



## Seminararbeit

# Mechanische Enteisung von Flugzeugtragflächen mittels resonanter Strukturanregung

Lukas Bommers

Technische Universität Braunschweig

---

## Abstract

Eisbildung an Luftfahrzeugen ist ein Problem, für dessen Lösung zahlreiche Verfahren in der Praxis zum Einsatz kommen. In dieser Arbeit werden der Mechanismus der Eisbildung an Luftfahrzeugen unter besonderer Berücksichtigung der Einflussparameter auf die Eisbildung sowie typische Eisformen beschrieben. Zudem wird eine Literaturrecherche zu bestehenden Enteisungs- und Eisvermeidungsverfahren durchgeführt und ein morphologisches Schema der Verfahren erarbeitet. Weiterhin werden mathematische Grundlagen der Modalanalyse vorgestellt und das Vorgehen bei der experimentellen Modalanalyse erläutert. Diese stellt ein wichtiges Werkzeug zur Identifikation dynamischer Systeme dar. Abschließend werden aktuelle Forschungsergebnisse zum Enteisungsverfahren mittels resonanter Strukturanregung präsentiert. Es zeigt sich, dass dieses Verfahren in Zukunft einen Ersatz für thermische Enteisungsverfahren darstellen könnte, da es kompatibel mit Faserverbundwerkstoffen und zudem sehr viel energieeffizienter ist. Es bedarf jedoch noch einiger Weiterentwicklung bis das vorgestellte Verfahren in der Praxis eingesetzt werden kann.

---

## 1 Einleitung

Die vorliegende Arbeit soll eine kompakte Einführung in die Thematik der Vereisung von Luftfahrzeugen sowie Methoden zur Eisvermeidung und Eisbeseitigung geben. Dieses Thema spielt in der Luftfahrt seit jeher eine bedeutende Rolle, da Vereisung gravierende Auswirkungen auf die Steuerbarkeit und Effizienz eines Luftfahrzeugs haben kann. So kam es in der Vergangenheit bereits zu zahlreichen Unfällen aufgrund von Vereisungen an Flugzeugen.

Zunächst geht die Arbeit daher auf den Mechanismus der Eisbildung an Luftfahrzeugen ein. Es werden Einflussfaktoren auf die Eisbildung herausgearbeitet und die verschiedenen auftretenden Formen der Vereisung erläutert. Anschließend werden die Auswirkungen einer Vereisung genauer betrachtet. Im nächsten Abschnitt wird eine detaillierte Übersicht über bestehende Verfahren zur Eisvermeidung und Eisbeseitigung gegeben. Im Anschluss daran erfolgt eine Übersicht über die Grundlagen der Modalanalyse als ein Werkzeug zur Identifikation des dynamischen Verhaltens einer Struktur. Aufbauend auf diesem Wissen wird das Verfahren der mechanischen Enteisung durch resonante Strukturanregung anhand aktueller Forschungsergebnisse des Instituts für Adaptronik und Funktionsintegration der TU Braunschweig näher erläutert.

## 2 Eisbildung an Flugzeugtragflächen

Im Folgenden soll zunächst erläutert werden, unter welchen Umständen es zu einer Eisbildung an Flugzeugen kommt und welche typischen Strukturen das Eis am Flugzeug annimmt. Außerdem werden kurz die wesentlichen Einflussfaktoren auf die Eisbildung vorgestellt und anschließend die unterschiedlichen Auswirkungen einer Vereisung auf Rotor- und Starrflügelflugzeuge erläutert.

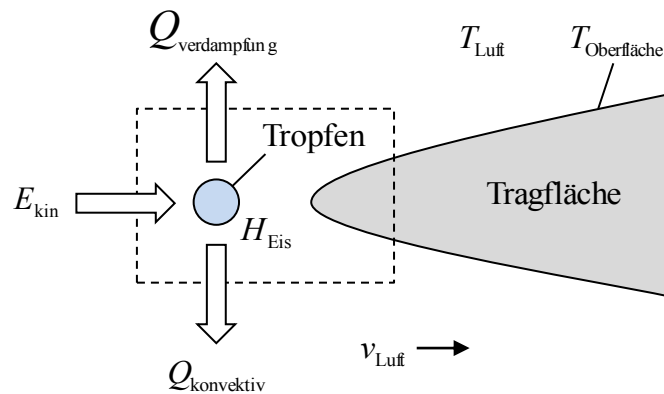
### 2.1 Mechanismen der Eisbildung

Die Mechanismen der Eisbildung an Flugzeugtragflächen sowie die wesentlichen Einflussparameter auf die Eisbildung sind aufgrund ihrer hohen Relevanz für die Luftfahrt hinlänglich erforscht. Vereisung tritt in der Regel dann auf, wenn das Flugzeug bei negativen Celsius-Temperaturen durch Wolken fliegt. In diesen Wolken existieren aufgrund fehlender Kristallisationskeime unterkühlte Wassertropfen mit Temperaturen von  $-20\text{ °C}$  bis manchmal  $-35\text{ °C}$ , die beim Auftreffen auf die Tragfläche schlagartig gefrieren und zur Anlagerung unerwünschter Eismassen am Flugzeug führen. Weitere Eisquellen sind in der Luft befindliche Eiskristalle sowie Schnee, die beim Auftreffen auf das Flugzeug schmelzen und anschließend gefrieren. [1]

Die Eisbildung lässt sich in zwei Vorgänge einteilen, zum einen das Einsammeln von Wasser durch das Flugzeug und zum anderen das Gefrieren des eingesammelten Wassers. Die Menge des eingesammelten Wassers hängt dabei von der Größe und Geometrie des Flugzeugs, dem Anteil an unterkühltem Wasser in der Luft und der Geschwindigkeit, mit der die Luft das Flugzeug umströmt, ab. Im Gegensatz dazu wird die Gefrierrate durch die zwischen Umgebung, Flugzeug und Wassertropfen ausgetauschten Wärmeströme bestimmt. Diese sind in Abb. 1 dargestellt. So kommt es einerseits durch Auftreffen des Tropfens auf die Oberfläche zur Dissipation kinetischer Energie  $E_{\text{kin}}$ , andererseits wird Wärme sowohl konvektiv  $Q_{\text{konvektiv}}$  als auch durch Verdampfung  $Q_{\text{verdampfung}}$  vom Tropfen an die Umgebungsluft abgegeben. Damit das Wasser vom flüssigen in den festen Zustand übergehen kann, muss den unterkühlten Wassertropfen die Erstarrungsenthalpie  $H_{\text{Eis}}$  entzogen werden. [1]

Wasser gefriert beim Auftreffen auf die Tragfläche daher genau dann, wenn

$$Q_{\text{konvektiv}} + Q_{\text{verdampfung}} - E_{\text{kin}} \geq H_{\text{Eis}} \quad (1)$$



**Abbildung 1:** Energetische Betrachtung des Vereisungsprozesses.

gilt, das heißt, wenn die Erstarrungsenthalpie und die dissipierte kinetische Energie durch Verdampfung und Konvektion an die umgebende Luft abgegeben werden können. Der konvektive Wärmestrom hängt dabei maßgeblich von der Geometrie des Flugzeugs, der Strömungsgeschwindigkeit  $v_{\text{Luft}}$ , der Oberflächenrauheit und der Temperaturdifferenz  $\Delta T = T_{\text{Luft}} - T_{\text{Oberfläche}}$  innerhalb der Grenzschicht zwischen Profil und umgebender Luft ab. Im Gegensatz dazu wird die Verdampfung durch den Dampfdruck des Wassers unter den gegebenen Umgebungsbedingungen (Temperatur und Druck) bestimmt. [1]

In Abhängigkeit der Umgebungstemperatur, des Wasseranteils in der Luft und der Strömungsgeschwindigkeit kommt es zur Bildung einer der drei in Abb. 2 dargestellten Eisformen. [1]

1. *Raueis* (Abb. 2a) bildet sich bei geringer Umgebungstemperatur, geringem Wasseranteil in der Luft und kleiner Strömungsgeschwindigkeit. Unter diesen Bedingungen gefrieren auf das Flugzeug auftreffende unterkühlte Wassertropfen vollständig und es kommt zur Ausbildung einer stromlinienförmigen Eisfläche, die sich durch eine hohe Oberflächenrauheit auszeichnet. [1]
2. *Klareis* (Abb. 2b) entsteht bei relativ warmen Umgebungstemperaturen, großer Strömungsgeschwindigkeit und hohem Wasseranteil in der Luft. Hierbei gefrieren auftreffende Wassertropfen nicht sofort, sondern das Wasser fließt über die Oberfläche des Flugzeugs und sammelt sich an weniger exponierten Stellen an, wo es zu einem Film aus klarem Eis gefriert. Dieser Film weist eine relativ geringe Rauheit auf, ist jedoch wellig mit einigen Millimetern Höhenunterschied. [1]
3. *Eisnasen* (Abb. 2c) entwickeln sich bei warmen Umgebungstemperaturen und sehr hohen Strömungsgeschwindigkeiten in Bereichen mit niedrigem statischem Druck, beispielsweise auf der Unterseite von Rotorblättern bei Helikoptern. Hier kommt es aufgrund der adiabatischen Expansion der Luft zu einer starken Abkühlung, die ein Gefrieren des auftreffenden Wassers trotz der großen Menge dissipierter kinetischer Energie ermöglicht. Eisnasen wachsen in der Regel nur bis zu einer bestimmten Größe, bei der sie die Strömung so stark stören, dass die zu ihrer Bildung erforderlichen Bedingungen nicht mehr erfüllt werden. [1]

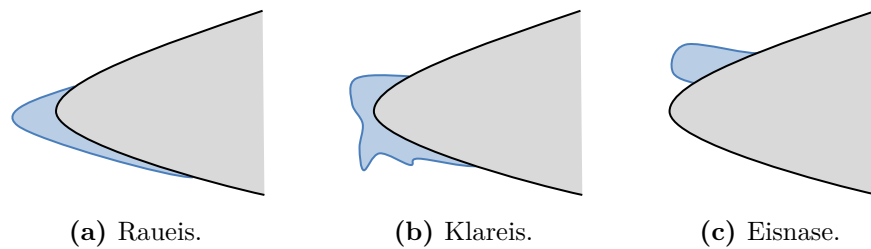


Abbildung 2: Verschiedene Formen der Tragflächenvereisung nach [1].

### 2.2 Einflussfaktoren auf die Eisbildung

Inwiefern eine Eisbildung stattfindet und welche Eisform sich ausbildet, hängt von mehreren Einflussfaktoren ab. So zum Beispiel von der *Temperatur der Umgebungsluft*. Je geringer diese ist, desto wahrscheinlicher gefrieren auftreffende Wassertropfen unter Bildung einer Raueis-Schicht vollständig. Zudem steigt bei geringer Umgebungstemperatur der konvektiv vom Wasser an die Luft abführbare Wärmestrom, was die Wahrscheinlichkeit einer Vereisung erhöht. Ein weiterer Einflussfaktor ist die *Konzentration* von flüssigem, das heißt unterkühltem Wasser in der Luft. Sie bestimmt, welche Form der Vereisung (Klar- oder Raueis) sich ausbildet und wie groß die Wachstumsrate der Eisanlagerung ist. Ebenfalls Einfluss hat der *mittlere Volumendurchmesser* der Wassertropfen, der eine Aussage über die mittlere Masse der Wassertropfen in einer Wolke macht. Bei massereichen Wassertropfen überwiegen beim Auftreffen auf das Flugzeug Interaktionkräfte, das heißt massereiche Tropfen werden mit hoher Wahrscheinlichkeit auf die Außenhaut des Flugzeugs gelangen. Die Trajektorie eines Tropfens mit kleiner Masse hingegen wird hauptsächlich durch aerodynamische Kräfte bestimmt, sodass diese von der Strömung mitgerissen werden, ohne die Außenhaut des Flugzeugs zu berühren. Auswirkungen auf die Eisbildung hat auch die *Fluggeschwindigkeit* des Flugzeugs. Bei höheren Geschwindigkeiten strömt in der gleichen Zeit eine größere Menge Luft am Flugzeug vorbei, sodass mehr Wasser aufgenommen werden kann. Als letzter wichtiger Einflussfaktor lässt sich die *Flughöhe* nennen. Sie wirkt sich indirekt auf die Eisbildung aus, indem sie die Wahrscheinlichkeit eines Vereisungs-Events beeinflusst. Bei zunehmender Flughöhe steigt diese zunächst, da die Temperatur der Umgebungsluft abnimmt. Ab einer bestimmten Höhe sinkt die Wahrscheinlichkeit einer Vereisung wieder, da aufgrund der sehr geringen Lufttemperatur die Wassertropfen nicht mehr unterkühlt, sondern in Form von Eiskristallen vorliegen. [1]

### 2.3 Auswirkungen der Vereisung

Bei Rotorflugzeugen wirkt sich eine Vereisung der Vorderkanten der Rotorblätter in Form eines verringerten Auftriebs, erhöhten Strömungswiderstands und vergrößerten Nickmoments aus. Dies bedeutet einerseits, dass der Antrieb eine höhere Leistung liefern muss, um den verringerten Auftrieb zu kompensieren, andererseits führt das erhöhte Nickmoment zu größeren Steuerkräften. Der erhöhte Strömungswiderstand vergrößert das auf den Antrieb wirkende Lastmoment, was unter Umständen zu einer Überlastung des Antriebs führen kann. Weiterhin können hierdurch

die Flugeigenschaften deutlich verschlechtert werden und es kann zu Vibrationen kommen. Äußerst problematisch ist darüber hinaus ein asymmetrisches Abplatzen von Eis. Dies führt zu großen Unwuchten, die das Rotorflugzeug zu Schwingungen anregen können. In Kombination mit veränderten Struktureigenschaften aufgrund von Eisanlagerungen kann es sogar zur Anregung von Strukturresonanzen kommen, die das Rotorflugzeug zerstören können. [1]

Ähnliche Auswirkungen hat eine Vereisung bei Starrflügelflugzeugen. Auch hier kommt es zu einem erhöhten Strömungswiderstand und verringerten Auftrieb. Zusätzlich wird der kritische Anstellwinkel reduziert. Generell ist dabei festzustellen, dass kleinere Flugzeuge anfälliger gegenüber den Folgen einer Vereisung sind als große Passagier- oder Frachtflugzeuge. Beim Start führt eine Vereisung zu einer verlängerten Startrollstrecke, einer geringeren Steigrate sowie Kontroll- und Stabilitätseinbußen, die sogar zum Verlust des Flugzeugs führen können. Beim Flug mit Reisegeschwindigkeit verringert eine Vereisung die Maximalgeschwindigkeit, erhöht den Kraftstoffverbrauch, reduziert die Effizienz und verändert die Charakteristik der Trimmung. Neben den genannten Effekten ist eine Vereisung von außen am Flugzeug angebrachten Sensoren, zum Beispiel zur Messung der Fluggeschwindigkeit oder -höhe, äußerst problematisch, da falsche Messergebnisse geliefert werden, was zum Verlust des Flugzeugs führen kann. [1]

Um die Auswirkungen der Vereisung besser zu verstehen, wurden analytische Ansätze zur Berechnung der Auswirkungen verschiedener Eisformen auf die Umströmung des Flugzeugs entwickelt [2]. Heute stehen Werkzeuge zur Verfügung, mit denen dieses Problem numerisch simuliert werden kann [2, 3].

## 3 Verfahrensübersicht

Nachfolgend soll ein kurzer Überblick über bestehende Verfahren zur Eisentfernung an Flugzeugtragflächen gegeben werden. Grundsätzlich wird hierbei zwischen Verfahren zur Vermeidung einer Eisbildung (*Anti-Icing*) sowie Verfahren zur Entfernung von Eis (*De-Icing*) unterschieden. Darüber hinaus erfolgt eine Einteilung in *aktive Verfahren*, bei denen Energie, beispielsweise elektrische Energie, von außen zugeführt wird, um eine Eisbildung zu vermeiden oder Eis zu entfernen, und in *passive Verfahren*, die ohne Energiezufuhr aus dem technischen System arbeiten. Eine konkrete Auflistung aktiver Verfahren enthält das morphologische Schema in Abb. 3. Die wichtigsten passiven Verfahren sind in Abb. 4 dargestellt. [4, 5]

Zurzeit weit verbreitet sind chemische Verfahren. Zur Eisbeseitigung kommt dabei ein Gemisch aus Glykol und Wasser, das den Schmelzpunkt des Wassers herabsetzt, zum Einsatz und zur Vermeidung erneuter Eisbildung werden eisphobische viskose Beschichtungen oder Frostschutz-Gele aufgebracht. Chemische Enteisungsverfahren zeichnen sich durch geringe Kosten und die einfache Anwendung aus. Demgegenüber stehen die geringe Haltbarkeit chemischer Beschichtungen sowie die Tatsache, dass viele der eingesetzten Stoffe umweltschädlich sind. [5]

Ebenfalls oft anzutreffen sind aktive mechanische Enteisungsverfahren, die in der Regel darauf basieren, die Eisschicht durch Überwindung der Adhäsionskraft abzulösen. Dies kann entweder durch Abschaben der Eisschicht oder Schwingungsanregung der Struktur, wie in [6–8] vorgestellt, durch Ultraschall oder eine resonante Anregung [9, 10], erfolgen. Eine weitere Möglichkeit ist

die in [20] und [11] beschriebene impulsartige Anregung der Struktur durch elektromechanische oder piezoelektrische Aktoren. Dieses System ist sehr energieeffizient und einfach zu steuern. Durch eine auf die Flügelvorderkante aufgebrachte aufblasbare Gummimatte kann ebenfalls eine Enteisung der Tragfläche erfolgen. Dieses Verfahren ist sehr einfach und energieeffizient, allerdings kommt es durch die aufgeblasenen Kammern zu einer Änderung der Profilform, die Installation ist schwierig und das System muss oft gewartet werden [4]. In [4] wird darüber hinaus die Verwendung eines Strahls schnell strömender Luft zur Eisentfernung erwähnt. Einen anderen Ansatz der Eisentfernung verfolgen Beschichtungen wie PTFE und PDMS. Sie vermindern die Adhäsionskraft des Eises auf der Oberfläche und vereinfachen dadurch die Enteisung. Ein passives mechanisches Verfahren ist der Einsatz flexibler Strukturen. Durch äußere Kräfte kommt es zu einer Deformation der Struktur, die zum Abplatzen des Eises führt. [4]

Neben chemischen und mechanischen Enteisungsverfahren spielen auch thermische Verfahren eine bedeutende Rolle. Das Eis wird dabei entweder durch Wärmeeintrag aufgeschmolzen oder die Temperatur der Struktur wird dauerhaft auf einem positiven Wert gehalten, sodass eine Eisbildung verhindert wird. Der Wärmeeintrag in die Struktur kann dabei durch Strahlung in Form von Mikrowellen oder Infrarotstrahlung [12], durch Konvektion, wie bei der Beheizung der Struktur mit Zapfluft aus dem Triebwerk [13], oder durch Wärmeleitung erfolgen. Dabei werden Widerstandselemente, die durch einen elektrischen Strom aufgeheizt werden, in die Struktur eingebracht [14]. Die Einleitung heißer Zapfluft ist ein heute gebräuchliches Verfahren, das durch den vermehrten Einsatz von Faserverbundwerkstoffen in Zukunft jedoch zu Problemen führen wird, da diese Strukturen eine geringe Temperaturbeständigkeit aufweisen. In [5] wird ein Verfahren erwähnt, bei dem eine Grenzschicht aus heißer Luft um die Tragfläche erzeugt wird. Diese verhindert die Eisbildung und führt anders als bei der Einleitung heißer Zapfluft ins Innere der Tragfläche nicht zu einer strukturellen Schwächung von Faserverbundwerkstoffen, da die Wärme sofort an die Umgebung abgegeben wird [15]. Ein passives thermisches Verfahren, bei dem eine Erwärmung der Tragfläche durch einen schwarzen Anstrich erfolgt, wird in [4] beschrieben. Durch den Anstrich wird der Absorptionskoeffizient der Oberfläche erhöht, was zu einem Temperaturanstieg bei starker Sonneneinstrahlung führt. Dieses Verfahren eignet sich nur für einen Einsatz bei schwacher und kurzzeitiger Vereisung mit darauf folgenden Temperaturen über 0 °C [5]. [4]

Abschließend sei erwähnt, dass in der Praxis oft eine Kombination mehrerer der oben beschriebenen Verfahren eingesetzt wird. So werden in [4] die Kombination einer eisphobischen Beschichtung mit einem schwarzen Anstrich sowie die Kombination einer hydrophoben Beschichtung mit einer elektrothermischen Widerstandsheizung beschrieben. In beiden Fällen wurde eine deutliche Verbesserung des Enteisungsverhaltens bei gleichzeitig verringerter Energieaufnahme festgestellt.

Neben den hier vorgestellten und in der Praxis verwendeten Verfahren eröffnet das morphologische Schema in Abb. 3 und Abb. 4 die Möglichkeit, weitere Verfahren zur Enteisung von Flugzeugtragflächen zu entwickeln. So wird in der Literatur beispielsweise kein aktives mechanisches Verfahren zur Vermeidung von Eisbildung beschrieben.

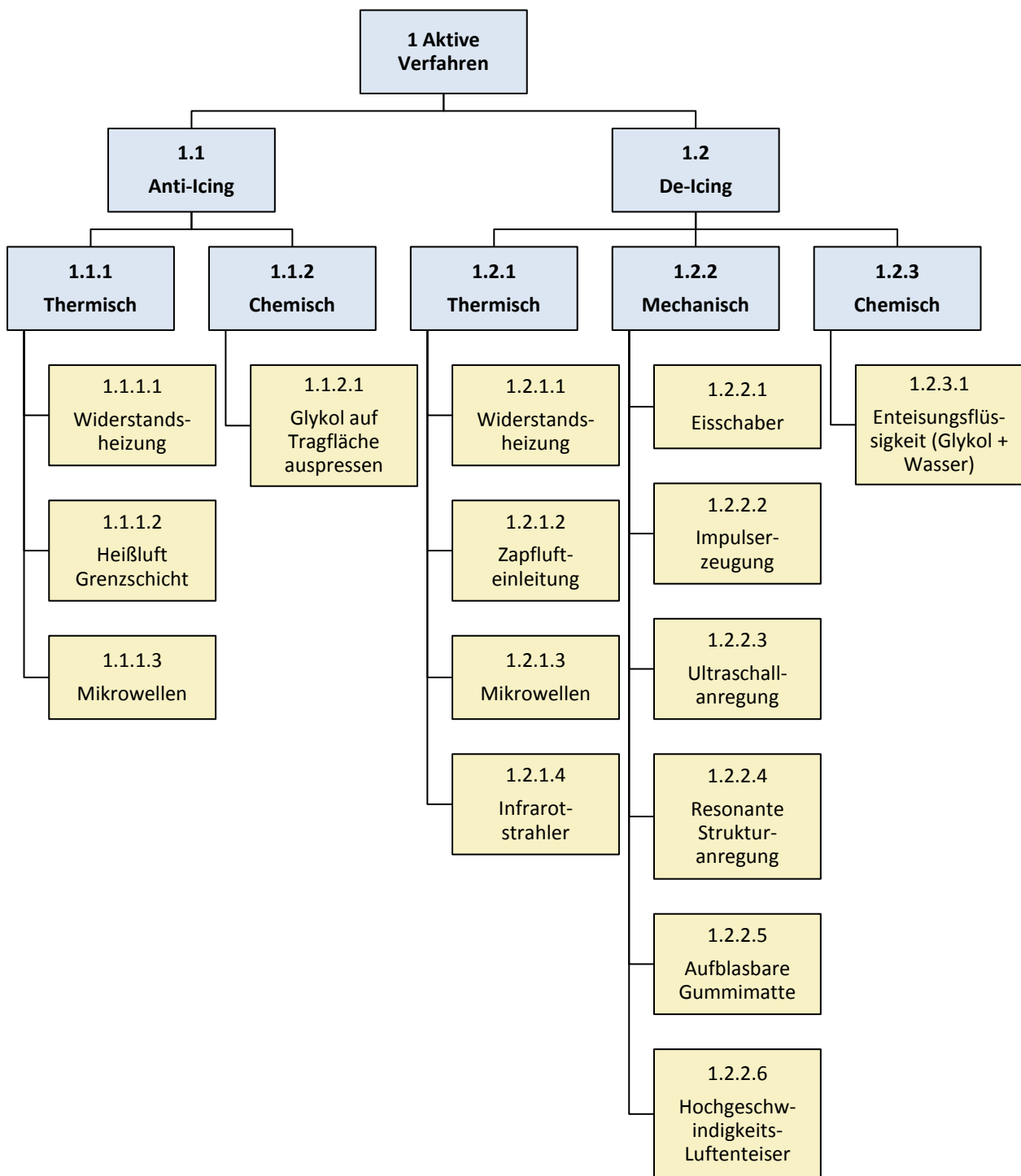


Abbildung 3: Übersicht über aktive Verfahren zur Eisbeseitigung und Eisvermeidung.

## 4 Grundlagen der resonanten Strukturanregung

Ziel der mechanischen Enteisung durch resonante Strukturanregung ist es, die Struktur nahe ihrer Resonanzfrequenz anzuregen, sodass diese Schwingungen mit möglichst großer Amplitude

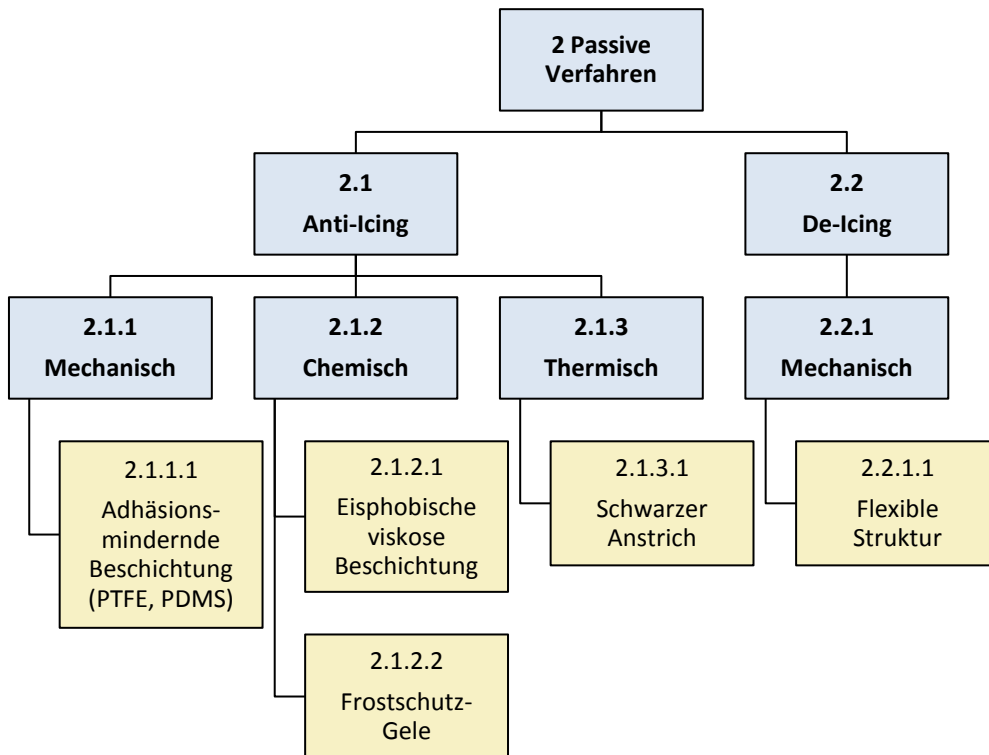


Abbildung 4: Übersicht über passive Verfahren zur Eisbeseitigung und Eisvermeidung.

und Beschleunigung ausführt, um eine zuverlässige Enteisung zu ermöglichen. Zur Entwicklung eines solchen Systems bedient man sich der Modalanalyse, die in den folgenden Abschnitten kurz vorgestellt werden soll. Weiterhin muss bei der Auslegung die dynamische Beanspruchung der Struktur infolge der Schwingungen untersucht werden.

## 4.1 Mathematische Grundlagen der Modalanalyse

Grundidee der experimentellen Modalanalyse ist die Zerlegung eines schwingungsfähigen Systems mit  $n$  Freiheitsgraden in  $n$  Schwingungssysteme mit nur einem Freiheitsgrad. Dieser Sachverhalt ist in Abb. 5 veranschaulicht. Dabei wird ein Dreimassenschwinger durch eine Modaltransformation in drei Einmassenschwinger überführt. Die Bewegung des Dreimassenschwingers kann durch Superposition der generalisierten Bewegungen  $q_i$  dargestellt werden.

Ausgehend von der Bewegungsdifferentialgleichung des Dreimassenschwingers

$$[m]\{\ddot{u}(t)\} + [b]\{\dot{u}(t)\} + [c]\{u(t)\} = \{p(t)\} \quad (2)$$

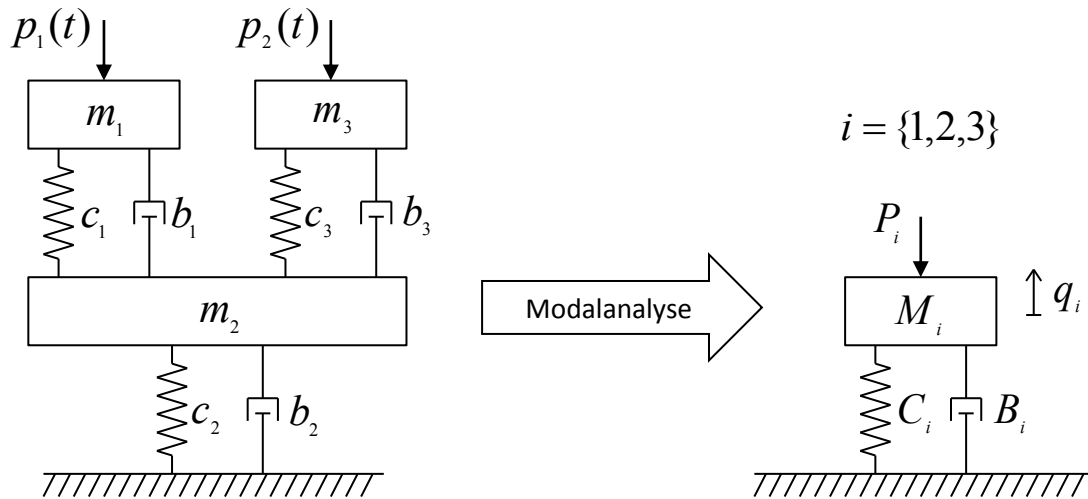
entsteht unter der Annahme proportionaler Dämpfung

$$[b] = b_m[m] + b_k[c] \quad (3)$$

durch Einsetzen des Separationsansatzes

$$\{u(t)\} = \{\phi\}q(t) = \{\phi\}e^{\lambda t} \quad (4)$$





**Abbildung 5:** Zerlegung eines Schwingungssystems mit drei Freiheitsgraden in drei Einmassenschwinger mit jeweils Freiheitsgrad 1.

in die Differentialgleichung das reelle Eigenwertproblem

$$\left(\tilde{\lambda}[m] + [c]\right) \{\phi\} = 0 \quad (5)$$

mit den Eigenwerten

$$\tilde{\lambda} = \frac{\lambda^2 + b_m \lambda}{b_k \lambda + 1}. \quad (6)$$

Für ein System mit  $n$  Freiheitsgraden liefert das Eigenwertproblem je  $n$  reelle Eigenwerte  $\tilde{\lambda}_i$ . Aus diesen können die Eigenkreisfrequenzen des Systems

$$\omega_i = \sqrt{-\tilde{\lambda}_i} \quad (7)$$

berechnet werden. Weiterhin lassen sich die reellen Eigenformen  $\{\phi\}_i$  als Eigenvektoren zu den Eigenwerten bestimmen. Eine Eigenform des Schwingers ist dabei eine resonante Schwingung des Systems, die zur Ausbildung einer charakteristischen stehenden Welle auf der Struktur führt. Da die Eigenvektoren lediglich bis auf eine reelle Konstante bestimmt sind, empfiehlt sich eine Normierung der Eigenvektoren, beispielsweise mittels

$$\{\phi\}_i^T [m] \{\phi\}_i = 1. \quad (8)$$

Die Einträge in der generalisierten Massenmatrix nehmen dadurch den Wert 1 an. [9, 16]

Mithilfe der Modalmatrix  $[\phi]$ , deren Spalten aus den  $n$  Eigenformen  $\{\phi\}_i$  gebildet werden, können die Systemmatrizen diagonalisiert werden. Somit ergeben sich die generalisierte Massenmatrix

$$\langle M \rangle = [\phi]^T [m] [\phi], \quad (9)$$

die generalisierte Dämpfungsmatrix

$$\langle B \rangle = [\phi]^T [b] [\phi] \quad (10)$$

und die generalisierte Steifigkeitsmatrix

$$\langle C \rangle = [\phi]^\top [c] [\phi]. \quad (11)$$

Außerdem können die generalisierten Anregungen

$$\{P_{\text{gen}}\} = [\phi]^\top \{p\} \quad (12)$$

bestimmt werden. Somit ergeben sich die Differentialgleichungen für die Bewegungen in generalisierten Koordinaten  $\{q\}$  im Modalraum zu

$$\langle M \rangle \{\ddot{q}\} + \langle B \rangle \{\dot{q}\} + \langle C \rangle \{q\} = \{P_{\text{gen}}\}. \quad (13)$$

Vorteil der modalen Darstellung in Kombination mit der Annahme proportionaler Dämpfung ist dabei die Tatsache, dass  $\langle M \rangle$ ,  $\langle B \rangle$  und  $\langle C \rangle$  Diagonalmatrizen sind. Das bedeutet, dass die einzelnen Gleichungen für die Bestandteile des Schwingers mit  $n$  Freiheitsgraden nicht mehr voneinander abhängen. Die Bewegung kann daher als Überlagerung der individuellen Bewegungen von  $n$  Einmassenschwingern betrachtet werden. Daher gilt mit dem modalen Dämpfungsmaß

$$\xi_i = \frac{1}{2} \left( \frac{b_m}{\omega_i} + b_k \omega_i \right) \quad (14)$$

für die Bewegung des Schwingers

$$\{u(t)\} = \sum_{i=1}^n \hat{\phi}_i \{\phi\}_i e^{-\xi_i \omega_i t \pm \omega_i \sqrt{1 - \xi_i^2} t}. \quad (15)$$

Die konstanten Faktoren  $\hat{\phi}_i$  werden dabei aus den  $n$  Anfangsbedingungen bestimmt. [16]

Mithilfe der berechneten Eigenformen lässt sich durch eine Fourier-Transformation zudem die symmetrische Frequenzgangmatrix

$$[H(\Omega)] = \frac{\{U(\Omega)\}}{\{P(\Omega)\}} = \sum_{i=1}^n \frac{\{\phi\}_i \{\phi\}_i^\top}{M_i (-\Omega^2 + 2j\Omega\omega_i\xi_i + \omega_i^2)} \quad (16)$$

angeben. Die Elemente  $H_{kl}$  enthalten dabei jeweils einen Frequenzgang, der das Übertragungsverhalten zwischen einer Anregung  $P_l(\Omega)$  im Anregungsort  $l$  und der zugehörigen Systemantwort  $U_k(\Omega)$  im Messort  $k$  beschreibt. Dabei wird über alle Eigenformen summiert. Abb. 8 zeigt diesen Zusammenhang beispielhaft. Die Symmetrie der Frequenzgangmatrix beruht auf der Reziprozität. Diese besagt, dass eine Vertauschung von Mess- und Anregungsort den Frequenzgang nicht ändert. [16]

## 4.2 Experimentelle Modalanalyse

In der Praxis wird der umgekehrte Weg beschritten. Abb. 6 zeigt den Ablauf der experimentellen Modalanalyse schematisch. Zuerst wird die zu untersuchende Struktur mithilfe von *Shakern* zu Schwingungen angeregt, wobei als Anregungssignal in den meisten Fällen ein Gleitsinus,

das heißt eine sinusförmige Anregung mit linear ansteigender Frequenz  $\Omega$ , verwendet wird. Da bei dieser Anregung alle Frequenzen in einem bestimmten Frequenzband durchlaufen werden, trifft die Anregung die Resonanzfrequenzen  $\omega_i$  der Struktur, wodurch sich auf dieser die charakteristischen Eigenformen ausbilden. Für das Frequenzverhältnis gilt nun  $\eta = \Omega/\omega = 1$ . Abb. 7 zeigt beispielhaft die ersten drei Eigenformen eines Biegebalkens. Durch Messung der Beschleunigung oder der Geschwindigkeit an verschiedenen Stellen der Struktur, beispielsweise mit einem Laser-Doppler-Vibrometer oder Beschleunigungssensoren, können diese Eigenformen identifiziert werden. Durch Fourier-Transformation können die gemessenen Beschleunigungs- und Geschwindigkeitsdaten vom Zeit- in den Frequenzbereich überführt und der Frequenzgang  $H(\Omega)$  dargestellt werden. Dieser enthält, wie in Abb. 8 zu sehen, Peaks an den Stellen, an denen die Anregungsfrequenz genau einer Eigenfrequenz der Struktur entspricht. Durch Methoden der Kurvenanpassung kann der Frequenzgang in einzelne Frequenzgänge  $H_i$  zerlegt werden, die jeweils die Dynamik eines Einmassenschwingers widerspiegeln. [17, 18]

Aus diesen Frequenzgängen lassen sich die Modalparameter  $\omega_i$ ,  $\xi_i$  und  $\phi_i$  bestimmen. So können die Eigenfrequenzen  $\omega_i$  der Struktur direkt abgelesen werden, da dies jene Frequenzen sind, bei denen Resonanz auftritt, der Frequenzgang also sein Maximum annimmt. Für die modale Dämpfung kann die lokale Schätzung

$$\xi_{ikl} = \frac{\omega_{io} - \omega_{iu}}{2\omega_i} \quad (17)$$

herangezogen werden. Dies ist die Dämpfung zwischen Messort  $k$  und Anregungsort  $l$ . Die Kreisfrequenzen  $\omega_{io}$  und  $\omega_{iu}$  sind dabei die Frequenzen, bei denen die Amplitude  $|H_i|$   $1/\sqrt{2}$  des Amplitudenmaximums beträgt, der Pegel also um 3 dB unter dem maximalen Pegel liegt. Die Eigenformen  $\phi_i$  können aus dem Imaginärteil des Frequenzgangs in der Resonanz

$$\text{Im}(H_{ikl})|_{\eta=1} = \frac{-\phi_l \phi_k}{2\omega_i^2 \xi_i M_i} \quad (18)$$

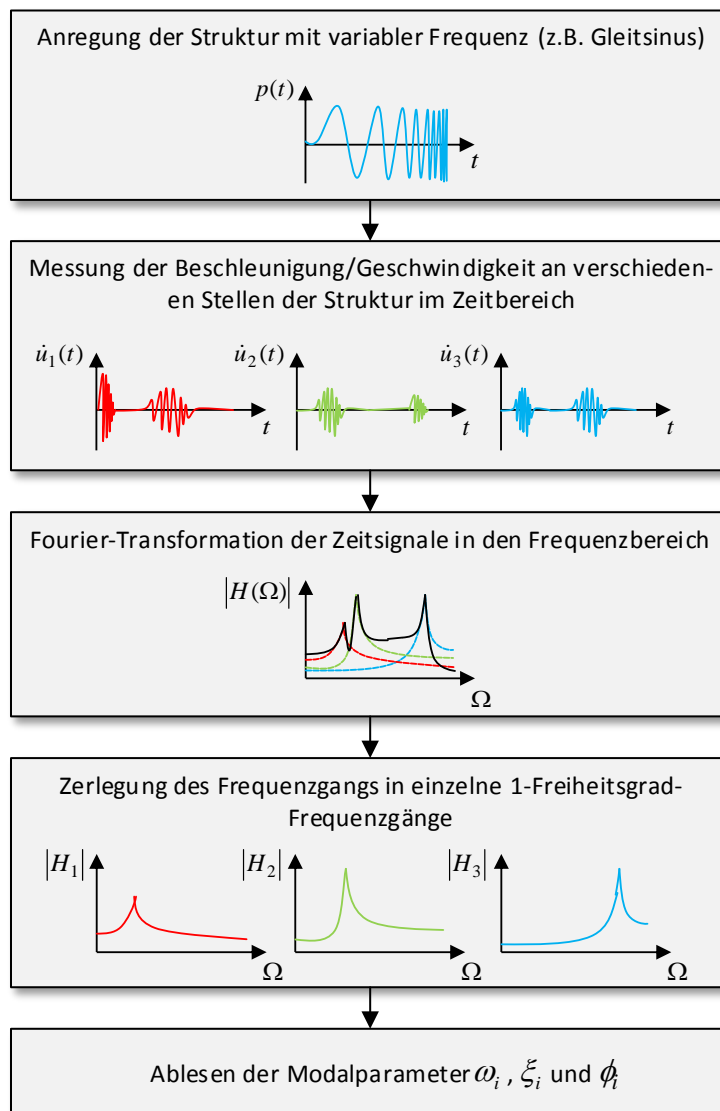
bestimmt werden, sofern für die Eigenformkomponente am Anregungsort  $\phi_l \neq 0$  gilt. In diesem Fall ist die Eigenformkomponente am Messort  $\phi_k$  proportional zum Imaginärteil des Frequenzgangs  $\text{Im}(H_{ikl})|_{\eta=1}$  bei der jeweiligen zur Eigenform gehörigen Eigenfrequenz. Weiterhin lässt sich durch Messung und Anregung am gleichen Ort  $k = l$  aus dem Imaginärteil des Frequenzgangs bei der entsprechenden Eigenfrequenz die zur Eigenform gehörige generalisierte Masse

$$M_i = \frac{\phi_{kk}^2}{2\xi_i \omega_i^2 \text{Im}(H_{ikk})|_{\eta=1}} \quad (19)$$

bestimmen. [16, 19]

Die Eigenformen geben auch Aufschluss darüber, an welchen Orten der Struktur die Anregung stattfinden sollte. So sollte die Anregungskraft einen maximalen Beitrag zur kinetischen Energie der jeweiligen Eigenform liefern. Sollen mehrere Eigenformen gleichzeitig angeregt werden, wie es bei der Enteisung von Flugzeugen wünschenswert ist, müssen die Aktoren so platziert werden, dass die Summe der an allen Eigenformen geleisteten Arbeit maximal wird. Die optimalen Positionen können dabei durch Maximierung des Konditionsmaßes

$$K_H = \frac{\det[\Pi][\phi]^\top}{\prod_{i=1}^n \sqrt{\sum_{k=1}^n \phi_{ik}^2}} \quad (20)$$



**Abbildung 6:** Vorgehensweise bei der experimentellen Modalanalyse.

gefunden werden. Die Matrix  $[II]$  enthält dabei die möglichen Anregungsorte. [16]

Neben der vorgestellten Methode wird in der Praxis oftmals ein Finite-Elemente-Modell der zu untersuchenden Struktur erstellt. Aus den dabei aufgestellten Gleichungen können mittels spezieller Algorithmen, wie beispielsweise dem Lanczos-Verfahren, Eigenwerte und Eigenformen bestimmt werden. Softwarepakete hierfür sind unter anderem ANSYS oder COMSOL Multiphysics. Anhand des erstellten FEM-Modells können zudem die aus den Eigenschwingungen resultierenden statischen und dynamischen Beanspruchungen der Struktur ermittelt und Orte mit kritischen Spannungen, die später zu Materialversagen führen könnten, identifiziert werden. [9, 10]

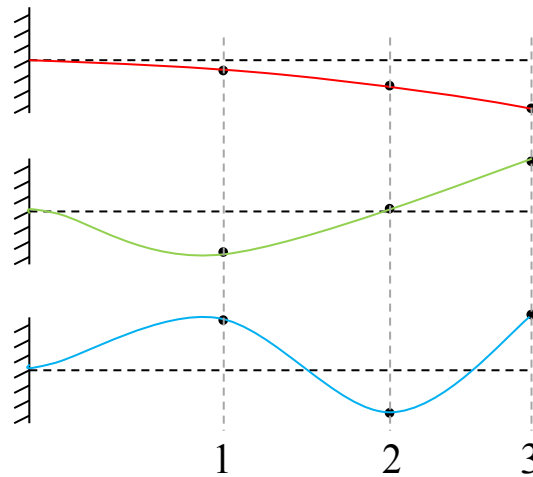


Abbildung 7: Eigenformen eines Biegebalkens.

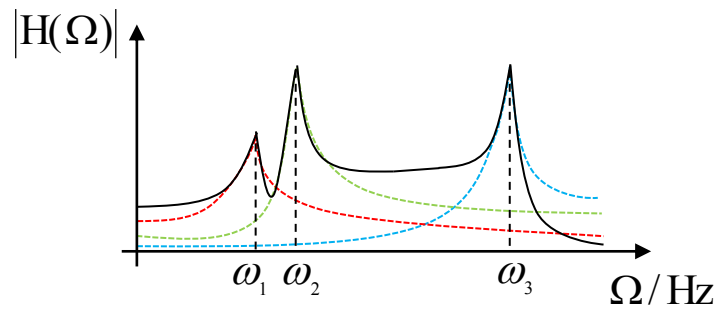


Abbildung 8: Zerlegung des gemessenen Frequenzgangs in einzelne Frequenzgänge von Einmassenschwingern nach [16].

## 5 Enteisung durch Strukturresonanzen

Auf Basis der in den vorangegangenen Abschnitten erläuterten Grundlagen kann ein mechanisches Enteisungsverfahren für Flugzeugtragflächen entwickelt werden. Der folgende Abschnitt fasst die Ergebnisse aus Endres et al. [20] zusammen. Ziel ist die Enteisung einer Tragfläche durch resonante Strukturanregung mithilfe piezoelektrischer Aktoren. Durch die Anregung nahe der Resonanzfrequenz kann das System mit geringen Anregungskräften arbeiten, da die dynamische Steifigkeit in der Nähe der Resonanz lediglich durch die Dämpfung bestimmt ist. Gleichzeitig kommt es zu großen Schwingungsamplituden und hohen Beschleunigungen sowie zur Deformation der Tragfläche, was zur Überschreitung der kritischen Schub- und Normalspannungen in der Kontaktebene zwischen Eis und Tragfläche und damit zum Abplatzen des Eises führt.

### 5.1 Versuchsaufbau

Die in [20] verwendete Versuchstragfläche ist in Abb. 9 dargestellt. Es handelt sich um ein 500 mm breites und 1000 mm langes NACA0012-Profil, das aus zwei Teilen zusammengesetzt ist. Dies

erlaubt ein Austauschen der Flügelvorderkante durch andere Versuchsaufbauten. Wie in Abb. 10a zu sehen, sind auf der Innenseite der Flügelvorderkante, die aus 1 mm dickem glasfaserverstärktem Kunststoff besteht, zehn piezoelektrische Aktoren verteilt, die zur Anregung der Struktur und Messung der Strukturantwort verwendet werden. Sie arbeiten in einem Spannungsbereich von  $-250\text{ V}$  bis  $750\text{ V}$  und sind zum Schutz vor feuchtigkeitsbedingten Durchschlägen mit einem Epoxid-Harz versiegelt. Zur Anregung wird ein Gleitsinus im Bereich von  $0\text{ Hz}$  bis  $1000\text{ Hz}$  verwendet. Die optimale Position der Aktoren wird mithilfe einer FEM-Simulation der Eigenformen des Testaufbaus ermittelt und ist in Abb. 10b dargestellt. Als Randbedingung wird dabei in der Simulation eine starre Einspannung der Tragfläche angenommen. Die Anordnung ist dabei so gewählt, dass möglichst viele Eigenformen angeregt werden können, die zu einer starken Deformation der Flügelvorderkante führen. [20]

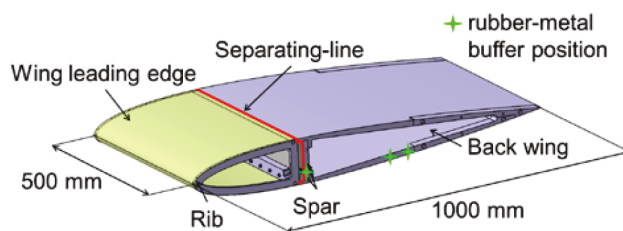
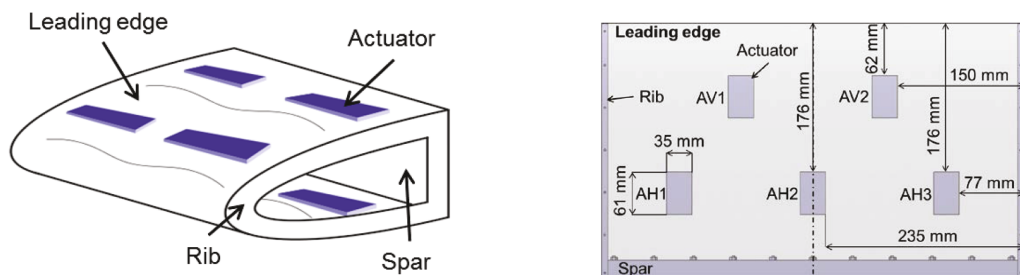


Abbildung 9: Windkanal-Modell eines NACA0012-Profils für Enteisungsversuche. [20]



(a) Aktorpositionen auf der Flügelvorderkante.

(b) Genaue Aktorpositionen auf der Oberseite des Profils.

Abbildung 10: Platzierung der Piezo-Aktoren zur resonanten Strukturangregung. [20]

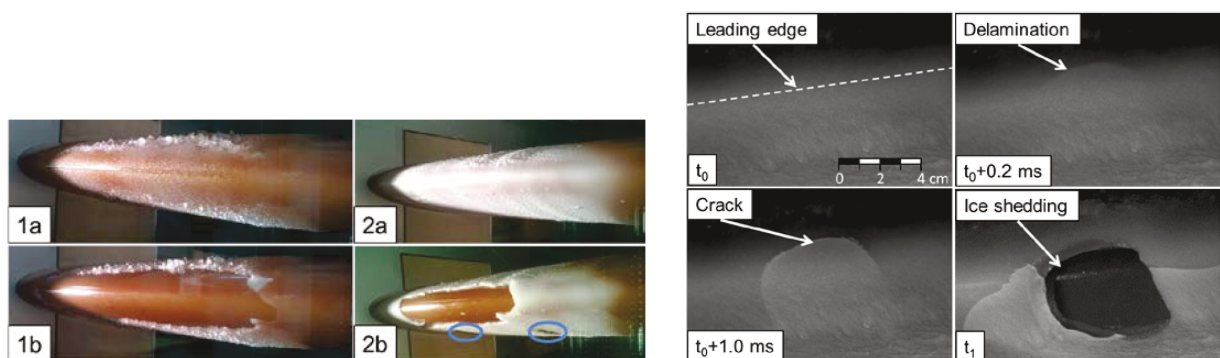
Die Versuche werden in einem Eiswindkanal durchgeführt, der die Erzeugung der verschiedenen in Abschnitt 2 beschriebenen Eisformen ermöglicht. Im Versuch werden dabei Temperaturen von  $-3\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $-10\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $-15\text{ }^\circ\text{C}$  und  $-20\text{ }^\circ\text{C}$  eingestellt. Das Profil wird bei der Vereisung von Luft umströmt, während des Enteisungsvorgangs ist die Strömung jedoch zunächst abgeschaltet. [20]

## 5.2 Ergebnisse der Enteisungs-Versuche

Ein zentrales Ergebnis der in [20] durchgeführten Enteisungs-Versuche, ist die Tatsache, dass eine Enteisung nicht unter allen Testbedingungen erfolgreich möglich ist. So findet bei  $-3\text{ }^\circ\text{C}$  keine

Enteisung statt, was dadurch erklärt wird, dass das Eis, sobald es delaminiert ist, schmilzt und anschließend sofort wieder auf der Oberfläche des Profils festfriert. Bei niedrigeren Temperaturen ist dieses Verhalten nicht zu beobachten. Bei sehr niedrigen Temperaturen von  $-20\text{ °C}$  verringert sich der Anteil des abgeplatzen Eises wieder, da die Adhäsionskraft des Eises auf der Oberfläche des Profils mit abnehmender Temperatur größer wird. Weitere im Versuch identifizierte Einflussfaktoren auf die Enteisung sind die Eisform (Klar- oder Raueis) sowie die Dicke der Eisschicht, die von der Temperatur und der Vereisungsdauer abhängt. Die Strömung wirkt sich ebenfalls auf die Enteisung aus. Wird sie während des Enteisens angeschaltet, so werden delaminierte Eisflächen an das Profil angedrückt. Sie lösen sich erst, wenn die Strömung wieder abgeschaltet wird. Abb. 11a zeigt das Profil vor und nach dem Enteisen unter verschiedenen Versuchsbedingungen. [20]

Der Mechanismus der Eisabplatzung wird mithilfe einer Hochgeschwindigkeitskamera aufgezeichnet und ist in Abb. 11b veranschaulicht. Zunächst kommt es beim Durchlaufen der ersten Eigenfrequenz zu einer Rissbildung mit einer sofort anschließenden Delamination eines Eisfragments. Beim erneuten Durchlaufen dieser Eigenfrequenz kommt es schließlich zur Ablösung des Eises beginnend auf der Seite des Risses. [20]



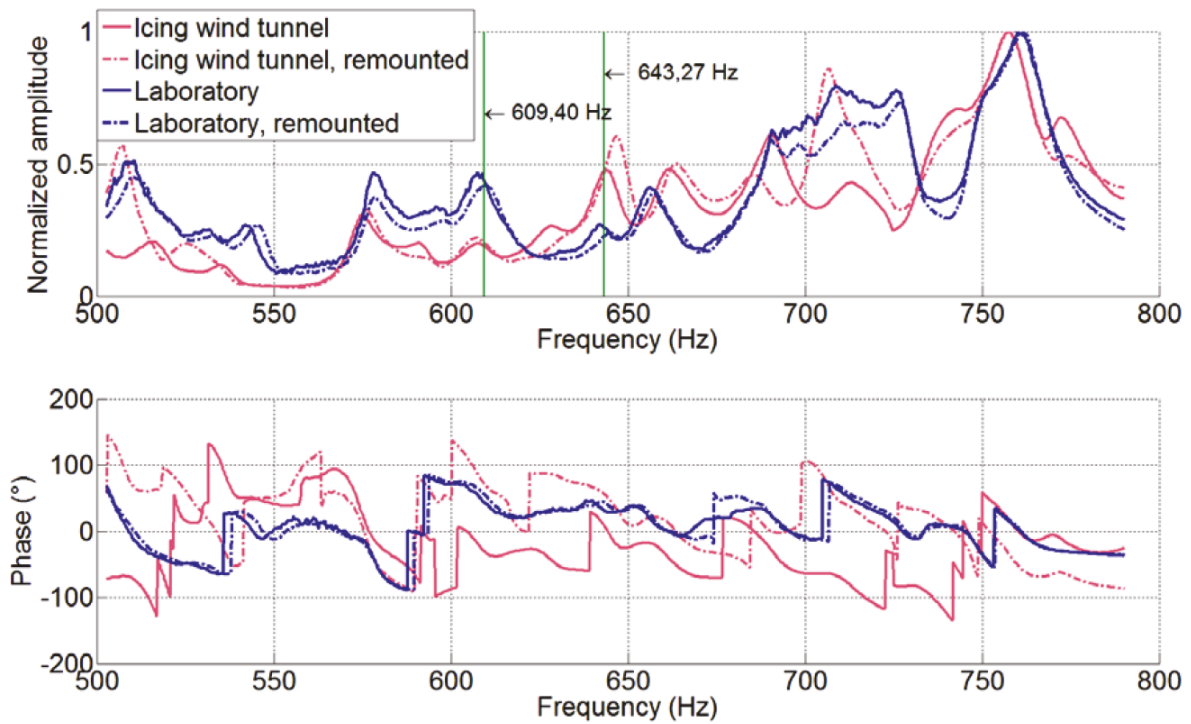
(a) Profil vor (a) und nach (b) dem Enteisen nach 4 Minuten Vereisen bei  $-10\text{ °C}$  (1a, 1b) und nach 2 Minuten Vereisen bei  $-20\text{ °C}$  (2a, 2b).

(b) Mechanismus des Eisabplatzens bei  $-20\text{ °C}$  und 2 Minuten Vereisungszeit.

**Abbildung 11:** Versuchsergebnisse der Profil-Enteisung im Eis-Windkanal. [20]

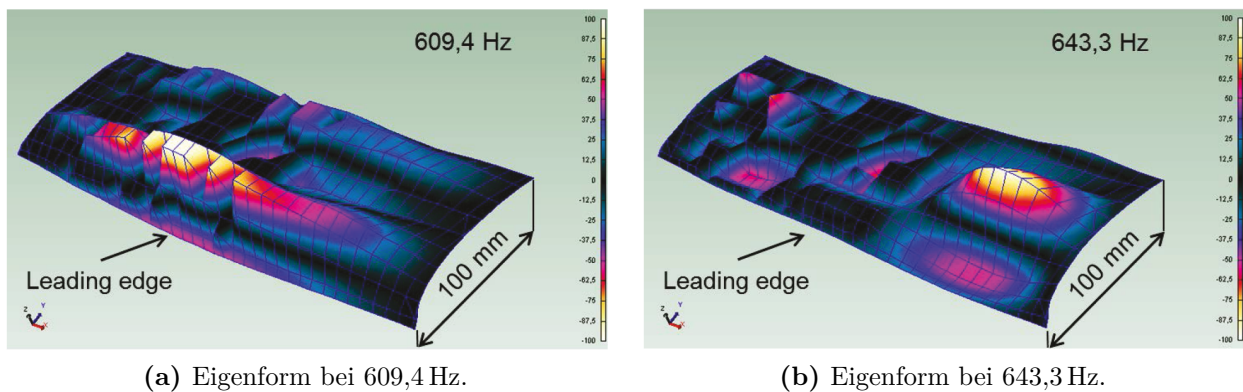
Neben den Windkanal-Versuchen erfolgt eine Messung des Frequenzgangs zwischen dem Sensor AH1 und den Sensoren AH2, AH3, AV1 und AV2 auf der Oberseite des Profils. Eine Mittelung der erhaltenen Frequenzgänge ist in Abb. 12 gezeigt. Dabei wurde die Messung jeweils zweimal im Windkanal und zweimal im Labor, jeweils nach einer erneuten Montage, durchgeführt. Die Auswirkungen der erneuten Montage sind im Feldversuch deutlich zu sehen, im Laborversuch kommt es nur zu geringen Abweichungen. Ursache hierfür ist die Veränderung der Steifigkeit der Einspannung des Profils durch nicht reproduzierbare Drehmomente an den Befestigungsschrauben. Im Frequenzgang zeigen sich für Anregungsfrequenzen zwischen 500 Hz und 800 Hz 15 verschiedene Eigenfrequenzen, jeweils gekennzeichnet durch ein Maximum in der Amplitude und einen Phasenwinkel von  $-90^\circ$ . [20]

Mithilfe eines Laser-Scanning-Vibrometers, das zur Messung von Schwingungs-Geschwindigkeiten verschiedener Punkte des Profils verwendet wird, konnten zwei Eigenfrequenzen identifiziert



**Abbildung 12:** Gemittelte Frequenzgänge vom Aktor AH1 zu den Aktoren AH2, AH3, AV1 und AV2 auf der Oberseite des Profils. [20]

werden, deren Eigenformen zu besonders starken lokalen Deformationen der Profilloberfläche führen. Sie eignen sich aufgrund dieser Eigenschaft besonders für das Enteisung, da durch die starke Deformation die kritischen Schub- und Normalspannungen innerhalb der Eisschicht leicht überschritten werden. Abb. 13 zeigt die beiden ermittelten Eigenformen, die bei 609,4 Hz und 643,3 Hz liegen. [20]



(a) Eigenform bei 609,4 Hz.

(b) Eigenform bei 643,3 Hz.

**Abbildung 13:** Zwei mit einem Laser-Scanning-Vibrometer gemessene Eigenformen, die zum Abplatzen von Eis führen. [20]



## 6 Zusammenfassung

Abschließend kann festgehalten werden, dass die Vereisung von Luftfahrzeugen ein in der Praxis äußerst relevantes Phänomen ist, das jedoch aufgrund zahlreicher Forschungsarbeiten bereits sehr gut verstanden wird. Aufgrund dessen existieren in der Praxis mittlerweile zahlreiche Verfahren zur Eisvermeidung und Eisbeseitigung, die auf unterschiedliche physikalische Wirkungsprinzipien zurückgreifen. Die Liste der Verfahren ist jedoch nicht vollständig, sodass auch weiterhin Forschungsbedarf in diesem Gebiet besteht. Das Verfahren der mechanischen Enteisung durch resonante Strukturanregung befindet sich beispielsweise in einem noch recht frühen Entwicklungsstadium. In [20] werden grundlegende Untersuchungen an einer Modell-Tragfläche durchgeführt, allerdings müssen bis zur praktischen Anwendung des Verfahrens in Zukunft noch zahlreiche Probleme gelöst werden, damit eine sichere Enteisung des Luftfahrzeugs unter allen Umgebungsbedingungen gewährleistet werden kann. Weiterhin muss bei diesem Enteisungsverfahren die dynamische Beanspruchung der Struktur genauer untersucht werden, um ein Materialversagen infolge der Schwingungen zu verhindern. Außerdem muss berücksichtigt werden, dass sich das Schwingungsverhalten der gesamten Tragfläche von demjenigen des untersuchten Versuchsaufbaus unterscheidet. So muss berücksichtigt werden, dass die Tragfläche am Flugzeugrumpf nicht starr eingespannt ist, sondern diese Verbindung eine geringere Steifigkeit aufweist. Daher müssen Eigenformen gefunden werden, bei denen die Vorderkante der Tragfläche eine maximale Biegung bzw. Dehnung erfährt, der Rumpf des Flugzeugs sowie die an den Tragflächen aufgehängten Triebwerke jedoch keine Schwingungen ausführen. Weiterhin muss berücksichtigt werden, dass die Eigenschaften der Tragfläche keinesfalls zeitlich konstant sind, sondern dass sich beispielsweise durch Entleerung der in den Tragflächen befindlichen Tanks oder Abplatzen von Eisfragmenten die Masse der Struktur verändert. Daher ist ein adaptives, geregeltes System zur Schwingungsanregung erforderlich.

Trotz der genannten noch zu überwindenden Probleme scheint die resonante Strukturanregung, wie die Versuchsergebnisse in [20] zeigen, ein vielversprechendes Verfahren zur Enteisung von Flugzeugtragflächen zu sein. Es ist beispielsweise, anders als viele der derzeit eingesetzten thermischen Enteisungsverfahren, kompatibel mit modernen Faserverbundwerkstoffen und arbeitet sehr viel energieeffizienter [9].

## Literaturverzeichnis

- [1] GENT, R. W., DART, N. P. und CANSDALE, J. T. »Aircraft icing«. In: *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences* 358.1776 (2000), S. 2873–2911. ISSN: 1364-503X. DOI: 10.1098/rsta.2000.0689.
- [2] WRIGHT, W., DEWITT, K. und KEITH, JR., T. »Numerical simulation of icing, deicing, and shedding«. In: *29th Aerospace Sciences Meeting* (1991). DOI: 10.2514/6.1991-665.
- [3] CEBECI, T. und KAFYEKE, F. »Aircraft Icing«. In: *Annual Review of Fluid Mechanics* 35.1 (2003), S. 11–21. ISSN: 0066-4189. DOI: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161217.

- [4] FAKOREDE, O., FEGER, Z., IBRAHIM, H., ILINCA, A., PERRON, J. u. a. »Ice protection systems for wind turbines in cold climate: Characteristics, comparisons and analysis«. In: *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 65 (2016), S. 662–675. ISSN: 13640321. DOI: 10.1016/j.rser.2016.06.080.
- [5] PARENT, O. und ILINCA, A. »Anti-icing and de-icing techniques for wind turbines: Critical review«. In: *Cold Regions Science and Technology* 65.1 (2011), S. 88–96. ISSN: 0165232X. DOI: 10.1016/j.coldregions.2010.01.005.
- [6] PALCIOS, J. L., SMITH, E. C., ROSE, J. L. und GAO, H. »Ultrasonic Shear Wave Anti-Icing System for Helicopter Rotor Blades«. The Pennsylvania State University, 2007.
- [7] YIN, C., ZHANG, Z., WANG, Z. und GUO, H. »Numerical simulation and experimental validation of ultrasonic de-icing system for wind turbine blade«. In: *Applied Acoustics* 114 (2016), S. 19–26. ISSN: 0003682X. DOI: 10.1016/j.apacoust.2016.07.004.
- [8] ZHU, Y. und LI, Q. »Numerical Simulation and Experiment of the Piezoelectric De-Icing System«. In: *International Conference on Machinery, Materials and Information Technology Applications* (2015). DOI: 10.2991/icmmita-15.2015.224.
- [9] HABIBI, H., CHENG, L., ZHENG, H., KAPPATOS, V., SELCUK, C. u. a. »A dual de-icing system for wind turbine blades combining high-power ultrasonic guided waves and low-frequency forced vibrations«. In: *Renewable Energy* 83 (2015), S. 859–870. ISSN: 09601481. DOI: 10.1016/j.renene.2015.05.025.
- [10] HABIBI, H., EDWARDS, G., SANNASSY, C., KAPPATOS, V., LAGE, Y. u. a. »Modelling and empirical development of an anti/de-icing approach for wind turbine blades through superposition of different types of vibration«. In: *Cold Regions Science and Technology* 128 (2016), S. 1–12. ISSN: 0165232X. DOI: 10.1016/j.coldregions.2016.04.012.
- [11] SCHRAG, R. L. und ZUMWALT, G. W. »Electro-impulse deicing: Concept and electrodynamic studies«. In: *22nd Aerospace Sciences Meeting* (1984). DOI: 10.2514/6.1984-21.
- [12] XIE, T., DONG, J., CHEN, H., JIANG, Y. und YAO, Y. »Experiment investigation on deicing characteristics and energy efficiency using infrared ray as heat source«. In: *Energy* 116 (2016), S. 998–1005. ISSN: 03605442. DOI: 10.1016/j.energy.2016.10.044.
- [13] XIE, T., DONG, J., CHEN, H., JIANG, Y. und YAO, Y. »Experimental investigation of deicing characteristics using hot air as heat source«. In: *Applied Thermal Engineering* 107 (2016), S. 681–688. ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2016.05.162.
- [14] FALZON, B. G., ROBINSON, P., FRENZ, S. und GILBERT, B. »Development and evaluation of a novel integrated anti-icing/de-icing technology for carbon fibre composite aerostructures using an electro-conductive textile«. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 68 (2015), S. 323–335. ISSN: 1359835X. DOI: 10.1016/j.compositesa.2014.10.023.
- [15] DALILI, N., EDRISY, A. und CARRIVEAU, R. »A review of surface engineering issues critical to wind turbine performance«. In: *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 13 (2009), S. 428–438. ISSN: 13640321.
- [16] SINAPIUS, M. »Vorlesungsskript Aktive Vibrationskontrolle«. Braunschweig, 2016.
- [17] AL NATSHEH, N. und SINAPIUS, M. »Vorlesungsskript Schwingungsmesstechnik«. Braunschweig, 2016.

- [18] AVITABILE, P. *Grundlagen der Experimentellen Modalanalyse*. Hrsg. von POLYTEC GMBH. 2016.
- [19] BRÜEL & KJAER. *How to determine the modal parameters of simple structures*. 2010.
- [20] ENDRES, M., SOMMERWERK, C., MENDIG, M., SINAPIUS M. und HORST, P. *Experimental study of two mechanical de-icing systems applied on a wing section tested in an icing wind tunnel*. Braunschweig, 2016.