des Volumens mit $728,0 \text{ mm}^3$ pro Heizdraht berechnet. Die Eigenmasse des elektromechanischen Systemansatzes mit den piezoelektrischen Aktoren mit einer Gesamtzahl von 960 trägt mit einem Wert von aufgerundet 26,6 kg jedoch aufgrund des wesentlich höheren Volumens sowie der in Tabelle 3.4 aufgeführten, höheren Dichte der Aktoren zu der Gesamtmasse des hybriden Systems wesentlich bei.

Jeder der sechs Piezoverstärker wird als eine gewichtsoptimierte Einheit angenommen, bestehend aus einer Peripherieschaltung, einer Leiterplatte, einem Eingangsfiler zur Signalglättung und einem Ausgangsfiler sowie Stecker und einem Gehäuse. Die Massenabschätzung erfolgt anhand des Leistungsbedarfs. Im Rahmen vergangener, interner Arbeiten hat sich gezeigt, dass typische Werte des Leistungsgewichts derartig aufgebauter Verstärker mit überschlägig 10 kW/kg angegeben werden können. Mit einer erforderlichen Leistung von $2,1 \text{ kW}$ zur simultanen Ansteuerung der acht mechanischen Verformungseinheiten eines Vorflügels (mit $P_s = 263,1 \text{ W}$ pro Verformungseinheit) ergibt sich für einen Piezoverstärker ein Leistungsgewicht von rund $0,2 \text{ kg}$. In der Addition ergibt dies für die sechs Piezoverstärker eine Gesamtmasse von aufgerundet $1,3 \text{ kg}$.

Für die Verklebung der Heizdrähte und der piezoelektrischen Aktoren an der Innenseite der Vorflügel ergibt sich eine Gesamtmasse von aufgerundet $0,2 \text{ kg}$. Dieser Wert wird mit der in

Tabelle 3.3 angegebenen Dichte für den aus Epoxidharz bestehenden Filmkleber mit $1150,0 \text{ kg/m}^3$ und einer Klebschichtdicke von $0,2 \text{ mm}$ berechnet.

Die Masse der in (8.3.1.1) und (8.3.1.2) jeweils ausgewählten Kabel wird anhand der in der Deutschen Norm *DIN EN 2267-009* angegebenen Werte berechnet [218]. Mit einem Wert von $2,72 \text{ kg/km}$ ergibt sich für den Anschluss der Heizdrähte mit Leiterquerschnitten der Größe *AWG 24* und einer angenommenen Leiterlänge von 5 m bei einer Anzahl von 96 Kabeln eine Gesamtmasse von aufgerundet $1,3 \text{ kg}$. Für die 96 Kabel zur Spannungsversorgung der mechanischen Verformungseinheiten mit den piezoelektrischen Aktoren beträgt die Gesamtmasse aufgerundet $7,0 \text{ kg}$. Dieser Wert berechnet sich aus der längenbezogenen Masse von $14,61 \text{ kg/km}$ für einen Leiterquerschnitt der Größe *AWG 16*. Die Leiterlänge ist, wie für die Spannungsversorgung der Heizdrähte des thermoelektrischen Systemansatzes, auf 5 m festgelegt.

Für den hybriden Systemansatz zur Enteisung ergibt sich in dem Entwurf für die Konfiguration der *A320/A320 Neo* Familie somit ein überschlägiger Wert der Gesamtmasse von $36,3 \text{ kg}$. Bezogen auf die Länge in Richtung der Spannweite der zu enteisenden Vorflügel beider Tragflächen ergibt sich daraus ein Wert von aufgerundet $2,3 \text{ kg/m}$. Ein Vergleich zu den in (2.3.1) dargestellten Werten der Systemmasse pro zu enteisende Länge zeigt, dass durch die Verwendung des hybriden Systemansatzes eine Reduzierung der längenbezogenen Systemmasse von etwa $1,3 \text{ kg/m}$ gegenüber dem pneumatisch-basierten Enteisungssystem mit Zapfluft erreicht wird [135]. Des Weiteren ergeben sich durch den Verzicht auf das Zapfluftsystem auch neue Möglichkeiten für die Dimensionierung der Triebwerksarchitektur und der damit verbundenen Systeme, da fortan keine Vorkühler für die heiße, abgezapfte Luft und ebenfalls keine Ventile für die Druckregulierung benötigt werden. Im Vergleich zu dem elektrisch betriebenen *EIDI*-Impulsenteisungssystem ist die längenbezogene Masse des hybriden Systemansatzes um etwa $0,5 \text{ kg/m}$ schwerer [135]. Jedoch wird in der Studie von Hoffman nicht näher erläutert, inwieweit die Kabel für die elektrische Spannungsversorgung der Aktoren sowie die zusätzlich für die Funktionsweise des *EIDI*-Systems erforderliche Stützstruktur bei der Berechnung der Gesamtmasse mit einem Wert von $1,8 \text{ kg/m}$ mit einbezogen wurden [135].

8.4 Eisdetektion

Neben der Verwendung der piezoelektrischen Aktoren für die zyklische Eisentfernung besteht ein weiteres Potential in der Applikation der Aktoren als Sensor für die Detektion von Eisakkumulationen während des Fluges [28,202,203]. Diese Anwendung ist in den europäischen Patentanmeldungen mit der Veröffentlichungsnummer *EP2873617* [175] bzw. der Anmeldenummer *EP15000786.2* [176] spezifiziert. Durch eine dynamische Ansteuerung der Aktoren im Kleinsignalbereich mit einem Rechtecksignal mit definierter Flankensteilheit bei einer niedrigen Wiederholrate, beispielsweise mit einem Wert von 1 Hz , kann das Ausschwingverhalten der Flügelstruktur während des Fluges kontinuierlich charakterisiert werden. Der dabei durchlaufene Frequenzbereich sorgt für eine resonante Anregung des Flügelprofils. Für die Detektion potentieller Eisakkumulationen auf der Oberfläche ist es notwendig eine Kalibrierung des piezoelektrischen Systems zur Anregung der Flügelstruktur im initialen, unvereisten Zustand durchzuführen. Aus dem Vergleich der initialen Referenzwerte der Resonanzfrequenzen und des Dämpfungsverhaltens mit den während des Fluges kontinuierlich detektierten Werten geht hervor, ob Eis auf der betrachteten Oberfläche akkumuliert wurde.

Bei der Systemkalibrierung gilt es zu berücksichtigen, dass die Temperatur der Umgebungsluft einen Einfluss auf die Messwerte der Resonanzfrequenzen und des Dämpfungsverhaltens ausübt. Dieser Zusammenhang geht aus den Ergebnissen der Eisdetektion mit dem kleinskaligem Flügelprofil im Vereisungswindkanal hervor. Eine Abhängigkeit der gemessenen Werte von Resonanz und Dämpfung von den aerodynamischen Kräften der Strömung konnte mit dem kleinskaligen Flügelprofil messtechnisch nicht detektiert werden.

Abbildung 8.6 veranschaulicht das Abklingverhalten der Struktur nach Aufbringung eines rechteckförmigen Ansteuersignals. Das Ausschwingverhalten ist in der Abbildung anhand des frequenzabhängigen Blindwiderstands im Bereich der jeweils ersten Resonanzfrequenz des Flügelprofils im unvereisten Initialzustand sowie nach 5 s bzw. 45 s Vereisungszeit dargestellt. Bei der Kalibrierung des unvereisten Flügelprofils beträgt der initiale Wert der ersten Resonanzfrequenz aufgerundet 3,69 kHz, nach 5 s Vereisungszeit ist dieser Wert auf eine Frequenz von rund 3,74 kHz gestiegen. Bei fortlaufender Akkumulation von Eis auf der Oberfläche des Flügelprofils beträgt der Wert der ersten Resonanzfrequenz 3,97 kHz nach 45 s. Ähnlich zu den in Tabelle 7.1 aufgeführten Werten der Eigenfrequenzen ohne bzw. mit Eisakkumulation auf der Flügeloberfläche wird aus Abbildung 8.6 ersichtlich, dass durch auf der Oberfläche des Flügelprofils angewachsene Eisschichten die Resonanzfrequenzen hin zu höheren Werten verschoben werden. Der Wert der Eisschichtdicke liegt nach einer Vereisungszeit von 5 s noch unterhalb des mit dem Laser-Scanner-System erfassbaren Toleranzbereichs, dessen Wert mit einer Standardabweichung von 0,38 mm angegeben wurde [28].

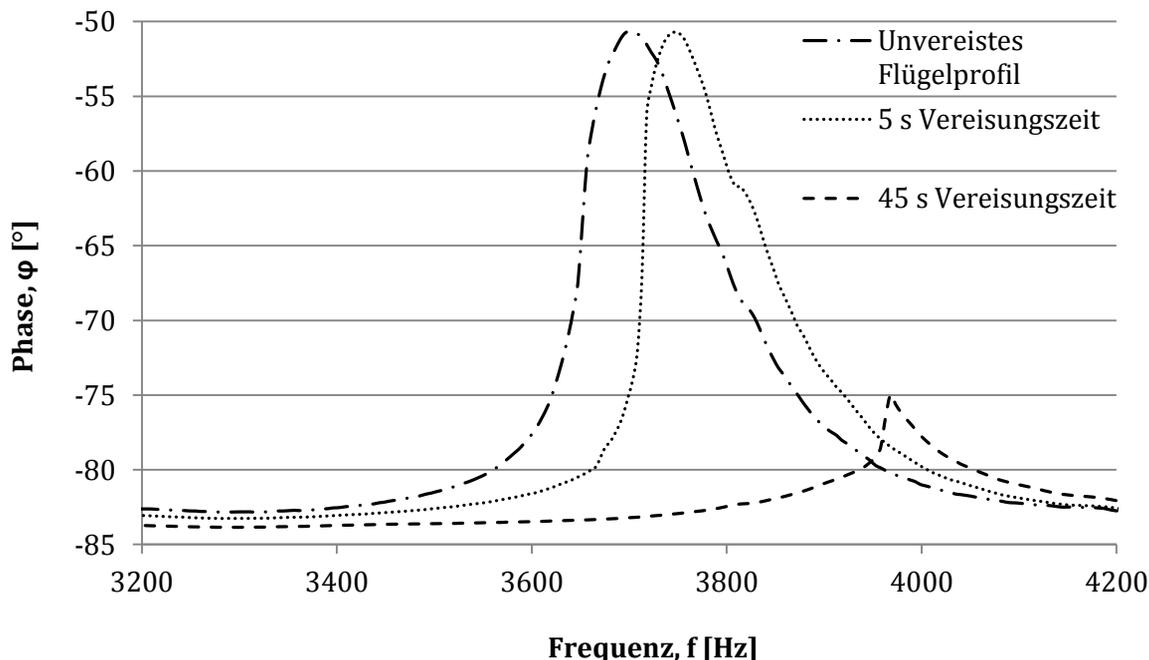


Abbildung 8.6 Ermittlung des Systemverhaltens im Bereich der Resonanz anhand des frequenzabhängigen Blindwiderstands im Initialzustand des unvereisten Flügelprofils sowie nach 5 s bzw. 45 s Vereisungszeit.

Der Vergleich der Phasenverläufe in Abbildung 8.6 in Bezug auf das Dämpfungsverhalten zeigt, dass die Einkopplung der mechanischen Energie in die Flügelstruktur mit einer im initialen Zustand maximalen Phasenverschiebung, φ , von $-50,87^\circ$ nach 5 s Vereisungszeit geringfügig gedämpft wird. Der korrespondierende Maximalwert von φ beträgt $-50,85^\circ$ nach 5 s. Insbesondere nach 45 s Vereisungszeit erfolgt die Einkopplung nur noch sehr stark gedämpft mit einem maximalen Wert von $\varphi = -74,97^\circ$.

Zusammenfassend kann festgestellt werden, dass bereits geringe Eisschichtdicken auf der Oberfläche eines Flügelprofils verlässlich durch die piezoelektrischen Aktoren detektiert werden können. Aufgrund der Ansteuerung im Kleinsignalbereich mit niedriger Wiederholfrequenz ist der elektrische Leistungsbedarf für die Sensorapplikation der Aktoren vernachlässigbar.

9 Zusammenfassung und Ausblick

9.1 Ergebnisse der Arbeit

Der zunehmende Trend in der Luftfahrt hin zu Flugzeugkonfigurationen mit vollelektrisch ausgelegter Systemarchitektur erfordert die Entwicklung fortschrittlicher und energiesparender Flugzeugantriebe mit gleichzeitigem Verzicht auf Zapflftsyste m e. Vor diesem Hintergrund war das Ziel der vorliegenden Arbeit die Entwicklung eines hybriden, vollelektrischen Systemansatzes zur Eisentfernung von den Oberflächen, insbesondere von den Tragflächen, einer Flugzeugkonfiguration während des Fluges. Die Hybridisierung erfolgt durch die Kombination eines thermoelektrischen und elektromechanischen Systemansatzes mit Unterstützung einer glatten, eisphoben Oberfläche.

Um die Adhäsionskräfte zwischen dem Eis und der Oberfläche eines Festkörpers (semi-)quantitativ zu bestimmen, wird ein empirisches Modell zur Vorhersage der Eisadhäsion hergeleitet. Das Modell basiert auf den experimentellen Ergebnissen der Eisadhäsion, die auf rechteckigen Probenkörpern mit unterschiedlich glatter, eisphober Oberfläche in einem Vereisungswindkanal auf Labormaßstab gemessen werden. Die glatten, eisphoben Oberflächen werden anhand eines dreistufigen Konzepts hergestellt, das die Schritte der Spiegelpolitur, Nanostrukturierung und Hydrophobierung umfasst.

Die Eisentfernung mit dem thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz wird für ein kleinskaliges Flügelprofil betrachtet. Die experimentellen Untersuchungen im Vereisungswindkanal und die numerischen Simulationen zeigen, dass die Enteisung der Flügeloberfläche durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung grundsätzlich möglich ist, wenn folgende zwei technologische Voraussetzungen umgesetzt werden:

- (i) die Realisierung einer linienförmigen Aufspaltung der geschlossenen Eiskappe an der Vorderkante des Flügelprofils, um ein Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche zu initiieren. Die Umsetzung erfolgt anhand eines zylindrischen, dünnen Heizdrahts, der durch Abgabe von Wärme den Eisansatz an der Stagnationslinie verhindert.
- (ii) das Ablösen der Eisakkumulationen von der Flügeloberfläche, das anhand einer glatten, eisphoben Oberfläche gewährleistet wird. Die Oberfläche muss so konzipiert sein, dass die primären Mechanismen der Eisadhäsion eliminiert oder in erheblichem Maße reduziert werden (mechanische Verankerung, Wasserstoffbrückenbindungen und elektrostatische Anziehung). Die Limitierung des thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatzes betrifft insbesondere die Entfernung von Eisakkumulationen unter Klareisbedingungen, die nicht oder nur bei sehr großen Eisschichtdicken von der Flügeloberfläche durch die aerodynamischen Kräfte abgelöst werden. Folglich ist der thermoelektrisch-aerodynamische Systemansatz nicht geeignet, um die Eisakkumulationen aller potentiell auftretenden Vereisungsfälle von den Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration während des Fluges zu entfernen.

Die Windkanalversuche des elektromechanischen Systemansatzes mit den piezoelektrischen Aktoren zeigen, dass die Eiskappe, die um die Flügelvorderkante geschlossen aufwächst, nicht von der glatten, eisphoben Oberfläche des kleinskaligen Flügelprofils abgelöst wird. Durch die Verformung der Flügeloberfläche bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren werden die

Adhäsionskräfte in der Eis-Flügelprofil-Kontaktfläche aufgebrochen, jedoch wird die geschlossene Eiskappe aufgrund der aerodynamischen Kräfte der Strömung weiterhin formschlüssig gegen die Vorderkante des Flügelprofils gepresst und nicht von der Flügeloberfläche abgelöst.

Mit dem hybriden Systemansatz wird die Enteisierungsfähigkeit für alle getesteten Vereisungsbedingungen im Windkanal experimentell nachgewiesen. Die Testbedingungen können im Wesentlichen als repräsentativ für alle unter Flugbedingungen potentiell eintretenden Vereisungssituationen erachtet werden. Im Vergleich zum thermoelektrisch-aerodynamischen Systemansatz werden die Eisakkumulationen mit dem hybriden Systemansatz bei deutlich dünneren Werten abgelöst. Zudem wird beim hybriden Systemansatz durch den unterstützenden Einsatz der glatten, eisphoben Oberfläche eine Steigerung der Enteisierungseffizienz um etwa 42 % im Hinblick auf die abgelöste Eisschichtdicke erreicht bei Vergleich des hybriden Systemansatzes zur Eisentfernung von einer hydrophilen Referenzoberfläche. Das numerische Simulationsmodell des hybriden Systemansatzes bestätigt die Eisentfernung aller betrachteten Vereisungsbedingungen. Der Vergleich der experimentellen und numerischen Ergebnisse zeigt jedoch, dass die Eisentfernung durch die piezoelektrisch induzierten Oberflächenverformungen bei den experimentellen Untersuchungen zeitlich verzögert und folglich erst für dickere Werte der Eisakkumulationen erfolgt.

Gegenüber einem vollelektrischen thermischen Enteisierungssystem aus dem Stand der Technik zeigt die Leistungsbilanz, dass die Verwendung des hybriden Systemansatzes für die Enteisierung Einsparungen im elektrischen Leistungsbedarf von bis zu 91,7 % erbringt. Ähnliche Werte ergeben sich bei Integration des skalierten hybriden Systemansatzes innerhalb einer Flugzeugkonfiguration realer Größe. Bei Vergleich mit einem vollelektrischen thermischen Heizmattensystem zeigt der hybride Systemansatz ein Einsparungspotential von bis zu 86,3 %. Aufgrund der elektrischen Leistungersparnis und insbesondere wegen des Verzichts auf das Zapfluftsystem ist der hybride Systemansatz zur Enteisierung als eine zukunftsweisende Technologie für die Integration in die Konzepte der *MEA* und der *AEA* mit vollelektrischer Systemarchitektur zu erachten. Wegen dem geringen Leistungsbedarf ist der hybride Systemansatz ebenfalls geeignet, um als Enteisierungssystem in bereits operationell eingesetzten Flugzeugkonfigurationen nachgerüstet zu werden. Die Integration des hybriden Systemansatzes innerhalb der elektrischen Systemarchitektur bestehender Flugzeugkonfigurationen erfordert zudem keine Entwurfsanpassungen an dem jeweils vorliegenden Flugzeugbordnetz. Weiterhin ermöglicht der hybride Systemansatz im Vergleich zu den Systemen aus dem Stand der Technik [135,140,142] die vereinfachte modulare Systemintegration auf Flugzeugebene aufgrund des geringen erforderlichen Platzbedarfs, der vergleichsweise niedrigen Systemmasse und der überschaubaren peripher erforderlichen Systeme.

Abschließend ist die zusätzliche Verwendung des hybriden Systemansatzes zur Detektion von Eis anzuführen, das beispielsweise auf der Flügeloberfläche akkumuliert wird. Die Eisdetektion erfolgt durch die permanente Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren, wobei die Menge der hierfür erforderlichen elektrischen Leistung als vernachlässigbar klein angesehen werden kann.

9.2 Ausblick

In Anlehnung an den von der Nationalen Aeronautik- und Raumfahrtbehörde (*NASA* – engl. National Aeronautics and Space Administration) eingeführten Evaluierungsprozess des technologischen Reifegrads (*TRL* – engl. Technology Readiness Level) wurde der kleinskalige hybride Systemansatz zur Enteisierung auf Basis der bisher erzielten experimentellen und numerischen Ergebnisse mit einem Niveau von *TRL* 2 bewertet [219]. Im Anschluss daran wurde die Technologie innerhalb der Entwicklungsprozesskette zur Systemintegration auf Flugzeugebene aufgenommen. Hieraus ergeben sich für den hybriden Systemansatz eine Reihe zukünftig zu betrachtender erforderlicher Aspekte.

Für die konzeptionelle Entwicklung von eisphoben Oberflächen ist der Nachweis der Beständigkeit der Oberflächen, beispielsweise gegenüber Alterung durch Ultraviolettstrahlung oder durch Wasserauslagerung, zu erbringen. Insbesondere ist für die glatten, eisphoben Oberflächen jedoch der Einfluss der erosionsbedingten Degradation auf die Eisadhäsion durch Sandpartikel, Regentropfen oder Hagelschlag zu charakterisieren. Für den elektromechanischen Systemansatz ist in Dauerversuchen nachzuweisen, dass die verwendeten piezoelektrischen Aktoren den unter Flugbedingungen vorliegenden Umgebungseinflüssen, wie beispielsweise der Temperatur und der Luftfeuchtigkeit, standhalten und die in der Literatur nachgewiesene Lebensdauer mit einem Wert von mehr als $1 \cdot 10^{11}$ Zyklen erbringen [220]. Mit der Annahme von rund 11000 Betriebsstunden des Enteisierungssystems über die gesamte Lebensdauer einer Flugzeugkonfiguration und einer Anregungsfrequenz der piezoelektrischen Aktoren mit 1 kHz (8.3.1.2) ergibt sich für die Schwingungszyklen der Aktoren eine Gesamtzahl von aufgerundet $4,0 \cdot 10^{10}$. Der Wert für die Betriebsstunden des Enteisierungssystems stammt aus den internen Systemanforderungen an die Tragflächen-Enteisierungssysteme der Flugzeugkonzepte mit niedrigem Luftwiderstand [221]. Wird der von Sherrit et al. [220] angegebene Wert der Lebensdauer für die piezoelektrischen Aktoren in den Dauerversuchen bestätigt, so eignen sich die Aktoren zur Eisentfernung über die gesamte Lebensdauer der Flugzeugkonfiguration.

Zum Schutz vor Umwelteinflüssen ist die konstruktive Umgestaltung der piezoelektrischen Aktoren anzuregen, wie z.B. eine vollkeramische Isolierung oder die Integration der Aktoren innerhalb eines Gehäuses. Des Weiteren ist sowohl für die piezoelektrischen Aktoren als auch für die Heizdrähte des thermoelektrischen Systemansatzes sicherzustellen, dass die Klebeverbindungen der Komponenten mit der Flügelstruktur den Umwelt- und Umgebungseinflüssen standhalten, die sich vor, während und nach dem Flug ergeben. Dabei ist unter anderem die Belastung der Klebeverbindungen durch aggressive Medien zu erwähnen, die durch Hydraulik- oder Enteisungsflüssigkeit sowie durch Witterungseinflüsse wie Luftfeuchtigkeit, Salznebel oder Umgebungstemperaturen im Bereich zwischen -55 °C und $+80$ °C erfolgt. Die Beständigkeit der Klebeverbindungen gegenüber diesen und weiteren Kriterien gilt es anhand von charakteristischen Auslagerungsversuchen und anschließenden mechanischen Belastungstests zu bestätigen.

Im Rahmen zukünftiger Projektstudien ist in Windkanalversuchen unter Verwendung eines größerskaligen Entwurfs des hybriden Systemansatzes zu untersuchen, inwieweit die in dieser Arbeit auf kleinskaliger Ebene erzielten Ergebnisse übertragbar sind. Besonderes Augenmerk gilt es dabei auf die Eisentfernung von der Oberfläche einer größerskaligen Flügelgeometrie durch Verformung mit den piezoelektrischen Aktoren zu legen. Neben den experimentellen

Windkanalversuchen auf größerem Maßstab sind numerische Berechnungen für den Entwurf des hybriden Systemansatzes in einer Flügelgeometrie realer Größe durchzuführen. Das numerische Simulationsmodell dieser Arbeit bildet die Basis für die numerischen Simulationen auf Flugzeugebene. In diesem Zusammenhang sind auch Tragflächen mit in Richtung der Spannweite veränderlichen Querschnitten zur Untersuchung der Enteisungsfähigkeit des hybriden Systemansatzes zu betrachten.

Eine weitere Optimierung des hybriden Systemansatzes, insbesondere des elektromechanischen Systemansatzes, ist in zukünftigen Studien zu untersuchen. Für den Entwurf des Enteisungssystems wurde in (8.3.1) zunächst eine äußerst konservative Annahme getroffen, indem 90 % der Länge des Vorflügels in Richtung der Spannweite mit piezoelektrischen Aktoren bedeckt wurde, um möglichst ausgeprägte Verformungen der Flügeloberfläche und somit ein effizientes Ablösen der Eisakkumulationen zu generieren. In einer zukünftigen Optimierung ist zu untersuchen, inwieweit die Aktoren an der Innenseite der Struktur adäquat angeordnet werden können, um beispielsweise den Wert der Abdeckung in Spannweitenrichtung auf 60 % zu reduzieren. Unter Berücksichtigung variabler Anordnungen der Aktoren können hierfür in numerischen *FEM*-Simulationen die bei gezielter Ansteuerung der Aktoren generierten Schwingungsmoden sowie die Knoten und Antiknoten der Schwingung für eine maximale strukturelle Verformung der Flügeloberfläche ausgewertet werden. Eine sich dabei potentiell ergebende Reduzierung der für die dynamische Schwingungsanregung zu verwendenden piezoelektrischen Aktoren wirkt sich dann wiederum positiv auf die Systemmasse aus, da weniger Eigenmasse der Aktoren, geringere Leiterquerschnitte sowie angepasste Verstärkereinheiten mit einem niedrigeren Wert der Ausgabespannung für den Systementwurf auf Flugzeugebene möglich sind.

Zur Berücksichtigung funktioneller Limitierungen bei der Einleitung von mechanischen Verformungen in die potentiell vereisten Oberflächen einer Flugzeugkonfiguration an bzw. in der Nähe von strukturellen Versteifungsrippen, die in Sehnenrichtung der Tragflächen verlaufen, können zusätzliche Heizdrähte im Bereich der Versteifungselemente integriert werden. Damit kann, in Analogie zu dem Partitionierungsprinzip der Eisschichten an der Flügelvorderkante, der Eisaufwuchs in weniger stark verformbaren Bereichen verhindert werden (8.3.1). Ein positiver Nebeneffekt der somit in Spannweitenrichtung zusätzlich unterteilten Eisakkumulationen besteht in der Tatsache, dass bei Ansteuerung der piezoelektrischen Aktoren kleinere Eisfragmente von der Flügeloberfläche abgelöst und von der Luftströmung davongetragen werden. Im Vergleich zu großen und schweren Eisschichten bergen kleinere Fragmente bei Aufprall auf die stromabwärts liegenden Komponenten einer Flugzeugkonfiguration in der Regel ein geringeres Gefährdungspotential.

Literaturverzeichnis

- [1] C. Luongo, P. Masson, T. Nam, D. Mavris, H. Kim, G. Brown et al., Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors, *IEEE Trans. Appl. Supercond.* 19 (2009) 1055–1068.
- [2] Airbus Corporate Technical Office, E-Fan: Technology demonstrator of an electrically-powered, all-composite general aviation training aircraft, Munich, Germany, 06/13.
- [3] G. Fortin, Considerations on the Use of Hydrophobic, Superhydrophobic or Icephobic Coatings as a Part of the Aircraft Ice Protection System, *SAE Technical Paper 2013-01-2108* (2013).
- [4] G. Kulesa, Weather and Aviation: How Does Weather Affect the Safety and Operations of Airports and Aviation, and How Does FAA Work to Manage Weather-related Effects?: Weather Impacts On Aviation, The Potential Impacts of Climate Change on Transportation, <http://climate.dot.gov/documents/workshop1002/kulesa.pdf>.
- [5] Flight Operations Support - Customer Services Directorate, Getting to grips with cold weather operations, A Flight Operations View, [November 07, 2014], http://www.smartcockpit.com/download.php?path=docs/&file=Getting_To_Grips_With_Cold_Weather_Operations.pdf.
- [6] K.R. Petty, C.D.J. Floyd, A statistical review of aviation airframe icing accidents in the U. S., *Proceedings of the 11th Conference on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology* (2004).
- [7] Federal Aviation Administration, Pilot Guide: Flight In Icing Conditions, [November 07, 2014], http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_91-74A.pdf.
- [8] Civil Aviation Authority of New Zealand, Aircraft Icing Handbook: Meteorology, [November 07, 2014], http://www.caa.govt.nz/safety_info/gaps/aircraft_icing_handbook.pdf.
- [9] J. Steuernagle, K. Roy, D. Wright, Aircraft Icing, Safe Pilots. Safe Skies., http://flighttraining.aopa.org/pdfs/SA11_Aircraft_Icing.pdf.
- [10] BEA Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, Final Report: On the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro - Paris, <http://www.bea.aero/docspa/2009/f-cp090601.en/pdf/f-cp090601.en.pdf>.
- [11] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25: Amendment 5, Annex to ED Decision 2008/006/R, [November 07, 2014], <http://easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-25%20Amdt%205.pdf>.
- [12] M. Sinnett, AERO_Q407: 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies, [October 29, 2014], http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407.pdf.
- [13] N. Alegre, Full-scale runback ice: accretion and aerodynamic study, [November 07, 2014], <http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/5547>.
- [14] The Boeing Company, MD-11 Flight Crew Operations Manual: Ice and Rain Protection, Chapter Ice, [October 30, 2014], http://www.smartcockpit.com/aircraft-ressources/MD11-ICE_and_RAIN_PROTECTION.html.
- [15] Airbus S.A.S., A320 Ice and Rain Protection: Airbus Training A320, [February 11, 2015], http://www.smartcockpit.com/docs/A320-Ice_and_Rain_Protection.pdf.
- [16] Airbus S.A.S., Airbus A320/A320Neo, [February 09, 2015], http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC_A320_May2014.pdf.

- [17] Airbus S.A.S., Airbus A330, [February 09, 2015], http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A330-20140101.pdf.
- [18] Airbus S.A.S., Airbus A340-200/-300, [February 09, 2015], http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A340-200-300-20140101.pdf.
- [19] Airbus S.A.S., Airbus A380, [February 09, 2015], http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A380-20131201.pdf.
- [20] Airbus S.A.S., Airbus A350-900, [February 09, 2015], http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/AC_A350-900_20130601-June-2013.pdf.
- [21] J. Sloan, 787 integrates new composite wing deicing system, [2015702/10], <http://www.compositesworld.com/articles/787-integrates-new-composite-wing-deicing-system>.
- [22] R.K. Jeck, Icing Design Envelopes (14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C) Converted to a Distance-Based Format: Final report, U.S. Department of Transportation, Washington, D. C, 2002.
- [23] A.R. Jones, W. Lewis, Recommended Values of Meteorological Factors to Be Considered in the Design of Aircraft Ice-Prevention Equipment, <http://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc55178/>.
- [24] International Organization for Standardization, Atmospheric icing of structures 91.080.01(ISO 12494:2001), 2001, [June 11, 2013].
- [25] K. Yanamura, Proposed Rules: Airplane and Engine Certification Requirements in Supercooled Large Drop, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions, 14 CFR Parts 25 and 33 [Docket No. FAA-2010-0636; Notice No. 10-10] RIN 2120-AJ34 Vol. 75, No. 124, Washington, D. C, 2010.
- [26] Airservices Australia, Hazardous weather phenomena, Airframe Icing: Bureau of Meteorology, Weather Services, Aviation, <http://www.bom.gov.au/aviation/data/education/hwp-icing.pdf>.
- [27] N. Dalili, A. Edrisy, R. Carriveau, A review of surface engineering issues critical to wind turbine performance, *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 13 (2009) 428–438.
- [28] R. Adam, Experimentelle Untersuchung eines hybriden Enteisungssystems, Bachelorarbeit, Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme, 2014.
- [29] M.C. CHU, R.J. SCAVUZZO, Adhesive shear strength of impact ice, *AIAA Journal* 29 (1991) 1921–1926.
- [30] R.J. SCAVUZZO, M.L. CHU, C.J. KELLACKEY, Impact ice stresses in rotating airfoils, *JOURNAL OF AIRCRAFT* 28 (1991) 450–455.
- [31] D.N. Anderson, *Manual of Scaling Methods*, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, 2004.
- [32] G.A. Ruff, *Analysis and Verification of the Icing Scaling Equations. Volume 1*, Defense Technical Information Center, Ft. Belvoir, 1985.
- [33] D.N. Anderson, Further evaluation of traditional icing scaling methods, in: 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [34] R. Menini, M. Farzaneh, Advanced Icephobic Coatings, *Journal of Adhesion Science and Technology* 25 (2012) 971–992.
- [35] D.K. Sarkar, M. Farzaneh, Superhydrophobic Coatings with Reduced Ice Adhesion, *Journal of Adhesion Science and Technology* 23 (2009) 1215–1237.
- [36] G. Fortin, J. Perron, Ice Adhesion Models to Predict Shear Stress at Shedding, *Journal of Adhesion Science and Technology* 26 (2012) 523–553.

- [37] L. Makkonen, Ice Adhesion —Theory, Measurements and Countermeasures, *Journal of Adhesion Science and Technology* 26 (2012) 413–445.
- [38] K.M. Smyth, Wetting hysteresis and droplet roll off behavior on superhydrophobic surfaces / by Katherine Marie Smyth, 2010.
- [39] C.W. Extrand, Model for Contact Angles and Hysteresis on Rough and Ultraphobic Surfaces, *Langmuir* 18 (2002) 7991–7999.
- [40] V. Bahadur, L. Mishchenko, B. Hatton, J.A. Taylor, J. Aizenberg, T. Krupenkin, Predictive Model for Ice Formation on Superhydrophobic Surfaces, *Langmuir* 27 (2011) 14143–14150.
- [41] D. Myers, Surfaces, Interfaces, and Colloids: Principles and Applications, Second Edition, Wiley- VCH, New York, Toronto, 1999.
- [42] J.N. Israelachvili (Ed.), Intermolecular and Surface Forces (Third Edition), Third Edition, Academic Press, San Diego, 2011.
- [43] V.F. Petrenko, R.W. Whitworth, Physics of ice, Oxford University Press, Oxford, New York, 1999.
- [44] B. Bhushan, Adhesion and stiction: Mechanisms, measurement techniques, and methods for reduction, *Journal of Vacuum Science & Technology B* 21 (2003) 2262–2296.
- [45] Z. Ghalmi, R. Menini, M. Farzaneh, Theoretical Studies and Quantification of Ice Adhesion Mechanisms, http://iwais.compusult.net/c/document_library/get_file?uuid=e8aa81f0-8f98-4067-83c4-d226b947b9d3&groupId=10136.
- [46] I.A. Ryzhkin, V.F. Petrenko, Physical Mechanisms Responsible for Ice Adhesion, *The Journal of Physical Chemistry B* 101 (1997) 6267–6270.
- [47] M. Butt, A. Chughtai, J. Ahmad, R. Ahmad, U. Majeed, I. Khan, Theory of Adhesion and its Practical Implications: A Critical Review, *Journal of Faculty of Engineering & Technology, University of the Punjab, Quaid-e-Azam Campus, Lahore* (2007-2008) 21–45.
- [48] W. Gutowski, H. Dodiuk, Recent Advances in Adhesion Science and Technology in Honor of Dr. Kash Mittal, Taylor & Francis, 2013.
- [49] V.F. Petrenko, I.A. Ryzhkin, Surface States of Charge Carriers and Electrical Properties of the Surface Layer of Ice, *The Journal of Physical Chemistry B* 101 (1997) 6285–6289.
- [50] V.F. Petrenko, Effect of electric fields on adhesion of ice to mercury, *J. Appl. Phys.* 84 (1998) 261.
- [51] N. Bjerrum, Structure and Properties of Ice, *Science* 115 (1952) 385–390.
- [52] C. Gahl, Elektronentransfer- und Solvatisierungsdynamik in Eis adsorbiert auf Metalloberflächen, Dissertation, Berlin, 2004.
- [53] E. Whalley, Structural problems of ice, *Physics of ice* (1969) 19–43.
- [54] P.V. Hobbs, Ice physics, Clarendon Press, Oxford, 1974.
- [55] G.P. Johari, The dielectric properties of ice Ih in the range 272–133 K, *J. Chem. Phys.* 75 (1981) 1333.
- [56] M. Faraday, On Regelation, and the Conservation of Force, *Philosophical magazine* 17 (1859) 162–169.
- [57] J. Tyndall, On the Physical Phenomena of Glaciers. Part I. Observations on the Mer de Glace, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London* 149 (1859) 261–278.
- [58] W.A. Weyl, Surface structures of water and some of its physical and chemical manifestations, *Journal of Colloid Science* (1951) 389.
- [59] U. Nakaya, A. Matsumoto, Simple experiment showing the existence of "liquid water" film on the ice surface, *J. Colloid Science* (1954) 41–49.

- [60] V.F. Petrenko, Study of the Surface of Ice, Ice/Solid and Ice/Liquid Interfaces with Scanning Force Microscopy, *The Journal of Physical Chemistry B* 101 (1997) 6276–6281.
- [61] B. Pittenger, S. Fain, M. Cochran, J. Donev, B. Robertson, A. Szuchmacher et al., Premelting at ice-solid interfaces studied via velocity-dependent indentation with force microscope tips, *Phys. Rev. B* 63 (2001).
- [62] A.P.S. Selvadurai, M.J. Boulon, *Mechanics of geomaterial interfaces*, Elsevier, Amsterdam, New York, 1995.
- [63] I. Ryzhkin, V. Petrenko, Violation of ice rules near the surface: A theory for the quasiliquid layer, *Phys. Rev. B* 65 (2001).
- [64] I.A. Ryzhkin, V.F. Petrenko, Quasi-liquid layer theory based on the bulk first-order phase transition, *J. Exp. Theor. Phys.* 108 (2009) 68–71.
- [65] I.A. Ryzhkin, V.F. Petrenko, Proton ordering in ice at an ice-metal interface, *J. Exp. Theor. Phys.* 101 (2005) 317–321.
- [66] I. Ryzhkin, V. Petrenko, Phase transition of an ice-proton system into a Bernal-Fowler state, *Phys. Rev. B* 62 (2000) 11280–11283.
- [67] L.A. Wilen, J.S. Wettlaufer, M. Elbaum, M. Schick, Dispersion-force effects in interfacial premelting of ice, *Phys. Rev. B* 52 (1995) 12426–12433.
- [68] S.L. Peng, V.F. Petrenko, M. Arakawa, Effect of Self-Assembling Monolayers (SAMs) on Ice Adhesion to Metals, in: *Symposium M – Interfacial Engineering for Optimized Properties II*, 1999.
- [69] V.F. Petrenko, S. Peng, Reduction of ice adhesion to metal by using self-assembling monolayers (SAMs), *Can. J. Phys.* 81 (2003) 387–393.
- [70] M.R. Kasaai, M. Farzaneh, A Critical Review of Evaluation Methods of Ice Adhesion Strength on the Surface of Materials, *Proceedings of the 23rd International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering (OMAE04)*, Vancouver, Canada (2004) 919–926.
- [71] T. Strobl, D. Raps, M. Hornung, Evaluation of Roughness Effects on Ice Adhesion, in: *5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [72] C. Laforte, J.-L. Laforte, J.-C. Carrier, How a Solid Coating Can Reduce the Adhesion of Ice on a Structure, in: *Proceedings of the International Workshop on Atmospheric Icing of Structures (IWAIS)*, 2002, pp. 6 pp.
- [73] M. Zou, S. Beckford, R. Wei, C. Ellis, G. Hatton, M. Miller, Effects of surface roughness and energy on ice adhesion strength, *Applied Surface Science* 257 (2011) 3786–3792.
- [74] C. Laforte, J.-L. Laforte, Deicing Strains and Stresses of Iced Substrates, *Journal of Adhesion Science and Technology* 26 (2012) 603–620.
- [75] T. Young, An Essay on the Cohesion of Fluids, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London* 95 (1805) 65–87.
- [76] R.N. Wenzel, RESISTANCE OF SOLID SURFACES TO WETTING BY WATER, *Ind. Eng. Chem.* 28 (1936) 988–994.
- [77] A.B.D. Cassie, S. Baxter, Wettability of porous surfaces, *Trans. Faraday Soc.* 40 (1944) 546.
- [78] R.N. Wenzel, Surface Roughness and Contact Angle, *J. Phys. Chem.* 53 (1949) 1466–1467.
- [79] A.J. Meuler, J.D. Smith, K.K. Varanasi, J.M. Mabry, G.H. McKinley, R.E. Cohen, Relationships between Water Wettability and Ice Adhesion, *ACS Appl. Mater. Interfaces* 2 (2010) 3100–3110.
- [80] K.L. Mittal, *Contact Angle, Wettability and Adhesion*, Volume 4, CRC Press, Hoboken, 2006.

- [81] S.A. Kulinich, M. Farzaneh, How Wetting Hysteresis Influences Ice Adhesion Strength on Superhydrophobic Surfaces, *Langmuir* 25 (2009) 8854–8856.
- [82] W. Chen, A.Y. Fadeev, M.C. Hsieh, D. Öner, J. Youngblood, T.J. McCarthy, Ultrahydrophobic and Ultralyophobic Surfaces: Some Comments and Examples, *Langmuir* 15 (1999) 3395–3399.
- [83] D. Öner, T.J. McCarthy, Ultrahydrophobic Surfaces. Effects of Topography Length Scales on Wettability, *Langmuir* 16 (2000) 7777–7782.
- [84] S. Kulinich, M. Farzaneh, Hydrophobic properties of surfaces coated with fluoroalkylsiloxane and alkylsiloxane monolayers, *Surface Science* 573 (2004) 379–390.
- [85] P. Kim, T.-S. Wong, J. Alvarenga, M.J. Kreder, W.E. Adorno-Martinez, J. Aizenberg, Liquid-Infused Nanostructured Surfaces with Extreme Anti-Ice and Anti-Frost Performance, *ACS Nano* 6 (2012) 6569–6577.
- [86] D. Quéré, Rough ideas on wetting, *Physica A* (2002) 32–46.
- [87] D. Quéré, Non-sticking drops, *Rep. Prog. Phys.* 68 (2005) 2495–2532.
- [88] J. Bico, U. Thiele, D. Quéré, Wetting of textured surfaces, *Colloids and Surfaces A: Physicochem. Eng. Aspects* 206 (2002) 41–46.
- [89] J. Zhang, D.Y. Kwok, Contact Line and Contact Angle Dynamics in Superhydrophobic Channels, *Langmuir* 22 (2006) 4998–5004.
- [90] Y.C. Jung, B. Bhushan, Contact angle, adhesion and friction properties of micro- and nanopatterned polymers for superhydrophobicity, *Nanotechnology* 17 (2006) 4970–4980.
- [91] S.A. Kulinich, S. Farhadi, K. Nose, X.W. Du, Superhydrophobic Surfaces: Are They Really Ice-Repellent?, *Langmuir* 27 (2010) 25–29.
- [92] D. Murakami, H. Jinnai, A. Takahara, Wetting Transition from the Cassie–Baxter State to the Wenzel State on Textured Polymer Surfaces, *Langmuir* 30 (2014) 2061–2067.
- [93] P. Tsai, S. Pacheco, C. Pirat, L. Lefferts, D. Lohse, Drop Impact upon Micro- and Nanostructured Superhydrophobic Surfaces, *Langmuir* 25 (2009) 12293–12298.
- [94] A.J. Meuler, G.H. McKinley, R.E. Cohen, Exploiting Topographical Texture To Impart Icephobicity, *ACS Nano* 4 (2010) 7048–7052.
- [95] R.L.V. Wal, G.M. Berger, S.D. Mozes, The splash/non-splash boundary upon a dry surface and thin fluid film, *Exp Fluids* 40 (2006) 53–59.
- [96] C. Mundo, M. Sommerfeld, C. Tropea, Droplet-wall collisions: Experimental studies of the deformation and breakup process, *International Journal of Multiphase Flow* 21 (1995) 151–173.
- [97] Yong Han Yeong, Rafael Mudafort, Adam Steele, Ilker Bayer, Eric Loth, Guillaume De Combarieu, Water Droplet Impact Dynamics at Icing Conditions with and without Superhydrophobicity, in: 4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [98] D. Bartolo, F. Bouamrène, É. Verneuil, A. Buguin, P. Silberzan, S. Moulinet, Bouncing or sticky droplets: Impalement transitions on superhydrophobic micropatterned surfaces, *Europhys. Lett.* 74 (2006) 299–305.
- [99] T. Maitra, M.K. Tiwari, C. Antonini, P. Schoch, S. Jung, P. Eberle et al., On the Nanoengineering of Superhydrophobic and Impalement Resistant Surface Textures below the Freezing Temperature, *Nano Lett.* 14 (2014) 172–182.
- [100] M. Massinon, H. Boukhalfa, F. Lebeau, The effect of surface orientation on spray retention, *Precision Agric* 15 (2014) 241–254.

- [101] E. Wicke, Landolt-Börnstein, Zahlenwerte und Funktionen aus Physik, Chemie, Astronomie, Geophysik und Technik, Band II, 3. Teil: Schmelzgleichgewichte und Grenzflächenerscheinungen. Herausgeg. v.Kl. Schäfer undEllen Lax. Springer-Verlag, Berlin-Göttingen-Heidelberg 1956. 6. Aufl. XI, 535 S., 998 Abb., geb. DM 198.—, Angew. Chem. 69 (1957) 625.
- [102] VDI-Wärmeatlas, Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2006.
- [103] R. Tadmor, Line Energy and the Relation between Advancing, Receding, and Young Contact Angles, *Langmuir* 20 (2004) 7659–7664.
- [104] R. Jafari, R. Menini, M. Farzaneh, Superhydrophobic and icephobic surfaces prepared by RF-sputtered polytetrafluoroethylene coatings, *Applied Surface Science* 257 (2010) 1540–1543.
- [105] E. Celia, T. Darmanin, E. Taffin de Givenchy, S. Amigoni, F. Guittard, Recent advances in designing superhydrophobic surfaces, *Journal of Colloid and Interface Science* 402 (2013) 1–18.
- [106] S. Farhadi, M. Farzaneh, S. Simard, On Stability and Ice-Releasing Performance of Nanostructured Fluoro-Alkylsilane-Based Superhydrophobic Al alloy2024 Surfaces, *International Journal of Theoretical and Applied Nanotechnology* 1 (2012) 38–44.
- [107] F. Arianpour, Water and ice-repellent properties of nanocomposite coatings based on silicone rubber, *Library and Archives Canada, Ottawa*, 2011.
- [108] F. Arianpour, M. Farzaneh, On Hydrophobic and Icephobic Properties of TiO₂-Doped Silicon Rubber Coatings, *International Journal of Theoretical and Applied Nanotechnology* 1 (2012) 79–85.
- [109] W.C. Macklin, The density and structure of ice formed by accretion, *Q.J Royal Met. Soc.* 88 (1962) 30–50.
- [110] K.F. Jones, The density of natural ice accretions, Fourth international conference on atmospheric icing of Structures, E. D. F., 77 (1988) 114–118.
- [111] M. Rios, Icing simulations using Jones' density formula for accreted ice and LEWICE, in: 29th Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991.
- [112] L. Makkonen, J.R. Stallabrass, Ice accretion on cylinders and wires: Givrage des cylindres et des câbles, National Research Council of Canada, Division of Mechanical Engineering, [Ottawa], 1984.
- [113] M.S. Virk, Numerical Study of Atmospheric Icing on Non Rotating Circular Cylinders in Tandem Arrangement, *The Journal of Computational Multiphase Flows* 5 (2013) 73–82.
- [114] S. Faust, Empirisches Modell zur Vorhersage der Adhäsion zwischen Eis und der Oberfläche eines Festkörpers, Bachelorarbeit, Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Maschinenbau, 2014.
- [115] M. Vargas, H. Broughton, J.J. Sims, B. Bleeze, V. Gaines, Local and Total Density Measurements in Ice Shapes, *JOURNAL OF AIRCRAFT* 44 (2007) 780–789.
- [116] L. Makkonen, Modeling of ice accretion on wires, *Journal of Climate and Applied Meteorology* 23 (1984) 929–939.
- [117] E.M. Schulson, Brittle failure of ice, *Engineering Fracture Mechanics* 68 (2001) 1839–1887.
- [118] M. Matbou Riahi, D. Marceau, C. Laforte, J. Perron, The experimental/numerical study to predict mechanical behaviour at the ice/aluminium interface, *Cold Regions Science and Technology* 65 (2011) 191–202.

- [119] G. Fortin, A. Beisswenger, J. Perron, Centrifuge Adhesion Test to Evaluate Icephobic Coatings, in: AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [120] D.W. Hammond, Microstructure and mechanical properties of some small impact ice accretions, in: Proceedings of international icing symposium, 1996.
- [121] P. Archer, V. Gupta, Measurement and control of ice adhesion to aluminum 6061 alloy, *Journal of the Mechanics and Physics of Solids* 46 (1998) 1745–1771.
- [122] V. Croutch, R. Hartley, Adhesion of ice to coatings and the performance of ice release coatings, *J. Coat. Technol.* 64 (1992) 41–52.
- [123] W.D. Bascom, R.L. Cottingham, C.R. Singleterry, Ice adhesion to hydrophilic and hydrophobic surfaces, *Journal of Adhesion* (1969) 246–263.
- [124] O. Gohardani, D.W. Hammond, Ice adhesion to pristine and eroded polymer matrix composites reinforced with carbon nanotubes for potential usage on future aircraft, *Cold Regions Science and Technology* 96 (2013) 8–16.
- [125] S. Kulinich, M. Farzaneh, Ice adhesion on super-hydrophobic surfaces, *Applied Surface Science* 255 (2009) 8153–8157.
- [126] S. Kulinich, M. Farzaneh, On ice-releasing properties of rough hydrophobic coatings, *Cold Regions Science and Technology* 65 (2011) 60–64.
- [127] M. Javan-Mashmool, Theoretical and experimental investigations for measuring interfacial bonding strength between ice and substrate, Université du Québec à Chicoutimi, Chicoutimi, 2005.
- [128] M. Javan-Mashmool, C. Volat, M. Farzaneh, A new method for measuring ice adhesion strength at an ice–substrate interface, *Hydrol. Process.* 20 (2006) 645–655.
- [129] C. Akitegetse, C. Volat, M. Farzaneh, Measuring bending stress on an ice/aluminium composite beam interface using an embedded piezoelectric PVDF (polyvinylidene-fluoride) film sensor, *Meas. Sci. Technol.* 19 (2008) 65703.
- [130] M.F. Hassan, H.P. Lee, S.P. Lim, The variation of ice adhesion strength with substrate surface roughness, *Meas. Sci. Technol.* 21 (2010) 75701.
- [131] T. Strobl, Comparative Evaluation of Ice Adhesion Behavior, Diplomarbeit, München, 2011.
- [132] T. Strobl, D. Raps, M. Hornung, Comparative Evaluation of Ice Adhesion Behavior, *World Academy of Science, Engineering and Technology* 68 2012 68 (2012) 1676–1681.
- [133] C. Blackburn, Apparatus for measuring the adhesion force of a thin ice sheet on a substrate, in: Proceedings of the International Workshop on Atmospheric Icing of Structures (IWAIS), 2000, pp. 5 p.
- [134] D. Gross, W. Hauger, J. Schröder, W.A. Wall, *Technische Mechanik: Band 2: Elastostatik*, 8th ed., Springer, Berlin [u.a.], 2005.
- [135] A.C. Hoffman, I.G. Hansen, R.F. Beach, R.M. Plencner, R.P. Dengler, K.S. Jefferies et al., Advanced secondary power system for transport aircraft, [February 12, 2015], <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19850020632.pdf>.
- [136] A. Heinrich, R. Ross, G. Zumwalt, J. Provorse, *Aircraft Icing Handbook: Volume 2 of 3, AD-A238 040*, National Technical Information, Springfield, VA, 1991.
- [137] K. Al-Khalil, Effect of Mixed Icing Conditions on Thermal Ice Protection Systems, [November 07, 2014], <http://www.coxandco.com/files/pdf/FAA-D9688.pdf>.

- [138] Federal Aviation Administration, Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe Volume 2: Chapter 15 Ice and Rain Protection, [October 29, 2014], https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/amt_airframe_vol2.pdf.
- [139] D. Sweet, Giving Ice the Boot: Understanding Pneumatic De-icing, [October 29, 2014], <http://utcaerospacesystems.com/cap/systems/sisdocuments/Ice%20Detection%20and%20Protection%20Systems/Understanding%20Pneumatic%20De-icing%20White%20Paper.pdf>.
- [140] Cox & Company Inc., Low Power Ice Protection Systems, [February 10, 2015], http://www.coxandco.com/products/low_power_ice_protection_systems.html.
- [141] E. Hill, Investigations of performance of pneumatic deicing boots, surface ice detectors and scaling of intercycle ice, Office of Aviation Research and Development, Federal Aviation Administration; Washington, D.C, 2006.
- [142] Z. Goraj, An Overview of the Deicing and Antiicing Technologies with Prospects for the Future, in: 24th International Congress of the Aeronautical Sciences.
- [143] L. CAV Ice Protection, CAV Ice Protection: Ice is the enemy. We are the Cavalry., [October 30, 2014], <http://www.caviceprotection.com/mx/hm.asp?id=CAVIce>.
- [144] K. Al-Khalil, Thermo-Mechanical Expulsive Deicing System - TMEDS, in: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [145] Cox and Company, Inc. EMEDS, in: 20th Annual C-130 Hercules Operators Conference (HOC), 2007.
- [146] K. Al-Khalil, T. Ferguson, D. Phillips, A hybrid anti-icing ice protection system, in: 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
- [147] NASA Office of Aerospace Technology, Aerospace Technology Innovation: RTTC Network Partners in NASA Knowledge, New Aircraft Ice-Protection System, [October 30, 2014], <http://ipp.nasa.gov/innovation/innovation95/images/innovation95.pdf>.
- [148] K. Al-Khalil, T. Ferguson, Hybrid ice protection system for use on roughness-sensitive airfoils, United States Patent and Trademark Office, United States patent US6196500 B1, 1999.
- [149] K. Al-Khalil, Energy-efficient electro-thermal and electro-mechanical ice-protection method, United States Patent and Trademark Office, United States patent US8430359 B2, 2010.
- [150] S.V. Venna, Development of self-actuated in-flight de-icing technology utilizing smart structure concepts, Thesis (Ph.D.), ProQuest Dissertations And Theses, 2004.
- [151] S.V. Venna, Y.J. Lin, PZT-Actuated In-Flight Deicing With Simultaneous Shear and Impulse Forces, in: ASME 2004 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Anaheim, California, USA, pp. 197–205.
- [152] S. Venna, Y.-J. Lin, Mechatronic Development of Self-Actuating In-Flight Deicing Structures, IEEE/ASME Trans. Mechatron. 11 (2006) 585–592.
- [153] S.V. Venna, Y.-J. Lin, G. Botura, Piezoelectric Transducer Actuated Leading Edge De-Icing with Simultaneous Shear and Impulse Forces, JOURNAL OF AIRCRAFT 44 (2007) 510–515.
- [154] S. Struggl, J. Korak, C. Feyrer, A basic approach for wing leading deicing by smart structures, Proc. SPIE 7981 (2011).

- [155] J. Palacios, Design, Fabrication, and Testing of an Ultrasonic De-Icing System for Helicopter Rotor Blades, A Thesis in Aerospace Engineering, 2008.
- [156] J. Palacios, E. Smith, J. Rose, Investigation Of An Ultrasonic Ice Protection System For Helicopter Rotor Blades, Montréal, Canada, 2008, in: American Helicopter Society, pp. 609–618.
- [157] A. Overmeyer, J. Palacios, E.a.R.R. Smith, Rotating Testing of a Low-Power, Non-Thermal Ultrasonic De-icing System for Helicopter Rotor Blades, SAE Technical Paper 2011-38-0098, 2011.
- [158] G. Fortin, M. Adomou, J. Perron, Experimental study of hybrid anti-icing systems combining thermoelectric and hydrophobic coatings, SAE Technical Paper 2011-38-0003, 2011.
- [159] C. Antonini, M. Innocenti, T. Horn, M. Marengo, A. Amirfazli, Understanding the effect of superhydrophobic coatings on energy reduction in anti-icing systems, *Cold Regions Science and Technology* 67 (2011) 58–67.
- [160] C. Antonini, M. Marengo, A. Amirfazli, Superhydrophobic coatings as a new strategy for energy saving anti/de-icing systems, in: Abstracts and full manuscripts of the 24th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems (ILASS), 5-7 September 2011, Estoril (Portugal) ILASS Europe (Institute of Liquid Atomization and Spray-Systems).
- [161] D. Anderson, A. Reich, Tests of the performance of coatings for low ice adhesion, in: 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA.
- [162] R.J. SCAVUZZO, M.L. CHU, V. Ananthaswamy, Influence of aerodynamic forces in ice shedding, *JOURNAL OF AIRCRAFT* 31 (1994) 526–530.
- [163] H. Beaugendre, F. Morency, F. Gallizio, Simulation of Ice Shedding Around an Airfoil, in: AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [164] H. Beaugendre, F. Morency, F. Gallizio, S. Laurens, Computation of Ice Shedding Trajectories Using Cartesian Grids, Penalization, and Level Sets, *Modelling and Simulation in Engineering* 2011 (2011) 1–15.
- [165] W. WRIGHT, K. DEWITT, J. KEITH, Numerical simulation of icing, deicing, and shedding, in: 29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, U.S.A.
- [166] T. Strobl, R. Adam, M. Tuschter, D. Thompson, M. Hornung, Feasibility Study of a Hybrid Ice Protection System Based on Passive Removal of Residual Ice, in: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [167] G.N. Labeas, I.D. Diamantakos, M.M. Sunaric, Simulation of the Electroimpulse De-Icing Process of Aircraft Wings, *JOURNAL OF AIRCRAFT* 43 (2006) 1876–1885.
- [168] T. Hauk, T. Strobl, D. Raps, Implementation and Calibration of the Icing and Contamination Research Facility (iCORE).
- [169] Bruker Nano Surfaces Division, DektakXT Stylus Profiler, 10th Generation Stylus Profiling System, [March 07, 2015], http://www.bruker.com/fileadmin/user_upload/8-PDF-Docs/SurfaceAnalysis/StylusProfilometry/Brochures/B516-RevB2-DektakXT_Stylus_Profiler-Brochure.pdf.
- [170] S. Faust, Erweiterung eines empirischen Modells zur Vorhersage der Adhäsion zwischen Eis und Oberfläche eines Festkörpers mit nanostrukturierter Oberfläche, Studienarbeit, Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Maschinenbau, 2014.
- [171] I.H. Abbott, A.E. von Doenhoff, Theory of wing sections: Including a summary of airfoil data, Dover Publications, Mineola, 1999], c1959.

- [172] M. Baucchio, ASM metals reference book, 3rd ed., ASM International, Lower Hutt, New Zealand, 1993.
- [173] AMAG Austria Metall, AluReport 2012/3 - Weiterentwickelte AMAG AA6061 für, [December 24, 2014], https://www.amag.at/fileadmin/user_upload/amag/Downloads/AluReport/DE/AR-2012-3-DE-AluReport_3_12_DT_S12-13.pdf.
- [174] T. Strobl, S. Storm, M. Kolb, J. Haag, M. Hornung, Development of a Hybrid Ice Protection System Based on Nanostructured Hydrophobic Surfaces, in: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.
- [175] T. Strobl, S. Storm, D. Raps, T. Hauk, Vorrichtung und Verfahren zur Enteisung und/oder Vermeidung von Eisbildung sowie Profilkörper und Luftfahrzeug mit einer solchen Vorrichtung, Europäisches Patentamt, Patentschrift EP2873617, 2013.
- [176] T. Strobl, S. Storm, D. Raps, T. Hauk, Vorrichtung und Verfahren zur Enteisung und/oder Vermeidung von Eisbildung sowie Profilkörper und Luftfahrzeug mit einer solchen Vorrichtung, Europäisches Patentamt, Patentschrift Anmeldenummer EP15000786.2, 2015.
- [177] T. Strobl, S. Nixon, J. Haag, T. Mertens, Verfahren zur Herstellung sowie Verwendung einer polierten nanostrukturierten metallischen Oberfläche mit wasser- und eisabweisenden Eigenschaften, Deutsches Patent- und Markenamt, Patentschrift Anmeldenummer DE102014003508.5, 2014.
- [178] Surfactis Technologies, EPISURF solution preparation and surface treatment: TECHNICAL PROCEDURE. RD_120612_v01, 2012.
- [179] Surfactis Technologies, EPISURF solution preparation and surface treatment: TECHNICAL PROCEDURE (TP), COMPOUND 08-202. RD_020909_v02, 2012.
- [180] T. Strobl, S. Storm, Aktuatormontageverfahren und Herstellverfahren für eine Eisschutzvorrichtung sowie Montagevorrichtung, Deutsches Patent- und Markenamt, Patentschrift DE102013020496, 2013.
- [181] 3M Aerospace Department Engineered Adhesives Division, 3M Scotch-Weld™ Structural Adhesive Film AF 3109-2: Technical Data, [November 24, 2014], http://multimedia.3m.com/mws/media/2412250/3mtm-scotch-weldtm-structural-adhesive-film-af3109-2.pdf?fn=TDS_AF3109-2.pdf.
- [182] M. Frenkel, Numerical data and functional relationships in science and technology: Group 4: @Macroscopic and technical properties of matter, Springer, Berlin, Heidelberg, 2000.
- [183] T. Strobl, E. Bonaccorso, T. Hauk, Vorrichtung und Verfahren zur Messung der Eisadhäsion auf festen Oberflächen, Europäisches Patentamt, Patentschrift Anmeldenummer EP15152165.5-1553, 2015.
- [184] F.A. Olchewsky, M.M. Weber, R.M.U. Entz, Système et procédé de mesure de l'épaisseur de givre sur une surface, notamment d'aéronef, à l'aide d'un motif lumineux généré par diffusion dans le givre, Institut National de la Propriété Industrielle, demande de brevet d'invention N° FR1462936, 2014.
- [185] R.M.U. Entz, Optical ice thickness measurement, Final report - 06.2014, Ottobrunn, 2014.
- [186] W. WRIGHT, User's Manual for LEWICE Version 3.2: NASA/CR-2008-214255, 2008.
- [187] Volture Products™, Volture Products Spec Sheet & Material Properties: FR4 Spec Sheet & Material Properties, http://www.mide.com/pdfs/volture_specs_piezo_properties.pdf.
- [188] Thermoset Epoxy (EP), [December 24, 2014], http://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=thermoset_epoxy_ep.

- [189] E. Luke, On Robust and Accurate Arbitrary Polytope CFD Solvers, in: 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [190] D. Thompson, B. Soni, ICEG2D: A Software Package for Ice Accretion Prediction, in: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [191] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal* 32 (1994) 1598–1605.
- [192] Dassault Systèmes Simulia Corp., Abaqus Software: Abaqus Online Documentation, Dassault Systèmes, Providence, RI, USA, 2012.
- [193] H.D. Al-Budairi, Design and analysis of ultrasonic horns operating in longitudinal and torsional vibration, Thesis (Ph.D.), 2012.
- [194] DIN Deutsches Institut für Normung e.V. und VDE Verband der Elektrotechnik Elektronik Informationstechnik e.V., Piezoelektrische Eigenschaften von keramischen Werkstoffen und Komponenten - Teil 2: Messverfahren; Kleinsignal; Deutsche Fassung EN 50324-2:2002 ICS 31.140(DIN EN 50324-2:2002-12; VDE 0336-2:2002-12), Beuth, 2002, [January 04, 2015].
- [195] DIN Deutsches Institut für Normung e.V. und VDE Verband der Elektrotechnik Elektronik Informationstechnik e.V., Piezoelektrische Eigenschaften von keramischen Werkstoffen und Komponenten - Teil 1: Begriffe; Deutsche Fassung EN 50324-1:2002 ICS 01.040.32; ICS 31.140(DIN EN 50324-1:2002-12; VDE 0336-1:2002-12), Beuth, 2002, [January 04, 2015].
- [196] B. Arkles, Hydrophobicity, Hydrophilicity and Silanes, *Paint & Coatings Industry* Vol. 22 (2006) p114.
- [197] L. Gao, T.J. McCarthy, A Commercially Available Perfectly Hydrophobic Material ($\theta_A/\theta_R = 180^\circ/180^\circ$), *Langmuir* 23 (2007) 9125–9127.
- [198] L. Gao, T.J. McCarthy, A Perfectly Hydrophobic Surface ($\theta_A/\theta_R = 180^\circ/180^\circ$), *J. Am. Chem. Soc.* 128 (2006) 9052–9053.
- [199] S.-G. Park, S.Y. Lee, S.G. Jang, S.-M. Yang, Perfectly Hydrophobic Surfaces with Patterned Nanoneedles of Controllable Features, *Langmuir* 26 (2010) 5295–5299.
- [200] R. Chen, X. Zhang, Z. Su, R. Gong, X. Ge, H. Zhang et al., Perfectly Hydrophobic Silicone Nanofiber Coatings: Preparation from Methyltrialkoxysilanes and Use as Water-Collecting Substrate, *J. Phys. Chem. C* 113 (2009) 8350–8356.
- [201] E. Simsek, K. Acatay, Y.Z. Menceloglu, Dual Scale Roughness Driven Perfectly Hydrophobic Surfaces Prepared by Electro spraying a Polymer in Good Solvent–Poor Solvent Systems, *Langmuir* 28 (2012) 14192–14201.
- [202] T. Strobl, S. Storm, D.S. Thompson, M. Hornung, Feasibility Study of a Hybrid Ice Protection System, in: 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Atlanta, GA.
- [203] T. Strobl, S. Storm, D.S. Thompson, M. Hornung, F. Thielecke, Feasibility Study of a Hybrid Ice Protection System, *JOURNAL OF AIRCRAFT* (2015) 1–13.
- [204] J. Latalski, Modelling of macro fiber composite piezoelectric active elements in ABAQUS system, in: *Eksploatacja i Nie-zawodnosc -Maintenance and Reliability 2011*, pp. 72–78.
- [205] G. Nader, E.C. Nelli Silva, J. Cezar Adamowski, Effective Damping Value of Piezoelectric Transducer Determined by Experimental Techniques and Numerical Analysis, in: *ABCMSymposium Series in Mechatronics*, 2004, pp. 271–279.

- [206] J.E. San Miguel Medina, F. Buiochi, J.C. Adamowski, Numerical modeling of a circular piezoelectric ultrasonic transducer radiating in water, in: ABCM Symposium Series in Mechatronics, 2006, pp. 458–464.
- [207] K. Heuck, K.-D. Dettmann, D. Schulz, Elektrische Energieversorgung: Erzeugung, Übertragung und Verteilung elektrischer Energie für Studium und Praxis, 9., aktualisierte u. korr. Aufl. 2013, Imprint: Springer Vieweg, Wiesbaden, 2013.
- [208] M. Kingsley-Jones, Playing catch-up: No room for delays of the Airbus A350, Flight International (2007).
- [209] Thales, Electrical Systems, Powerful thinking.
- [210] Federal Aviation Administration, Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair, [February 15, 2015], http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC43.13-1b.pdf.
- [211] I. Moir, A.G. Seabridge, M. Jukes, Civil avionics systems, Second edition.
- [212] S. Storm, P. Jänker, Entwicklung von piezoelektrischen Hochleistungsaktuatoren für mechanische Schwingungsisolationssysteme, Ottobrunn, 2000.
- [213] CeramTec GmbH, Monolithische Vielschichtaktoren: Monolithic Multilayer Actuators, [February 13, 2015], https://www.ceramtec.com/files/mf_brochure-mma.pdf.
- [214] T. Lammering, Integration of aircraft systems into conceptual design synthesis, Aachen, 2014.
- [215] Airbus S.A.S., A320 Electrical: Airbus Training A320, [February 11, 2015], <http://www.smartcockpit.com/docs/A320-Electrical.pdf>.
- [216] Boeing, 787 Systems and Performance, [August 27, 2015], http://www.oaviao.com/oaviao_novo/newsletter/images/B787_Systems_and_Performance.pdf.
- [217] Boeing, 787 Airplane Characteristics for Airport Planning, [February 11, 2015], <http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/787.pdf>.
- [218] DIN Deutsches Institut für Normung e.V., Luft- und Raumfahrt – Leitungen, elektrisch, für allgemeine Verwendung – Betriebstemperaturen zwischen -55 °C und 260 °C – Teil 009: DRA-Familie, ein- und mehradrige Leitungen – Produktnorm; Deutsche und Englische Fassung EN 2267-009:2005 ICS 49.060(DIN EN 2267-009), Beuth Verlag GmbH, Berlin, 2006, 2015/02/13.
- [219] J.C. Mankins, Technology Readiness Levels, A White Paper, 1995.
- [220] S. Sherrit, Xiaoqi Bao, C.M. Jones, J.B. Aldrich, C.J. Blodget, J.D. Moore et al., Piezoelectric multilayer actuator life test, IEEE Trans. Ultrason., Ferroelect., Freq. Contr. 58 (2011) 820–828.
- [221] A. McVey, LDA WIPS System Requirements Document, Airbus S.A.S., 2010.

Anhang

A Nanostrukturierung von spiegelpolierten Aluminiumoberflächen

In der Parameterstudie von Strobl et al. wurden auf spiegelpolierten Oberflächen der Aluminiumlegierung *AA2024-T3* mit $R_a = 20 \pm 2 \text{ nm}$ verschiedene *PSA*-Anodisierverfahren angewendet, um die technologisch glatten Oberflächen auf nanoskopischer Ebene kontrolliert aufzurauen [174]. Dabei wurde der Einfluss der Anodisierspannung und der Temperatur des *PSA*-Elektrolyts auf die Nanostrukturierung spiegelpolierter Aluminiumoberflächen untersucht. Die verwendeten vier unterschiedlichen Parameterkombinationen sind in Tabelle A.1 aufgeführt.

Die der Studie entnommenen Aufnahmen mit dem *REM* der anodisierten Aluminiumoberflächen mit den unterschiedlichen Parameterkombinationen aus Tabelle A.1 sind in Abbildung A.1 dargestellt [174]. Die Aufnahmen verdeutlichen die Unterschiede in der Porosität der anhand des jeweils angewendeten *PSA*-Verfahrens generierten Aluminiumoxidschicht [174]. Die Rauheitsmessungen nach erfolgter Anodisierung haben gezeigt, dass die unterschiedlichen *PSA*-Anodisierverfahren die Oberflächen auf makroskopischer und mikroskopischer Ebene nicht aufrauen (Tabelle A.2, übereinstimmend mit der Studie von Strobl et al.) [174]. Des Weiteren sind in Tabelle A.2 die in der Studie von Strobl et al. gemessenen Werte des Fortschrittswinkels, θ_{adv} , Rückzugswinkels, θ_{rec} , und der Kontaktwinkelhysterese, θ_{hys} aufgeführt [174].

Tabelle A.1 Parameter der *PSA*-Anodisierverfahren aus der Studie von Strobl et al. zur Nanostrukturierung spiegelpolierter Aluminiumoberflächen [174].

Nummer des Probenkörpers	(a)	(b)	(c)	(d)
Anodisierspannung [V]	18	18	18	22
Elektrolyttemperatur [°C]	20	26	30	26

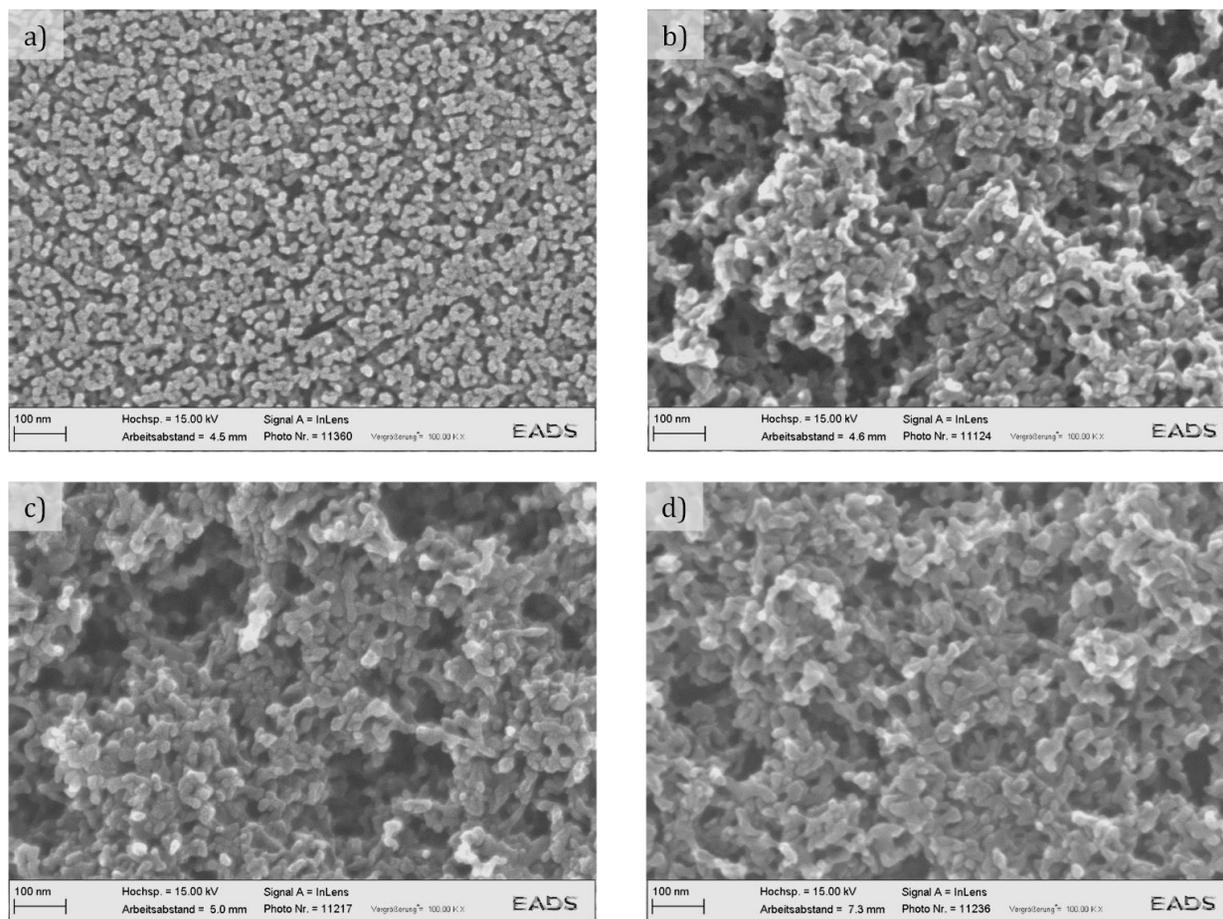


Abbildung A.1 Rasterelektronenmikroskop-Aufnahmen der anodisierten Proben mit den Parameterkombinationen **a)** 18 V/20 °C, **b)** 18 V/26 °C, **c)** 18 V/30 °C und **d)** 22 V/26 °C [174].

Tabelle A.2 Einfluss der Elektrolyttemperatur und der Anodisierspannung während der PSA-Anodisierverfahren auf die Oberflächenmorphologie [174].

Nummer des Probenkörpers	(a)	(b)	(c)	(d)
R_a [nm]	20 ± 2	73 ± 5	77 ± 5	70 ± 7
θ_{adv} [°]	$151,5 \pm 1,2$	$160,6 \pm 0,6$	$158,6 \pm 0,6$	$160,0 \pm 0,4$
θ_{rec} [°]	$136,3 \pm 1,5$	$158,1 \pm 0,1$	$155,8 \pm 0,2$	$156,5 \pm 0,5$
θ_{hys} [°]	15,2	2,5	2,9	3,5

B Technische Produktspezifikation *CeramTec Sonox® P505*

Tabelle B.1 Materialkennwerte der piezoelektrischen Aktoren bzw. Keramiken gemäß der Technischen Produktspezifikation *CeramTec Sonox® P505*.

Ceram Tec				
Sonox® P505				
Kleinsignal - Materialkennwerte				
Vorgabewerte aus der Datentafel			errechnete Werte	
ϵ_0	8,854E-12	F/m	s_{11}^D	16,0E-12 m ² /N
$\epsilon_{33}^T/\epsilon_0$	1880		s_{12}^D	-10,6E-12 m ² /N
$\epsilon_{33}^S/\epsilon_0$	780		s_{13}^D	-3,1E-12 m ² /N
$\epsilon_{11}^T/\epsilon_0$	1850		s_{33}^D	11,2E-12 m ² /N
$\epsilon_{11}^S/\epsilon_0$	900		$s_{55}^D = s_{44}^D$	25,0E-12 m ² /N
			s_{66}^D	53,1E-12 m ² /N
$\tan \delta$	150E-04		s_{12}^E	-8,7E-12 m ² /N
			s_{13}^E	-8,2E-12 m ² /N
T_C	335	°C	$s_{55}^E = s_{44}^E$	54,4E-12 m ² /N
			s_{66}^E	53,1E-12 m ² /N
k_p	0,65		c_{11}^D	15,5E+10 N/m ²
k_{31}	0,33		c_{12}^D	11,8E+10 N/m ²
k_{33}	0,73		c_{13}^D	7,4E+10 N/m ²
k_t	0,53		c_{11}^E	15,6E+10 N/m ²
k_{15}	0,71		c_{12}^E	11,9E+10 N/m ²
			c_{13}^E	9,4E+10 N/m ²
d_{33}	475E-12	C/N	c_{33}^E	10,6E+10 N/m ²
d_{31}	-180E-12	C/N	$c_{55}^E = c_{44}^E$	1,8E+10 N/m ²
d_{15}	670E-12	C/N	c_{66}^E	1,9E+10 N/m ²
s_{11}^E	17,9E-12	m ² /N	e_{31}	-4,9 C/m ²
s_{33}^E	24,0E-12	m ² /N	e_{33}	16,9 C/m ²
c_{33}^D	14,7E+10	N/m ²	e_{15}	12,7 C/m ²
$c_{55}^D = c_{44}^D$	4,0E+10	N/m ²	g_{31}	-10,8E-03 m ² /C
			g_{33}	28,5E-03 m ² /C
γ	7,70	kg/dm ³	g_{15}	40,9E-03 m ² /C
			h_{31}	-6,3E-03 V/m
Q_m	80		h_{33}	21,7E-03 V/m
			h_{15}	14,1E-03 V/m
TK_C	4650	ppm/K	$\beta_{11}^{T*}\epsilon_0$	5,4E-04
TK_f	-200	ppm/K	$\beta_{11}^{S*}\epsilon_0$	1,11E-03
TK_k	140	ppm/K	$\beta_{33}^{T*}\epsilon_0$	5,3E-04
TK_d	2575	ppm/K	$\beta_{33}^{S*}\epsilon_0$	1,28E-03
TK_g	-1700	ppm/K	σ^E	0,48