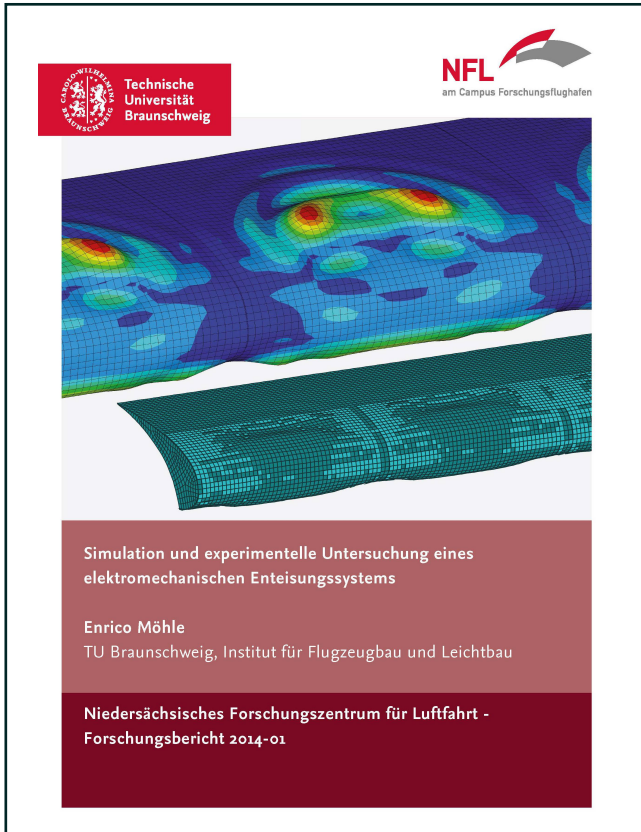




Enrico Möhle (Autor)

Simulation und experimentelle Untersuchung eines elektromechanischen Enteisungssystems



<https://cuvillier.de/de/shop/publications/6560>

Copyright:

Cuvillier Verlag, Inhaberin Annette Jentsch-Cuvillier, Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen,
Germany

Telefon: +49 (0)551 54724-0, E-Mail: info@cuvillier.de, Website: <https://cuvillier.de>

1 Einleitung

Der Schutz von Flugzeugen vor Vereisung ist seit den Anfängen der Luftfahrt ein entscheidendes Auslegungskriterium. Eis kann sich sowohl am Boden, als auch während des Fluges an den Tragflügeln und Steuerflächen ansetzen und somit zu einem unkontrollierbaren Flugzustand durch die Herabsetzung des Auftriebs und die Zunahme des Widerstands führen. Die Ausstattung von Verkehrsflugzeugen mit Enteisungssystemen, die dies verhindern, ist aus diesem Grund ein Sicherheitsaspekt von sehr hoher Bedeutung.

Die Vereisung von Flugzeugen entsteht während des Fluges durch unterkühlte Wassertropfen in Wolken. Sie ist dabei von Temperatur, Flüssigwassergehalt (LWC), Tröpfchengröße, Fluggeschwindigkeit und Ausdehnung des Vereisungsgebiets abhängig, vgl. Gent et al. [22]. Wolken existieren hauptsächlich in der Troposphäre und entstehen, wenn die relative Luftfeuchtigkeit 100 % übersteigt. Von den unterschiedlichen Arten sind die Schicht- und Cumuluswolken in einem Temperaturbereich von -40 bis 0 °C kritisch für die Vereisung von Flugzeugen (Heinrich et al. [27]).

Schichtwolken sind durch eine große horizontale Ausdehnung von mehr als 500 km charakterisiert, wohingegen die Ausbreitung in der Höhe mit maximal 2 km vergleichsweise gering ist. Sie existieren bis zu einer Höhe von 6 km mit moderaten Flüssigwasseranteilen von bis zu $0,8$ g/m³ und einem Tropfendurchmesser von 5 bis 50 μ m, vgl. Lewis et. al [40, 41].

Die Eigenschaften von Cumuluswolken sind für den Flugverkehr weitaus kritischer. Die Ausdehnung erstreckt sich vor allem in vertikaler Richtung über mehrere Kilometer, in der innertropischen Konvergenzzone (ITC) auch bis zum Übergang zur Stratosphäre ($H = 11$ km). Die horizontale Ausbreitung von Cumuluswolken ist demgegenüber mit 3,7 - 11 km gering [40]. Deren LWC erreicht in der Regel bis zu $2,5$ g/m³ und sogar 6 - 8 g/m³ in den Tropen. Der durchschnittliche Tropfendurchmesser beträgt 9 bis 50 μ m [27]. Beide Werte steigen mit steigender Höhe und Temperatur an und beschleunigen damit das Eiswachstum.

Vereisungszustände entstehen bei Temperaturen unter 0 °C, wenn das in der Luft vorhandene flüssige Wasser auf die angeströmten Flugzeugprofile trifft und dort gefriert. Bei Temperaturen unter -40 °C sowie Flughöhen über 7 km liegt das Wasser als Eiskristall vor und kann so nicht auf dem Profil anwachsen. Aus diesem Grund werden Verkehrsflugzeuge lediglich während des Start- und Landeanflugs von Vereisungsbedingungen beeinflusst, da deren Reise Flughöhe mit mehr als 10 km darüber liegt.

1 Einleitung

Während des Fluges wird der Tragflügel unter den beschriebenen Voraussetzungen mit Luft umströmt, die flüssige, unterkühlte Wassertropfen enthält. Diese folgen abhängig von ihrem Durchmesser und dem Anstellwinkel des Profils unterschiedlichen Trajektorien und treffen in einem bestimmten Bereich auf die Oberfläche auf, siehe Abbildung 1.1(a). In Abhängigkeit von den Einflussfaktoren LWC, Tropfendurchmesser, Temperatur, Fluggeschwindigkeit und Oberflächenrauheit bildet sich aus diesen gefrierenden Wassertropfen eine Eisstruktur auf dem Profil, wobei zwischen zwei Arten unterschieden wird:

- Raueis (*Rime ice*) ist trockenes, lichtundurchlässiges Eis, was sich aus einem hohen Anteil an Luft ergibt. Es entsteht insbesondere bei geringen Temperaturen, Geschwindigkeiten und LWC, wobei die Wassertropfen sofort beim Auftreffen auf der Struktur, vorrangig der Profilunterseite, gefrieren. Dadurch wird einerseits die Profilform verändert, was zu einer Verringerung des Auftriebs führt, andererseits wird die Aeroelastik des Flügels durch die Massenzunahme negativ beeinflusst [22].
- Klareis (*Glaze ice*) entsteht bei Temperaturen um den Gefrierpunkt bei einem hohen Flüssigwassergehalt. Die auftreffenden Tropfen frieren nicht sofort vollständig auf der Oberfläche. Durch die Strömung wird der flüssige Anteil entlang des Profils verteilt, wodurch sehr großflächige, feste Eisstrukturen entstehen. Diese führen im weiteren Verlauf dazu, dass sich Wasser entgegen der Strömungsrichtung verteilt (*Runback*) und so einfache oder doppelte Hörner ausbildet. Die Beeinflussung der Aerodynamik ist durch Klareis weitaus größer als durch Raueis.

Die Abbildungen 1.1(b) und 1.1(c) zeigen die verschiedenen Eisformen auf einem Profil, die auch in Kombination aus beiden auftreten.

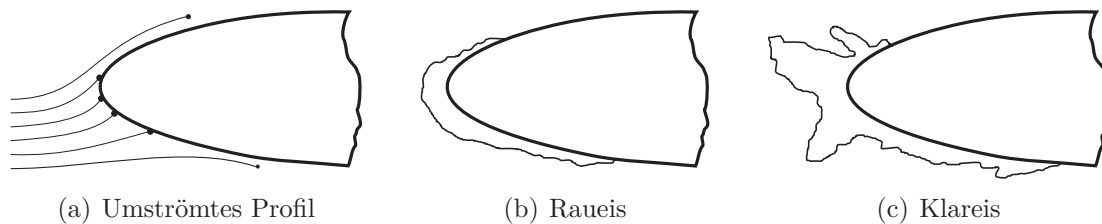


Abbildung 1.1: Entstehung von Profilvereisung

Die fortschreitende Vereisung eines Profils führt einerseits zu einer Veränderung der Profilform, andererseits zu einer erhöhten Rauheit der umströmten Oberfläche. Beide Faktoren beeinflussen die kritische Reynoldszahl negativ und damit die auftriebserzeugende Strömung. Der maximale Auftriebsbeiwert $C_{A,max}$ verringert sich drastisch und durch die gleichzeitige Verringerung des Auftriebsanstiegs $C_{A\alpha}$ wird der maximale Anstellwinkel α_{max} herabgesetzt. Zusätzlich steigt der Widerstandsbeiwert C_W bei konstantem Auftrieb, vgl. Abbildung 1.2 [2].

Die Folgen sind veränderte flugmechanische Eigenschaften, wodurch sowohl die Steuerbarkeit als auch der Leistungsbedarf des Flugzeugs stark beeinträchtigt werden. In Extremsituationen, wie der Kombination aus Vereisung und dem zusätzlichen Ausfall eines Triebwerks während Start oder Landung, darf dies nicht zu einem Kontrollverlust des Flugzeugs führen.

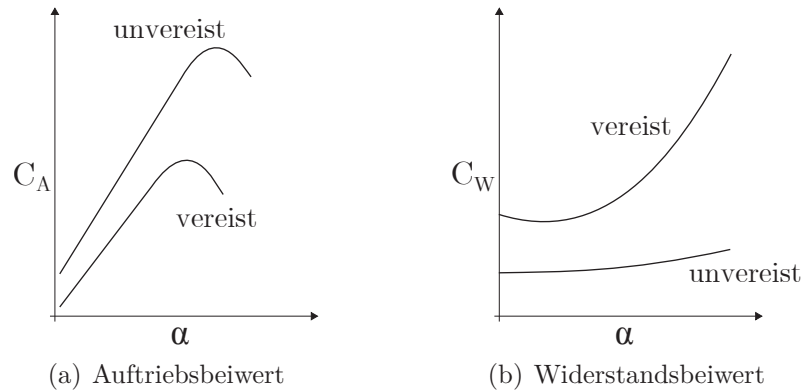


Abbildung 1.2: Änderung der Aerodynamik durch Vereisung [1]

Die Zulassungsvorschriften CS-25 der EASA bzw. die FAR Part 25 beschreiben alle Voraussetzungen, die Verkehrsflugzeuge für einen sicheren Betrieb in sämtlichen relevanten Flugzuständen erfüllen müssen [19, 21]. Sie beinhalten in *Appendix C* die oben genannten vereisungsgefährdeten Atmosphärenbedingungen, unter denen ein Durchflug ohne Kontrollverlust nachgewiesen werden muss.

Um dies zu gewährleisten, existieren unterschiedliche Enteisungssysteme, die sich für verschiedene Flugzeugtypen eignen. Es wird zwischen zwei Prinzipien unterschieden: bei Anti-Icing wird die Ansammlung von Eis permanent verhindert, De-Icing-Systeme entfernen es hingegen periodisch, d.h. die Vereisung wird bis zu einer Maximaldicke toleriert.

Bei Flugzeugen mit Turboprop-Antrieb erfolgt die Enteisung häufig mechanisch durch pneumatisch aufblasbare Gummimatten (*Boots*), die im Bereich der Vorderkante auf der metallischen Struktur angebracht sind. Durch deren impulsartige Belastung wird die angesammelte Eisschicht schlagartig aufgebrochen und anschließend mit der Strömung entfernt, vgl. Heinrich et al. [28]. Die Entwicklung der *Boots* reicht in die 1930er Jahre zurück. Ein weiteres System, das vor allem in kleineren Passagierflugzeugen Anwendung findet, ist die Flüssigkeitsenteisung. Durch Kapillare in der Flügelvorderkante strömt permanent ein Glykologemisch aus, das den Gefrierpunkt der auftreffenden Wassertropfen herabsetzt.

Im kommerziellen Luftverkehr erfolgt die Enteisung zum größten Teil thermisch. Dem Triebwerk wird dabei Zapfluft (*Bleed air*) entnommen und durch Rohrleitungen an die Flügelvorderkante durch Piccolo-Rohre geleitet. Bei eingeschaltetem System wird die Vorderkante von innen mit etwa 200 °C heißer Luft angeströmt, so dass sich in diesem Bereich kein Eis bilden kann, siehe Abbildung 1.3 (vgl. Goraj [24]).

1 Einleitung

Das System ist technisch ausgereift und funktioniert zuverlässig, die benötigte Energie steht aus der Zapfluft jederzeit zur Verfügung. Lediglich während des Startvorgangs wird die Aktivierung vermieden, da zu diesem Zeitpunkt die Leistungsreserven der Triebwerke minimal sind.

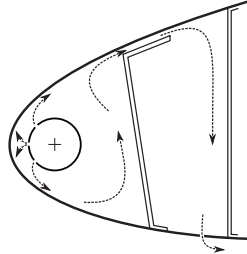


Abbildung 1.3: Enteisung mit Zapfluft

Trotz der seit Jahrzehnten etablierten Enteisungssysteme sind zahlreiche Flugunfälle auf Vereisung zurückzuführen. So gab es weltweit zwischen 1992 und 2001 insgesamt 108 Zwischenfälle und 2 (1,7 %) fatale Unfälle mit Verkehrsflugzeugen, die durch Eis hervorgerufen wurden, vgl. Wells und Rodrigues [67]. Ein Flugzeugabsturz mit weitreichenden Folgen ereignete sich 1994 im amerikanischen Roselawn:

Eine Maschine des Typs ATR 72 vereiste hinter dem installierten pneumatischen Enteisungssystem durch gefrierenden Niesel (*freezing drizzle*) mit Wassertropfen größer als $100\ \mu\text{m}$, sogenannten *Supercooled Large Droplets*. Die Beeinflussung des Querruders und dessen Auslenkung mit anschließendem Strömungsabriss führte zu einem unkontrollierbaren Flugzustand, der nicht zu beherrschen war, vgl. NTSB [48]. Mit diesem Flugunfall wurde nachgewiesen, dass die Regularien CS-25 Appendix C mit einem maximalen Tropfendurchmesser von $50\ \mu\text{m}$ nicht alle atmosphärischen Bedingungen abdecken. Durch zusätzliche Anforderungen soll die Zulassung von Verkehrsflugzeugen zukünftig auch große unterkühlte Wassertropfen (SLD), vgl. Bragg [13] und Bernstein et al. [10], und Eiskristalle beinhalten (EASA Proposed Amendment [18]).

Weitere Flugunfälle zeigen, dass sich auch an anderen gefährdeten Bereichen Vereisung ereignet, die zu kritischen Flugzuständen führen kann. Der Absturz eines Airbus A330-200 (Flug AF447) im Jahr 2009, der aus der Vereisung der Pitot-Sonden und einer fehlerhaften Einschätzung der Fluggeschwindigkeit der Piloten resultierte (BEA Report AF447 [8]), ist ein Beispiel.

Die Anforderungen an bestehende Enteisungssysteme werden durch die neuen Regularien erhöht. Weiterhin führen die Entwicklungen im Flugzeugbau dazu, dass bestehende Konzepte in der Zukunft keine Verwendung finden werden. Die Einsparung an Kerosin wird zum einen durch den Einsatz neuer Materialien (Faserverbundwerkstoffe) zur Gewichtsreduzierung als auch der Umstellung von zapfluftbetriebenen Systemen, wie z.B. der Klimaanlage, hin zu elektrischen realisiert. Bei der Boeing 787 wurde dies bereits umgesetzt und führte dazu, dass die Flügel elektrothermisch enteist werden. Mit Hilfe von aufgebrachtten Heizmatten wird die Vorderkante von

innen erwärmt, vgl. Sinnet [60]. Der Energiebedarf eines elektrothermischen Systems ist auf Grund des permanenten Leistungsbedarfs vergleichsweise hoch.

Mit den Veränderungen im Flugzeugbau und den steigenden Anforderungen durch Zulassungsvorschriften wächst auch der Forschungsbedarf an Enteisungssystemen. Neben der Erhöhung der Sicherheit sind die Senkung des Gewichts und der benötigten Energie wichtige Forschungsziele der Flugzeughersteller. Alternative Konzepte bieten daher großes Potential für die Umsetzung in zukünftigen Flugzeugen.

Ein System, das ein erhebliches Einsparpotential der benötigten Energie verspricht, ist das Elektromechanische Enteisungssystem (*Electro Impulse DeIcing - EIDI*). Dabei werden Spulen in die Flügelvorderkante integriert und mit einem Abstand von wenigen Millimetern zur Aluminiumhaut angeordnet. Ein hoher Impulsstrom bildet ein Magnetfeld um die Spule und induziert Wirbelströme in der metallischen Außenhaut, die dem entgegenwirken. Die so entstehenden Magnetkräfte führen zu einer hochbeschleunigten Auslenkung der eistragenden Struktur, so dass das Eis abgelöst wird. Der Vorteil des vergleichsweise geringen Energieverbrauchs resultiert daraus, dass das System nicht kontinuierlich betrieben wird.

Für die Zulassung alternativer Enteisungssysteme sind neben den analytischen Berechnungen experimentelle Nachweise in Windkanälen und in Flugversuchen zu erbringen. Da diese sehr zeit- und kostenintensiv sind, werden auch Vereisungs- und Enteisungsprozesse zunehmend numerisch simuliert, um die Auswirkungen verschiedener Einflussparameter zu analysieren. So lässt sich mit einem Modell, das die realen physikalischen Gesetzmäßigkeiten wiedergibt, im Vorfeld die ideale Konfiguration für eine bestimmte Anforderung ermitteln.

1.1 Stand der Technik

Das Prinzip der elektromechanischen Enteisung geht auf ein Patent von R. Goldschmidt aus dem Jahr 1939 zurück [23], aus dem jedoch keine Umsetzung im Flugzeugbau resultierte. Dies wurde Anfang der 1970er Jahre in der UdSSR (Levin [39]), sowie in Frankreich, Großbritannien und den USA umgesetzt und führte zum Einsatz in Flugzeugen des Typs Ilyushin Il-86 und Il-96, zu dem jedoch keine detaillierten Informationen verfügbar sind. Ein sehr umfangreiches Forschungsprogramm führte in den USA zu einer Weiterentwicklung des EIDI-Systems in den 1980er Jahren sowohl experimentell als auch numerisch. Mit elektrodynamischen Studien wurde die Umsetzung an einfachen Versuchsaufbauten erprobt und die Einflüsse von verschiedenen Materialien, Abmessungen und eingebrachten Energien ermittelt, vgl. Schrag und Zumwalt [54]. Des Weiteren erfolgte der Einsatz an der Flügelvorderkante (Slat) und dessen Erprobung im Windkanal und in Flugversuchen (Zumwalt und Mueller [75]) mit dem Ergebnis, dass Eis bis zu einer Dicke von über 20 mm entfernt werden konnte. In diesen Tests und in weiteren

1 Einleitung

Studien (Zumwalt et al. [73]) wurde zusätzlich das Ermüdungsverhalten sowie die elektromagnetische Interferenz (EMI) untersucht. Die EMI-Grenzwerte werden dabei für manche Frequenzen überschritten, so dass entsprechende Maßnahmen der Abschirmung getroffen werden müssen. Die Schädigungen traten bei den getesteten Slat-Strukturen insbesondere an den Verbindungsstellen auf. Auf Grund ihrer Anfälligkeit für die Entstehung von Rissen müssen diese Bereiche insbesondere auf Ermüdung ausgelegt sein.

In den Arbeiten von Henderson, Bernhart und Schrag wurde das EIDI-System rechnerisch untersucht. Dabei wurden ausgehend von den Ansätzen von Dodd und Deeds [17] durch die Lösung zeitabhängiger Feldprobleme die Kräfte berechnet, die durch die Wirbelströme hervorgerufen werden [29]. Die folgenden Arbeiten, z.B. [9], befassten sich mit der Berechnung der daraus resultierenden, zeitabhängigen Druckverteilungen. Auf Grund der Begrenzung der Rechenleistung basieren diese Ansätze auf axialsymmetrischen, zweidimensionalen Modellen. In dem abschließenden Bericht von Zumwalt et al. [74] sind sämtliche Ergebnisse dieser Forschungsreihe zusammengefasst.

Der Einsatz des EIDI-Systems wurde anschließend auch an weiteren vereisungsgefährdeten Bereichen des Flugzeugs untersucht, wie z.B. dem Triebwerkseinlauf (Nelepovitz et al. [47]). Die Weiterentwicklung führte zum Einsatz des elektromechanischen Enteisungssystems in Höhen- und Seitenleitwerken von Geschäftsreiseflugzeugen, wie z.B. Beachcraft Hawker 400XP und Bombardier Learjet 85. In den Arbeiten von Al-Khalil [3, 4] wurde zu dem Zweck die Kombination aus elektromechanischer und elektrothermischer Enteisung untersucht.

Die numerische Simulation des Enteisungsprozesses nach dem EIDI-Prinzip wurde als erstes von Khatkhate et al. [33] und Scavuzzo et al. [52] beschrieben. Die mit Shell-Elementen modellierten Schichten der Vorderkante und des Eises sind mit Beam-Elementen verbunden, anhand derer die Adhäsionsspannungen ausgewertet werden. Auf Grund dieses Modellierungsansatzes ist die exakte Berechnung der Spannungen nicht möglich, was zu den beschriebenen Abweichungen zu den Messergebnissen geführt hat. Labeas et al. [37] diskretisieren das Finite Elemente Modell mit dreidimensionalen Solid-Elementen und nutzen ein Spannungskriterium zur Eisablösung, das Anteile aus Querschub- und Normalspannungen enthält. Dieses wird außerdem zur Simulation einer Vorderkantenstruktur verwendet.

Die Bestimmung eines geeigneten Spannungskriteriums zur Eisadhäsion ist bei dieser Vorgehensweise von sehr großer Bedeutung. Aus den Untersuchungen zur Eisadhäsion (Blackburn et al. [11], Chu und Scavuzzo [15], Laforte [38]) ist bekannt, dass die kritischen Spannungswerte, bei denen sich Eis von Aluminium löst, von vielen Einflussparametern abhängen, wie z.B. Temperatur, Luftanteil und der Belastungsart. Des Weiteren besitzt die Oberflächenbeschaffenheit einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss, vgl. Zou et al. [72]. Da die Struktur von Eis nicht homogen ist, führt auch dies zu hohen Streuungen in den Messergebnissen.

Ähnlich wie die Bestimmung einer kritischen Adhäsionsspannung ist die Ermittlung der Materialkennwerte von Eis, die für die Berechnung mit der Finite Elemente Me-

thode (FEM) benötigt werden, nicht trivial. In der Literatur existiert eine Vielzahl an Werten, da auch diese hohen Streuungen unterliegen, vgl. Hobbs [30], Schulson [57] sowie Mohamed und Farzaneh [45].

Bruchmechanische Ansätze zur Implementierung in die Berechnung der Eisablösung wurden von Kermanidis et al. [32] und Wei et al. [66] betrachtet. Die präzise Bestimmung der kritischen Energiefreisetzungsrates von Eis auf Aluminium ist allerdings äußerst schwierig. Einen Überblick über die Simulationen der Profilvereisung sowie der elektrothermischen Enteisung geben Thomas und Cassoni [64].

Die vergleichsweise wenigen Forschungsergebnisse des elektromechanischen Enteisungssystems zeigen, dass für eine Weiterentwicklung Forschungsbedarf besteht. Insbesondere die Simulation des Enteisungsprozesses kann mit den heutigen Rechenleistungen erweitert werden. Auf diese Weise lassen sich die bisherigen Vereinfachungen und Annahmen teilweise vernachlässigen. Des Weiteren wurde die Anwendung des Systems auf Faserverbundstrukturen bisher nicht untersucht. Auf Grund der bekannten Einflüsse müssen die exakten Materialparameter von Eis und dessen Adhäsionskennwerte auf Aluminium verwendet werden, um die Genauigkeit der Simulationsergebnisse zu steigern. Dies wird im Rahmen dieser Arbeit umgesetzt.

1.2 Zielvorstellung

In der vorliegenden Arbeit wird das Enteisungsverhalten eines EIDI-Systems numerisch und experimentell untersucht. Dadurch lässt sich mit einer validierten Simulation sowohl die Energie zur Enteisung abschätzen als auch die optimale Spulenposition ermitteln. Die dreidimensionale Simulation beinhaltet eine Kopplung aus einer Magnetfeldberechnung und einer dynamischen Strukturberechnung. Auf diese Weise wird der Einfluss der sich bewegenden Struktur auf die Magnetkräfte im Wirbelstromgebiet implementiert, der bisher vernachlässigt wurde. Es wird die Anwendung auf ebene Platten unterschiedlicher Dicke und Material (Aluminium bzw. kohlefaserverstärkter Kunststoff - CFK) mit verschiedenen Einspannungsarten betrachtet, an denen die Phänomene dieses dynamischen Prozesses analysiert werden. Die Validierung der Simulationsergebnisse erfolgt mit durchgeführten Versuchen an Platten mit einem eigenen Elektro-Impulssystem.

Mit Hilfe des gekoppelten Finite Elemente Modells wird der Enteisungsvorgang während der komplexen Verformung der Platten berechnet. Dazu wird ein Spannungskriterium zur Eisadhäsion in die gekoppelte Simulation implementiert. Dieses wird im Gegensatz zu vorangegangenen Arbeiten für die spezielle Kombination aus Eis und Aluminium experimentell ermittelt, ebenso wie die Materialparameter des Eises. Die Genauigkeit der Simulationen kann somit gesteigert werden. In einer umfangreichen Versuchsreihe werden des Weiteren die Einflüsse der Impulsstärke und der Eisschichtdicke auf die Enteisung bestimmt. Die Berechnungsergebnisse werden mit diesen experimentellen Untersuchungen abgeglichen.

1 Einleitung

Die Positionierung der Spulen eines elektromechanischen Enteisungssystems in vereisungsgefährdeten Bereichen eines Flugzeugs, wie der Vorderkante des Flügels oder der Leitwerke, muss effektiv sein, um bei minimalem Energiebedarf maximale Enteisung zu bewirken. Mit einem dreidimensionalen Finite Elemente Modell einer Flügelvorderkante wird unter den gleichen Bedingungen des validierten Plattenmodells die Enteisung verschiedener Konfigurationen untersucht. Somit lässt sich bereits in der Vorauslegung ohne die Durchführung von Versuchen eine optimale Anordnung und die benötigte Energie ermitteln.

1.3 Vorgehensweise

Die Beschreibung der theoretischen Grundlagen erfolgt in *Kapitel 2*. Dies beinhaltet neben einer detaillierten Erläuterung der Funktionsweise des elektromechanischen Enteisungsprinzips die Einführung in die Finite Elemente Berechnungsmethoden, die dieser Arbeit zugrunde liegen. Auf Grund des experimentellen Anteils werden die dafür nötigen physikalischen Gesetzmäßigkeiten sowie die Funktionsprinzipien der verwendeten Messinstrumente näher erläutert.

Sämtliche experimentelle Ergebnisse werden ausführlich in *Kapitel 3* dargestellt. Dabei werden die auftretenden Phänomene von vereisten und unvereisten Platten ausgewertet und diskutiert. Neben der Beschreibung der dazu verwendeten Versuchsaufbauten für Platten und Balken werden die Vorbereitung und die Durchführung der unterschiedlichen Versuche erläutert. Die Ermittlung der kritischen Adhäsionsspannungen der Eisschicht auf Aluminium wird ebenfalls dargestellt.

In *Kapitel 4* wird das gekoppelte Finite Elemente Modell vorgestellt, das die Grundlage aller numerischen Simulationen dieser Arbeit bildet. Dessen Ergebnisse verschiedener Konfigurationen unvereister Platten werden analysiert und mit den Versuchsergebnissen aus Kapitel 3 verglichen und validiert. Die Analyse der berechneten Magnetkräfte führt zu dem verwendeten Ansatz für die Kraftübertragung auf gekrümmte Strukturen wie einer Flügelvorderkante.

Das unvereiste, validierte Plattenmodell wird in *Kapitel 5* um eine zusätzliche Schicht für Eis erweitert. Die Implementierung eines geeigneten Enteisungskriteriums erfolgt anhand von durchgeführten Balkenversuchen und eines entsprechenden Modells und wird anschließend auf Platten angewendet. Die Simulationen unterschiedlicher Konfigurationen und der Vergleich zu der umfangreichen Versuchsreihe mit Klareis in Kapitel 3 zeigen die Charakteristik und Phänomenologie der Enteisung. Darüber hinaus wird durch Berechnungen der Einfluss von Parametern bestimmt, die nicht experimentell untersucht werden.

Kapitel 6 zeigt die Anwendbarkeit dieses Prinzips auf die Flügelvorderkante eines Verkehrsflugzeugs. Anhand von numerischen Simulationen, bei denen die ermittelten Magnetkräfte auf unterschiedliche Positionen aufgeprägt werden, wird die optimale Lage der Spulen im Slat berechnet.

Zuletzt werden die wesentlichen Aspekte dieser Arbeit in *Kapitel 7* zusammengefasst.

2 Theoretische Grundlagen

2.1 Funktionsweise der elektromechanischen Enteisung

Die elektromechanische Enteisung von Flugzeugen basiert auf dem Prinzip von Wirbelströmen, dargestellt in Abbildung 2.1. Um eine Spule, die mit einem veränderlichen Strom I durchflossen wird, bildet sich ein zeitlich änderndes Magnetfeld, das auch in einer in der Nähe angeordneten Aluminiumplatte wirkt. Auf Grund der Leitfähigkeit des Materials werden dadurch Wirbelströme im Aluminium induziert, die ebenfalls ein Magnetfeld erzeugen und so in Wechselwirkung mit dem Feld der Spule stehen. Die Gegensätzlichkeit beider Stromrichtungen und Magnetfelder führt zu Abstoßungskräften, die den Abstand der Platte zur Spule vergrößert.

Die Auslenkung der Platte resultiert bei einer aufliegenden Eisschicht in einer Verringerung der Adhäsionsspannung bzw. einem Aufbrechen der Schicht, wodurch das Eis entfernt wird. Die Speisung der Spule mit einem hohen Impulsstrom (siehe Abbildung A.12) führt bei diesem Prinzip zu großen Änderungen $\frac{\partial I}{\partial t}$ und somit zu hohen Abstoßungskräften, die nötig sind, um auch mehrere Millimeter dicke Platten mit aufliegender Eisschicht bewegen zu können.

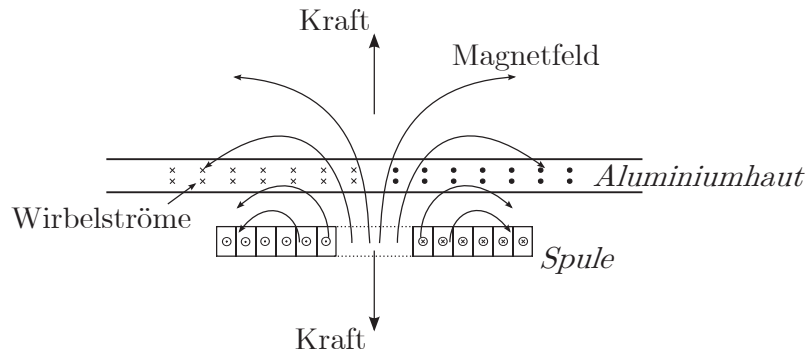


Abbildung 2.1: Wirbelstromprinzip

Die Anwendung der Elektroimpuls-Enteisung (Electro Impulse De-icing) bei Flugzeugen während des Fluges ist in Abbildung 2.2 dargestellt, vgl. Zumwalt [74]. Flache Kupferspulen sind sowohl an der Oberseite als auch der Unterseite der Flügelvorderkante (Slat) nah an der Haut fest angebracht. Ein Spalt von wenigen Millimetern ist hierbei nötig, um eine Verformung zuzulassen. Die Befestigung der Spulen kann sowohl an Holmen und Rippen als auch an der Haut selbst erfolgen, vgl. Al-Khalil [3]. Doubler aus elektrisch leitendem Material (Kupfer, Aluminium) können bei dünnen Aluminiumvorderkanten optional verwendet werden, um die induzierten Kräfte zu erhöhen. Für Faserverbundstrukturen sind sie unumgänglich, da deren elektrische Leitfähigkeit zu gering ist.

2 Theoretische Grundlagen

Die Spulenanschlüsse sind mit einem Stromkreis verbunden, der durch Kondensatoren, Gleichrichterdiode und einem Thyristor gekennzeichnet ist. Für die Anwendung in Flugzeugen lässt sich diese Impulseinheit für mehrere Spulen verwenden. Durch eine sequenzielle Schaltung werden nacheinander verschiedene Positionen entlang der Spannweite der Flügelvorderkante angesprochen.

Durch das Anlegen einer Gleichspannung werden die Kondensatoren innerhalb von wenigen Sekunden geladen. Die dabei gespeicherte Energie E berechnet sich wie folgt:

$$E = \frac{1}{2} \cdot C \cdot U^2 \quad (2.1)$$

Die Verwendung eines Thyristors als Schalter ermöglicht eine schnelle Übertragung des Stroms ohne Verlust. Da Thyristoren mittels einer angelegten Spannung gezündet werden, ist die zentrale Steuerung für mehrere Spulen im Flugzeug sehr gut möglich. Die parallel zu den Kondensatoren geschaltete Diode verhindert während des Entladens deren erneute, negative Aufladung und verlängert damit die Lebensdauer.

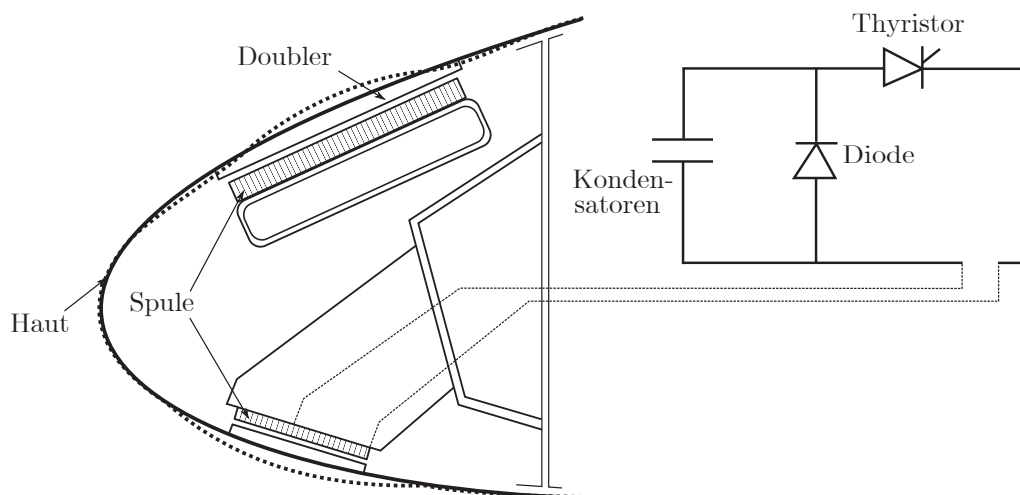


Abbildung 2.2: Vorderkante mit elektromechanischer Enteisung

Die schlagartige Entladung der Kondensatoren führt zu einem stark ansteigenden und schnell abfallendem Stromverlauf innerhalb von einem Bruchteil einer Millisekunde. Dessen Charakteristik ist dabei von mehreren Faktoren abhängig. Neben der Kapazität und Ladespannung spielt die Induktivität der angeschlossenen Spule eine entscheidende Rolle. So führen z.B. die Änderung des Querschnitts und der Windungszahl zu einem veränderten Magnetfeld, das damit auch den Entladestrom beeinflusst. Da auch die (Aluminium-) Haut in Wechselwirkung mit der Spule steht, besitzt deren Dicke und der Abstand zur Spule einen, wenn auch geringen, Einfluss.

Der Impulsstrom bewirkt Kräfte auf die Haut, die wie der Strom nur für sehr kurze Zeit wirken. Sie sind abhängig vom Spulenradius r_S und erreichen ihr Maximum