

# 9 Eis- und Regenschutz

## Ice and rain protection, ATA 30

### 9.1 Definition

*Die Einheiten und Komponenten die eine Möglichkeit bieten, Eis und Regen von verschiedenen Stellen des Flugzeugs zu entfernen oder dies im Ansatz zu verhindern. Beinhaltet Alkoholpumpen, Ventile, Tanks, Propeller/Rotoren, Eisverhütungssysteme, Flügelheizungen, Wasserleitungsheizungen, Pitoheizungen, Lufteinlaufheizungen, Frontscheibenwischer sowie die Eisschutzfunktion der Frontscheibe durch elektrische Beheizung oder Heißluft. Beinhaltet nicht die (pure) Frontscheibe. Bei Strahltriebwerken, die Luft als Eisschutzmedium nutzen ist der Triebwerkeissschutz ... [Teil des Triebwerks]. (ATA 100)*

### 9.2 Gliederung

**Eis- und Regenschutz** kann gruppiert werden in:

- undurchsichtige Flächen: Eisschutz (Flügelnasenkanten, Radom, Lufteinlässe ...)
  - pneumatisch-mechanisches Enteisung,
  - thermische Enteisung und Eisverhütung,
    - Heißluftsysteme,
    - elektrisches Widerstandssysteme,
  - Flüssigkeitsenteisungssystem,
  - elektrisches Impuls-Enteisungssystem (EIDI),
  - Mikrowellenenteisungssystem,
- externe Komponenten: Eisschutz (Antennen, Sensoren, Drainageöffnungen ...),
- interne Komponenten: Eisschutz (Wasserleitungen ...),
- Windschutzscheibe: Eisschutz und Beschlagschutz,
- Windschutzscheibe: Regentfernung,
- Eiserkennung.

Externe und interne Komponenten sind generell durch elektrische Widerstandssysteme vor Eisbildung geschützt. Einige technische Lösungen für den Windschutzscheiben-Eisschutz werden zur gleichen Zeit auch als Regenschutz verwendet.

Die zwei **Schutzprinzipien** gegen Eis sind *Enteisung* und *Eisverhütung*. Es existieren verschiedene **technische Lösungen**. Einige Eisschutzsysteme können beides: Eisbeseitigung und Eisverhütung. Andere technische Konzepte beherrschen nur Eisbeseitigung (Tabelle 9.1).

Die Begriffe *Enteisung* und *Eisverhütung* sind in der **AIR 1168/4** definiert:

- **Enteisung** (deicing) ist der periodische Abbau von kleinen Eiskörpern auf mechanischem oder thermischem Wege, indem die Haftung zwischen Eis und geschützter Fläche aufgehoben wird.
- **Eisverhütung** (antiicing) ist die Vorbeugung vor Eisbildung, entweder durch Verdampfen des auftreffenden Wassers oder durch kurzzeitiges Auftauen und wieder Gefrieren an unkritischen Stellen.

**Tabelle 9.1** Technische Eisschutzlösungen und Schutzprinzipien

technische Eisschutzlösungen	Enteisung	Eisverhütung
pneumatisch-mechanisches Systems	x	o
Heißluftsystem	x	x
elektrisches Widerstandssystem	x	(x)
Flüssigkeitssystem	x	(x)

x in Anwendung, (x) gewöhnlich nicht angewendet, o nicht anwendbar

### 9.3 Grundlagen der Vereisung

Aus der Alltagserfahrung ist bekannt, dass Wasser unter 0 °C zu Eis gefriert und über 0 °C wieder schmilzt. Spätestens, wenn es zu Flugzeugvereisung kommt, lernen wir, dass die Temperaturverhältnisse nicht so sein müssen. Kleine Tröpfchen können noch in der flüssigen Phase unter (!) 0 °C bestehen. Die meisten Tröpfchen werden bei unter -20 °C zu Eis. Sehr kleine und reine Tröpfchen können eine Temperatur von -40 °C erreichen, bei der sie immer noch flüssig sind. Unter -40 °C wird schließlich jede Art von Wasser in der Luft gefrieren. (Flüssiges) Wasser unter 0 °C wird *unterkühltes Wasser* (supercooled water). genannt. Der Grund für die Existenz von unterkühltem Wasser liegt in der Tatsache, dass es während der Abkühlung ungestört ist – nichts verursacht eine Eisbildung. Wenn ein Flugzeug jedoch die Tröpfchen berührt, wechseln diese Tröpfchen ihren Aggregatzustand und werden zu Eis. Für die Umwandlungsphase von Wasser zu Eis ist ein Wärmeentzug nötig. Dabei wird die Tatsache berücksichtigt, dass das Wasser unterkühlt ist. Das Eis wird etwas wärmer sein als das unterkühlte Wasser. **Unterkühltes Wasser gefriert sofort aufgrund der Wechselbeziehung mit dem Luftfahrzeug.** Das Ergebnis ist *Eisansammlung* (ice accretion) auf der Flugzeugoberfläche wenn die Fläche eine Temperatur unter 0 °C hat.

**Flugzeugvereisung ist möglich, wenn**

1. die Wasser in der Luft (Anzeichen dafür sind Wolken),
2. die Lufttemperatur unter 0 °C,
3. die Lufttemperatur über -40 °C,
4. die Flugzeugoberflächentemperatur unter 0 °C liegt.

Es gibt noch **andere Vereisungsarten** als die oben beschriebene Standardvereisung:

- *Eisansammlung* tritt *beim Sinkflug* von größeren Flughöhen auf, wenn das Flugzeug auf feuchte Luft über 0 °C trifft. Die Temperatur der Flugzeugflächen beträgt aufgrund des langen Fluges in großer Flughöhe noch unter 0 °C. Auch die Temperatur des Treibstoffs in den Flügeln liegt noch unter dem Gefrierpunkt von Wasser. Der Treibstoff ist wegen der Integraltankbauweise (siehe Abschnitt 7) im engen Kontakt mit der Flugzeughaut. Der Treibstoff erwärmt sich nicht so schnell und wird wahrscheinlich bis zur Landung unter 0 °C behalten.
- *Vergaservereisung* kann bei Temperaturen von -7 °C bis +21 °C auftreten, wenn Nebel oder eine hohe Luftfeuchtigkeit herrschen. Die Vergaservereisung wird durch die beim Verdampfen des Kraftstoffs hervorgerufene Abkühlung verursacht, kombiniert mit der Ausdehnung der Luft, die durch den Vergaser strömt.
- *Wasser und Matsch*, den die Flugzeuge beim Rollen auf der Landebahn aufnehmen, können in größeren Flughöhen gefrieren, was zu ungünstigen Effekte für das Flugzeug führt.
- *Frost, Eis und Schnee* muss vor dem Start entfernt werden. Dafür wurden Bodenenteisungsausrüstungen und Verfahren entwickelt (siehe **AC 135-16**).

**Drei Eisformen** bilden sich auf Flugzeugflächen: *Klareis* und *Raueis* und eine Mischform *Mischeis* (Bild 9.1):

- **Klareis** (clear ice) bildet sich zwischen 0 °C und -10 °C gewöhnlich von größeren Wassertropfen oder gefrorenen Regen. Klareis ist von glasiger Substanz. Klareis kann stark die Form der Profilvorderkante verändern. Es kann sich über die Fläche ausbreiten.
- **Mischeis** (mixed ice) bildet sich zwischen -10 °C und -15 °C. Es ist eine Mischung aus glasiger Substanz und Reifeisansatz. Mischeis hat die schlechten Eigenschaften von Klareis und Raueis und kann sich schnell verändern.
- **Raueis** (rime ice) bildet sich zwischen -15 °C und -20 °C aus kleinen Wassertropfen, die sofort nach Kontakt mit der Flugzeugoberfläche gefriert. Dieser Eisansatz ist spröde, rau und hat eine milchweiße Farbe.

clear ice



mixed ice

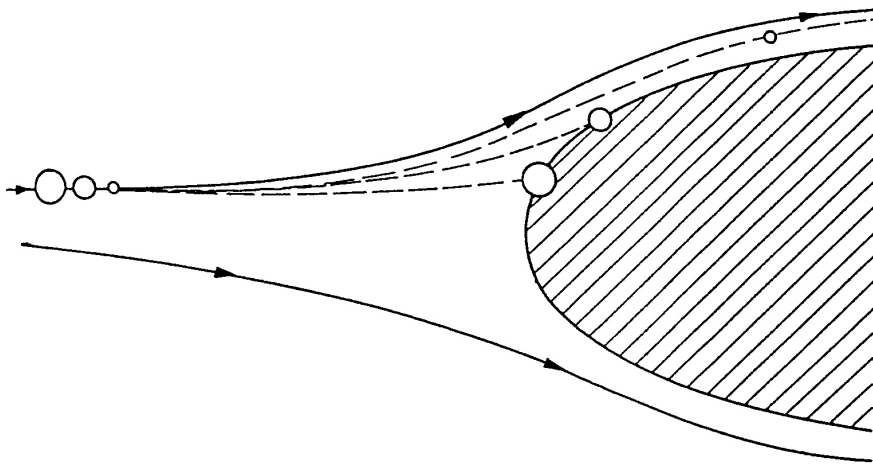


rime ice



**Bild 9.1** Eisformen an der Profilvorderkante

Um die **gesamte Wasseraufnahme** (total water catch) **des Flügels** zu **berechnen**, geht man von folgendem Modell aus: Es wird ein Flügelstück abgeschnitten (Spannweitenausdehnung  $\Delta y$ , maximale Dicke  $t$ ). Das Flügelstück fliegt mit einer Geschwindigkeit  $v$  durch eine Volumeneinheit Luft mit einer bestimmten Menge an unterkühltem Wasser. Die Menge an unterkühltem Wasser pro Volumeneinheit wird Flüssigwassergehalt (*liquid water content*, LWC) genannt und ist vergleichbar mit einer Dichte  $\rho_{LWC}$ . Wir betrachten  $t \cdot \Delta y$  als gedachte Siebfläche senkrecht zur Anströmrichtung. Der Massenstrom des unterkühlten Wassers durch das Sieb wäre:  $\dot{m} = v t \Delta y \rho_{LWC}$ . Die Masse der Tropfen die aber wirklich auf die Vorderkante des Flügels aufstoßen (impingement), wird jedoch unterschiedlich zu dem Massenstrom durch das Sieb sein, wie in Bild 9.2 gezeigt ist.



**Bild 9.2** Strömung um eine Flügelvorderkante:  
 - Stromlinien trockener Luftströmung  
 - Flugbahn von unterschiedlich großen Tropfen

Die Luft und die sehr kleineren Tropfen umströmen den Flügel einfach. Nur im Staupunkt (stagnation point) trifft Luft auf die Profilnase auf. Die größeren Tröpfchen können aber aufgrund ihrer Trägheit den Stromlinien (streamline) nicht vollständig folgen und treffen daher teilweise auf die Oberfläche auf. Dieses Phänomen wird durch die *Water Catch Efficiency*  $E_m$  ausgedrückt. Das gedachte Sieb hat eine Effizienz von  $E_m = 1$ . Der Massenstrom der Gesamtwasseraufnahme eines Flügels wird durch Hinzufügen von  $E_m$  zur oben gegebenen Gleichung berechnet:

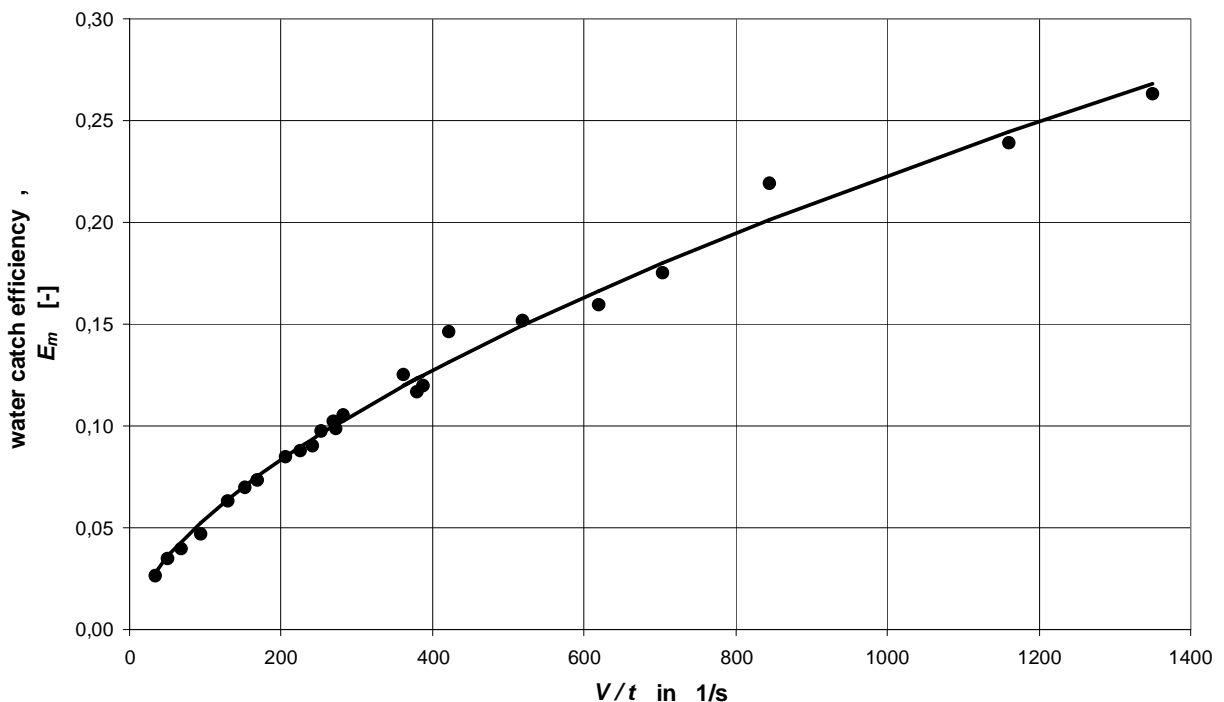
$$\dot{m} = v t \Delta y \rho_{LWC} E_m .$$

$E_m$  ist eine Funktion, die von der Fluggeschwindigkeit, Tröpfchengröße, Profilform, Profildicke, Viskosität und Dichte der Luft abhängt:

- Eine hohe Fluggeschwindigkeit und große Tröpfchengröße verursachen einen Anstieg der Water Catch Efficiency.
- Eine hohe Fluggeschwindigkeit führt jedoch zu aerodynamischem Erwärmen der Vorderkante. Dies verringert die Eisbildung.
- Dünne Flügel lenken den Strom weniger ab, und so steigt die Water Catch Efficiency.

**AIR 1168/4** präsentiert detaillierte Methoden um  $E_m$  zu berechnen. Eine vereinfachte Methode um die **Water Catch Efficiency** zu berechnen, wird hier basierend auf Bild 3F-3 aus **AIR 1168/4** als Funktion der Geschwindigkeit  $v$  und der Flügeldicke  $t$  (hier verarbeitet zu Bild 9.3) präsentiert:

$$E_m = 0.00324 \left( \frac{v}{t} \right)^{0.613} \quad v \text{ in m/s und } t \text{ in m .}$$



**Bild 9.3** Water Catch Efficiency  $E_m$  als Funktion von der Geschwindigkeit  $v$  und der Flügeldicke  $t$  für typische Verwendungen. Das Diagramm wurde nach **AIR 1168/4**, Bild 3F-3 (●) berechnet

Diese Gleichung basiert auf typischen Profilen mit einer relativen Dicke von 6 % ... 16 % und einem Anstellwinkel von  $\alpha = 4^\circ$ . Der *mittlere effektive Tropfendurchmesser* (mean effective drop diameter)  $d_{med} = 20 \mu\text{m}$ , Flughöhe  $h = 10000 \text{ ft}$ . Andere Flughöhen zwischen Meereshöhe und  $h = 20000 \text{ ft}$  ergeben einen Fehler von weniger als 10 %.

**ACJ 25.1419** nimmt für die Zertifizierung einen typischen *mittleren effektiven Tropfendurchmesser* von  $d_{med} = 20 \mu\text{m}$  an. Der angenommene Flüssigwassergehalt *liquid water content* (LWC), dem das Flugzeug dauernd während des Fluges ausgesetzt ist reicht von  $\rho_{LWC} = 0.2 \text{ g/m}^3$  bei  $-30 \text{ }^\circ\text{C}$  bis  $\rho_{LWC} = 0.8 \text{ g/m}^3$  bei  $0 \text{ }^\circ\text{C}$ .

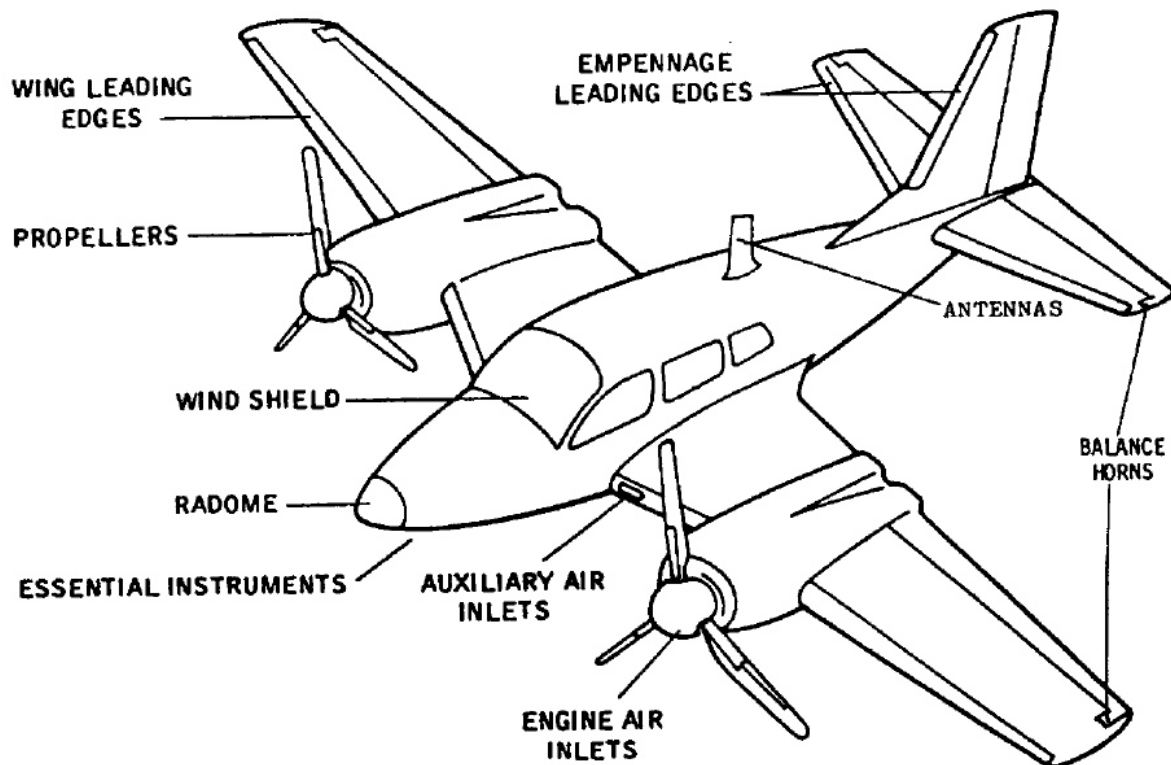
Die **negativen Effekte von Vereisung** an Flugzeugen sind vielfältig. Eis kann ...

- ... die Profilform verändern. Dies kann den Anstellwinkel verändern, bei dem das Flugzeug überzieht (stall), und es verursacht eine bedeutend höhere Überziehgeschwindigkeit (stall speed). Eis kann den Auftrieb reduzieren, den das veränderte Profil noch erreichen kann und erhöht den Luftwiderstand um ein mehrfaches.
- ... teilweise die Steuerung und Trimmung blockieren oder behindern.
- ... das Fluggewicht erhöhen. Das Flugzeug könnte nicht mehr in der Lage sein die Flughöhe zu halten. Die Überziehgeschwindigkeit wäre dann noch einmal höher.
- ... die Bohrungen vom Pitot-Rohr und der statischen Druckentnahme blockieren.
- ... den Bruch von Flugzeugantennen verursachen.
- ... ein Überziehen des Höhenleitwerks verursachen. Dadurch kann das Flugzeug abnicken und unkontrollierbar werden.
- ... einen unrunden Propellerlauf verursachen und den Propellerwirkungsgrad verschlechtern. Eis, das von dem Propeller weggeschleudert wird, ist eine Gefahr für alle Komponenten, die sich in der Rotationsebene des Propellers befinden.
- ... die inneren Triebwerksteile beschädigen.

Um das Flugzeug entsprechend richtig vor den genannten Effekten zu schützen, wird Eisschutz in bestimmten Bereichen notwendig. **Durch Vereisung gefährdete Bereiche am Flugzeug** sind in Bild 9.4 dargestellt.

Die **Gestaltung von Eisschutzsystemen** muss immer auf den Zulassungsanforderungen basieren. Für die Transportflugzeuge ist die fundamentale Aussage: "Wenn eine Zertifizierung für Flüge unter Eisbedingungen gefordert wird, so muss das Flugzeug in der Lage sein, unter dauernden und periodischen maximalen Eisbedingungen zu fliegen ..." (CS 25.1419). Eisbedingungen sind im Anhang C dieses Dokuments gegeben.

Vereisungsgefährdete Bereiche des Flugzeuges (z. B. der Flügel) werden wahrscheinlich eine Art von Eisschutz (ice protection) benötigen. Andere Teile des Flugzeuges (z. B. das Leitwerk) können ihre Aufgabe möglicherweise auch ohne Eisschutz erfüllen.

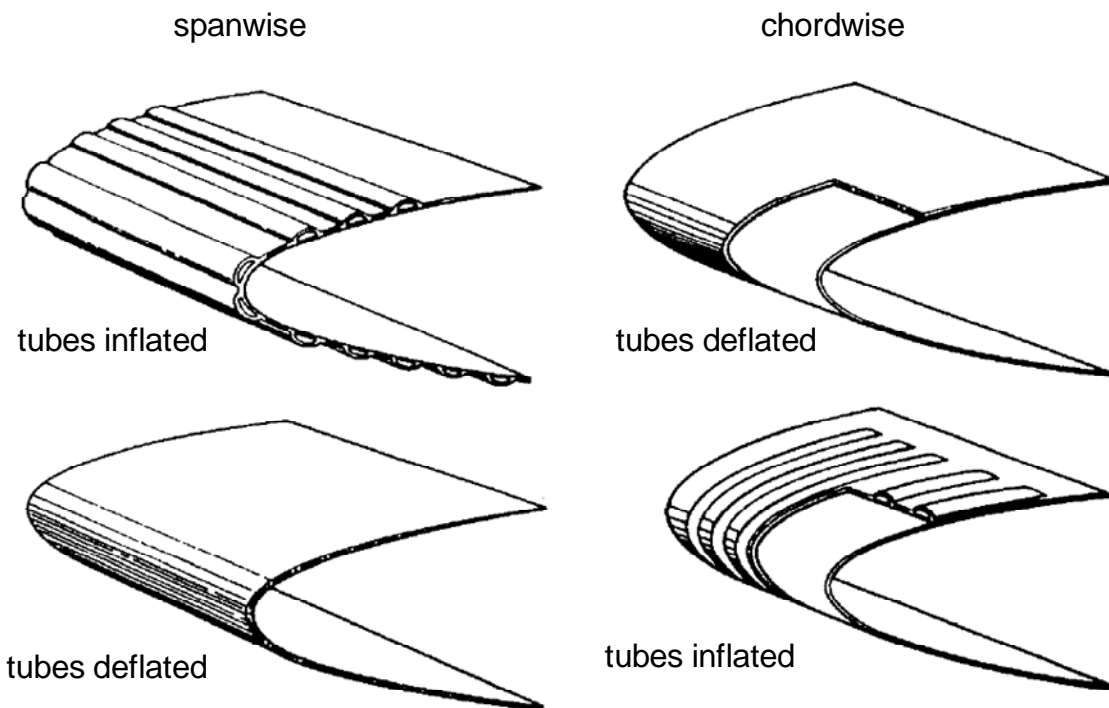


**Bild 9.4** Vereisungsgefährdete Bereiche am Flugzeug (FAA 1993)

## 9.4 Pneumatisch-mechanische Systeme

*Pneumatische Enteisungsmatten* (pneumatic boot deicing systems) sind die Standardeisenschutzmethode für Propellerflugzeuge seit etwa 1930. Die Mattenoberfläche entfernt Eisablagerungen mechanisch durch intervallgesteuertes Aufblasen und Leerpumpen von Gummimatten, die an der zu schützenden Fläche aufvulkanisiert sind (Bild 9.5). Durch das Aufblasen der Druckzellen der Enteisungsmatten wird das Eis in Partikel zerlegt, wodurch die Eishaftung an der Oberfläche zerstört wird. Das Eis wird vom Luftstrom abtransportiert. Am Propeller entfernen aerodynamische Kräfte und Zentrifugalkräfte das Eis. Im Prinzip dient die Methode in erster Linie der Entfernung von Eis, nachdem es sich abgelagert hat (deicing). Sie dient weniger dazu, die Eisbildung im Ansatz zu verhindern (antiicing). Gemäß der Definition (siehe oben) können pneumatische Enteisungsmatten daher nicht als Eisverhütungssystem betrachtet werden. Konventionelle Enteisungsmatten sind aus stoffverstärktem synthetischem Gummi oder anderen flexiblen Material hergestellt. Die aufgeklebten Matten umhüllen die Nasenkante des Tragflügels oder der Leitwerke, die eisteist werden sollen. Die Gesamtdicke einer typischen Enteisungsmatte beträgt gewöhnlich weniger als 1,9 mm (0,075 in). Pneumatische Matten brauchen nur sehr wenig Energie und sind kostengünstige Leichtbausysteme. Die Zellen der pneumatischen Matten verlaufen entweder parallel oder senkrecht zu Vorderkante (Bild 9.5). Die aufblasbaren Matten sind pneumatisch

so verschaltet, dass gleichzeitiges oder abwechselndes Ausdehnen und Zusammenziehen möglich ist. In der Regel werden alle Teile einer Matte gleichzeitig aufgeblasen.



**Bild 9.5** Aufblasbare Enteisungsmatten (FAA 1993)

Zu den **Hauptkomponenten eines pneumatischen Systems** gehören neben den Matten noch geregelte Druck- und Vakuumquellen sowie ein Druckverteilungssystem. Sonstige Komponenten sind Rückschlagventile (check valves) und Druckbegrenzungsventile (relief valves), Luftfilter, Steuerschalter und Zeitgeber, und elektrische Anschlüsse einschließlich Sicherungen und Schalter. Eine geregelte Druckquelle ist gefordert, um die Ausdehnung aller Zellen des Systems in definierten Grenzen und mit definierten Druckanstiegszeiten zu erreichen. Pneumatische Enteisungsmatten sollten sich schnell ausdehnen und zusammenziehen, damit sie effizient funktionieren. Die Ausdehnungszeit einer Matte beträgt ungefähr 5 s bis 6 s. Bei zu langsamer Zellenausdehnung wird die Enteisungsleistung geringer. Die Vakuumquelle ist notwendig, um eine vollständige Entleerung der Matten während eines normalen Fluges sicherzustellen. Nur wenn die Matten vollständig zusammengezogen sind, lassen sich aerodynamische Nachteile gering halten. Die pneumatischen Pumpen multiplizieren den atmosphärischen Druck in der jeweiligen Höhe mit einem konstanten Faktor. Dadurch ist der von den Pumpen zu liefernde Differenzdruck von der Flughöhe abhängig.

Trotz sorgfältigen Entwurfs können **Luftwiderstandsnachteile** (drag penalties) pneumatischer Enteisungsmatten nicht ganz vermieden werden. Wenn jedoch die Flügelstruktur im Bereich der Profilnase um den Betrag der Mattendicke zurückgesetzt wird,



dann entsteht mit der Enteisungsmatte eine nahezu ebene Oberfläche des Flügels, und die Luftwiderstandsnachteile können gering gehalten werden.

Pneumatische Enteisungsmatten sind schon seit vielen Jahren im Gebrauch. Ihre Inspektion (inspection), ihre **Wartung** (maintenance) und ihr Austausch (replacement) werden daher gut verstanden. Das Mattenmaterial nutzt sich mit der Zeit ab und eine periodische Inspektion wird empfohlen, um den besten Zeitpunkt für den Austausch zu bestimmen. Das Systemgewicht und die Energieanforderungen an das Flugzeug durch pneumatische Enteisungsmatten sind minimal.

**Eisbrückenbildung** (ice bridging) ist die Bildung eines Eisbogens um die Matte, der nicht von der Mattenausdehnung entfernt werden kann. In den ersten Jahren des propellerbetriebenen Lufttransports wurde empfohlen, zunächst etwas Eis ansetzen zu lassen, bevor das Enteisungssystem eingeschaltet wird. So wurde die Eisbrückenbildung vermieden. Flughandbücher für moderne Flugzeuge fordern die Systemaktivierung bei ersten Anzeichen von Eisbildung. Eisbrückenbildung bei modernen, richtig funktionierenden Enteisungsmatten gehört damit der Vergangenheit an (**FAA 1993**).

## 9.5 Heißluftsysteme

*Heißluftsysteme* (hot air systems) sind **thermische Eisschutzsysteme** (thermal ice protection systems). Sie können in drei Gruppen gegliedert werden:

- **Verdampfungssysteme** (evaporative anti-icing systems) liefern ausreichend Wärme, um alle auf die beheizte Fläche auftreffenden Wassertropfen zu verdampfen.
- **Nassfließsysteme** (running-wet antiicing systems) erhalten gerade so viel Wärme, um die zu schützenden Flächen eisfrei zu halten. Hinter diesen Bereichen kann das durch Luftströmung weiterfließende Wasser wieder anfrieren und dort Eis (runback ice) bilden. Aus diesem Grunde müssen Nassfließsysteme vorsichtig eingesetzt werden. Runback Ice muss in kritischen Bereichen vermieden werden. Ein Nassfließsystem darf jedoch z. B. für einen Turbineneinlass verwendet werden, bei dem das Runback Ice in die Turbine geraten darf.
- **Zyklische Enteisungssysteme** (cyclic deicing systems) entfernen kleine Eisansammlungen periodisch durch Anschmelzen der Eisgrundfläche mit einem hohen Grad an Wärmezufuhr. Wenn die Adhäsionskräfte zwischen Eis und Haftstelle klein werden, so entfernen aerodynamische oder zentrifugale Kräfte das Eis.

Von allen drei Eisschutzsystemen benötigt das Verdampfungssystem die meiste Energie, das periodische Enteisungssystem braucht am wenigsten Energie.

**Heißluftsysteme** werden hauptsächlich bei großen Transportflugzeugen eingesetzt, weil heiße Luft den Strahltriebwerken relativ einfach, effizient und sicher entnommen werden kann. Die heiße Luft wird für die Enteisierung oder Eisverhütung von Flügelvorderkanten, Klappensystemen, Leitwerksflächen, Triebwerkslufteinlässen, Lufteinlässen der Systeme, der Rumpfnase und anderen ausgewählte Komponenten genutzt. Details des Warmluftsystems werden unten am Beispiel des Airbus A321 dargestellt.

## 9.6 Elektrische Widerstandssysteme

*Elektrische Widerstandssysteme* (electrical resistance systems) sind ebenfalls thermische Eisschutzsysteme (thermal ice protection systems). Sie können ebenfalls unterteilt werden in:

- Verdampfungssysteme,
- Nassfließsysteme,
- zyklische Enteisierungssysteme.

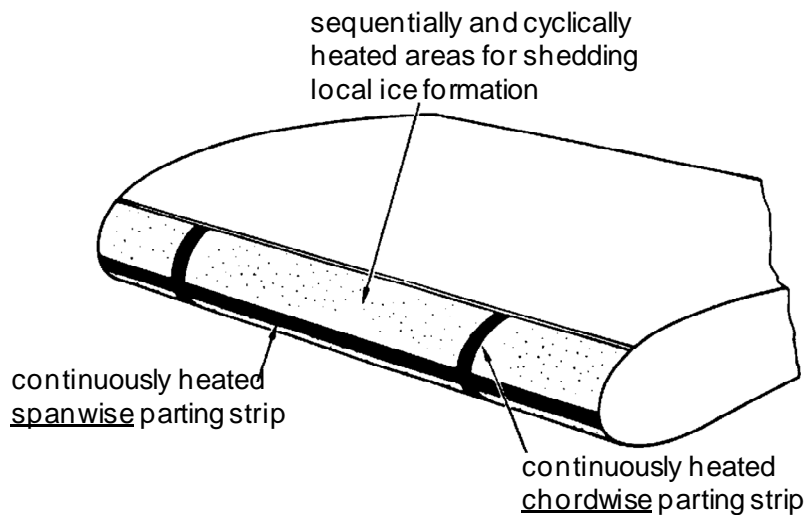
Elektrische Widerstandssysteme haben ein breites **Anwendungsfeld**:

- **Externe Komponenten** (external components), die von einem elektrischen Widerstandssystem geschützt sind verwenden die Verdampfungstechnik.
- **Interne Komponenten** (internal components) wie Wasserleitungen werden einfach geheizt und über 0 °C gehalten, um das Einfrieren zu verhindern.
- **nichtdurchsichtige Flächen** (non-transparent surfaces) werden hauptsächlich zyklisch enteist, weil ansonsten die abgeforderte elektrische Leistung zu hoch wäre.

Es können verschiedene **Arten elektrischer Widerstandsheizungen** unterschieden werden. Widerstandssysteme können ausgeführt werden als Heizfolie, Heizfilms oder Heizdrahtnetz. Alternativ können Heizdrähte auch direkt eingebunden werden in Fiberglas, Plastik, Gummi oder Metall, um die Oberflächen oder die Komponenten intern zu beheizen.

**Nichtdurchsichtige Flächen** (non-transparent surfaces) werden **durch elektrisch zyklische Enteisierungssysteme** (electric cyclic deicing systems) **mit Trennstreifen** (parting strips) **enteist** (wenn keine pneumatischen Enteisierungsmatten oder ein Warmluftsystem zur Anwendung kommen). Die gesamte Schutzfläche wird in kleine, intervallbeheizte Flächen aufgeteilt. Die Trennstreifen entlang der Staupunktlinie und in Flugrichtung müssen jegliche Eisbrückenbildung von einer Teilfläche zur anderen verhindern (Bild 9.6). Flugzeugflügel mit einer Pfeilung (sweep) von 30° und mehr benutzen normalerweise nur Trennstreifen in Flugrichtung. Die Widerstandsheizung einer jeden Teilfläche wird periodisch eingeschaltet. Das führt zu einem Anschmelzen der Eisgrundfläche mit einem hohen Grad an Wärmezufuhr. Wenn die Adhäsionskräfte zwischen Eis und Haftstelle klein werden, wird das Eis durch aerodynamische oder zentrifugale Kräfte entfernt. Durch die periodische Ansteuerung der

Teilflächen reduziert sich die zu jedem Zeitpunkt benötigte Gesamtleistung des Systems. Dadurch wird eine geringe und konstante Belastung des elektrischen Systems erreicht. Eine elektrische Enteisung der Flügelvorderkanten wie bei der Boeing 787 kann nur durch ein zyklisches Enteisungssystem erfolgen.



**Bild 9.6** Aufteilung einer Schutzfläche in einzelne intervallbeheizte Flächen eines elektrisch zyklischen Enteisungssystems

Für einen sicheren Enteisungsschutz muss die korrekte **Wärmemenge** geliefert werden. Wenn zu wenig elektrische Leistung eingesetzt wird, so kann das Eis nicht wie gefordert entfernt werden. Es könnten sich Eisbrocken bilden. Wenn zu viel Leistung geliefert wird würde das Eis nicht abgetragen werden, sondern würde zu viel Schmelzwasser bilden, was unerwünscht hohe Mengen von Runback Ice zur Folge hätte. Erstrebenswert ist eine hohe Leistung pro Fläche, angewandt über eine kurze Zeitperiode.

Das gewählte **Zeitintervall** zur zyklischen Beheizung der Fläche hängt davon ab, wie schnell die Fläche wieder auf 0 °C abkühlt ebenso auch von der Vereisungsgeschwindigkeit ab. Das Zeitintervall sollte so gewählt werden, dass die maximale Eisdicke nur die erlaubte Dicke erreicht. Ein Wert für das Zeitintervall von 3 Minuten ... 4 Minuten ist für Starrflügler ein sinnvoller Wert.

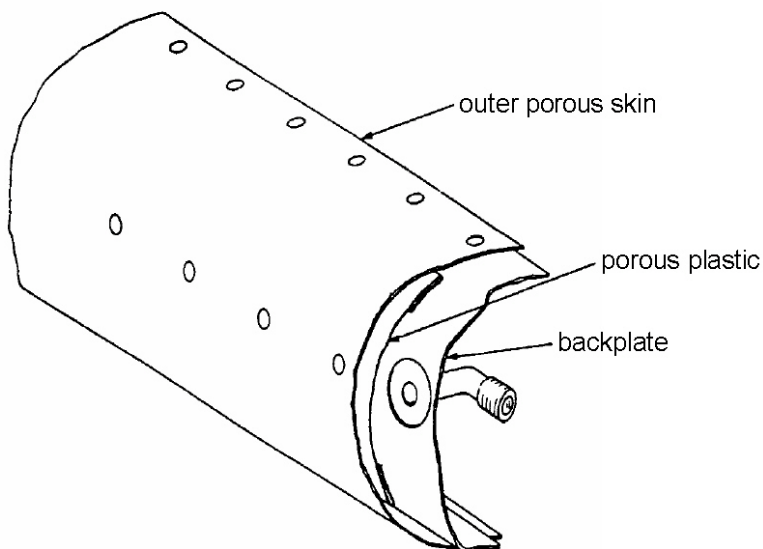
Der größte **Nachteil** von elektrischen Widerstandssystemen für große Flächen ist der hohe Energiebedarf. Wenn zusätzliche Generatoren für die Nutzung des Enteisungssystems benötigt werden, kann sich dies negativ auf das Gewicht des Gesamtsystems auswirken.

## 9.7 Flüssigkeitssysteme

*Flüssigkeitseisschutzsysteme* (fluid ice protection systems) arbeiten nach dem Prinzip, dass die vereisungsgefährdete Fläche mit einer Enteisungsflüssigkeit (freezing point depressant, FPD) beschichtet wird, die den Gefrierpunkt herabsetzt. Die heutigen Systeme arbeiten mit Flüssigkeiten, die auf Glykol basieren.

Die **Art des Eisschutzes** kann zur Eisverhütung oder zur Enteisung dienen:

- Das *Eisverhütungsverfahren* ist das normale Verfahren beim Flüssigkeitssystem und kann bei leichten bis mittelmäßigen Eisverhältnissen angewandt werden. Wenn unterkühlte Wassertropfen auf die Oberfläche treffen, vermischen sie sich mit der Enteisungsflüssigkeit. Der Gefrierpunkt der Mischung wird herabgesetzt, und die Eisbildung wird somit verhindert. Die Mischung aus Wasser und Enteisungsflüssigkeit fließt nach hinten ab, verdunstet oder verlässt die Fläche an der Hinterkante. Die Enteisungsflüssigkeit wird über Pumpen durch Oberflächen mit kleinen Löchern oder durch Aufsprühen auf die Oberfläche verteilt.
- Das *Enteisungsverfahren* des Flüssigkeitssystems erlaubt zunächst ein Anwachsen des Eises auf der Oberfläche. Wenn dann das Flüssigkeitseisschutzsystem eingeschaltet wird, dringt die Flüssigkeit zwischen Eis und Oberfläche und schwächt die Haftung. Daraufhin kann das Eis durch aerodynamische Kräfte fortgerissen werden.



**Bild 9.7** Konstruktion einer typischen porösen Platte für ein Flüssigkeitssystem (FAA 1993)

Der **Aufbau des Systems**: Die Enteisungsflüssigkeit wird in einem Tank mitgeführt. Eine Pumpe bemsist den Durchflussbedarf des Systems. Die porösen Oberflächen bestehen meistens aus gesintertem rostfreien Stahl oder lasergebohrtem Titan für die Außenhaut und einer rostfreien Stahl- oder Titanrückplatte, um das Reservoir zu bilden. Zusätzlich liegt zwischen der Innen- und der Außenhaut ein poröser Plastikeinsatz, dessen Aufgabe es ist,

eine gleichmäßige Ausbringung der Enteisungsflüssigkeit über die ganze Oberfläche zu erreichen (Bild 9.7).

Der **Nachteil** der Flüssigkeitsenteisung ist, dass die Flüssigkeit gespeichert werden muss. Das gespeicherte Flüssigkeitsgewicht könnte erheblich sein (im Vergleich zu anderen Eisschutzsystemen), wenn es für den gesamten Flug ausreichen sollte. Das System bietet einen beschränkten Schutz, abhängig von der Flüssigkeitszufuhr und der Betriebsdauer, für die es während eines Fluges ausgelegt ist (**FAA 1993**).

## 9.8 Eis- und Beschlagschutz bei Cockpitscheiben

Cockpitscheiben werden gewöhnlich mit Enteisungsschutz ausgestattet, der in allen Wetterlagen genügenden Schutz bietet. Meist wird das **elektrische Widerstandssystem** zur Eisverhütung verwendet. Dabei fließt der Strom durch einen transparenten leitfähigen Film oder ein Heizdrahtnetz, das in die Windschutzscheibe einlaminiert wurde. Die vom Film oder vom Heizdrahtnetz eingebrachte Wärme bewirkt auch eine beschlagfreie Sicht. Die Beheizung bringt die Cockpitscheiben aus Glas oder Kunststoff auch auf die richtige Temperatur, bei der sie den geforderten Widerstand und die erforderliche Zähigkeit gegen Vogelschlag (bird strike) aufweisen.

Das **Heißluftsystem** kann eine Alternative sein, wo das elektrische Widerstandssystem nicht die geeignete Lösung ist. Dabei wird heiße Luft von außen auf die Cockpitscheiben geblasen. Dieses System kann auch als Regenschutzanlage dienen und die Tropfen von der Cockpitscheibe entfernen (rain removal).

## 9.9 Cockpitscheiben-Regenschutzanlagen

Regenschutzanlagen wurden dafür entworfen, dem Piloten eine klare Sicht aus dem Cockpit am Flughafen sowie während des Abfluges und Landeanfluges zu ermöglichen. Die Anlage wird während des Reisefluges nicht verwendet. *Scheibenwischer* können zum Einsatz kommen, um Tropfen von der Scheibe zu entfernen. Alternativ kann auch *Heißluft* die Scheiben von Regen freihalten (siehe oben). Zusätzlich kann eine spezielle chemische *Scheibenflüssigkeit* (rain repellent) auf die Scheiben aufgebracht werden.

**Scheibenwischer** arbeiten ausreichend gut, obwohl sie nicht überall und in allen Flugphasen verwendet werden können. Hohe Wischergeschwindigkeiten sind bei starkem Regenfall nötig. Ein ausreichender Wischerdruck auf die Scheibe muss aufrechterhalten werden, damit

die Scheibenwischer bei höheren aerodynamischen Kräften erfolgreich arbeiten können. Unglücklicherweise verursachen Wischer aber erheblichen aerodynamischen Widerstand.

**Heißluft** funktioniert nach dem Prinzip eines schützenden Walls aus Luft, der mit hoher Geschwindigkeit und hoher Lufttemperatur auf die Frontscheibe geblasen wird. Der Luftstrahl verhindert den Wasseraufprall durch Ablenkung der meisten ankommenden Regentropfen. Wasser, das die Scheibe trotzdem erreicht, wird durch den Luftstrahl fortgetragen oder verdunstet.

**Scheibenflüssigkeit** (rain repellent) kann auf die Frontscheibe gesprüht werden, um einen transparenten Film zu bilden, der die Adhäsionskräfte zwischen Wasser und Glas verringert. Es bilden sich große Tropfen, die nur einen Teil der Fläche bedecken und vom Fahrtwind leicht fort geblasen werden können. Abhängig von der Regenintensität kann der Regen den Film durchbrechen und die Scheibe benetzen. Wird die Frontscheibe durch die Scheibenwischer nicht oft genug abgewischt, nimmt die Effektivität der Scheibenflüssigkeit ab – auch trotz wiederholtem Auftrag. Scheibenwischer verteilen die Scheibenflüssigkeit und verbessern dadurch ihre Effektivität. Scheibenflüssigkeit kann auch zusammen mit der Heißluftanlage verwendet werden. In der kritischen Landephase (wenn der Zapflußdruck gering ist und damit der Heißluftstrom schwach) kann die Scheibenflüssigkeit unterstützend wirken.

## 9.10 Eiserkennung und Eiswarnung

Eine Methode der Eiserkennung (ice detection) und der Eiswarnung (ice warning) ist notwendig, damit das Eisschutzsystem nur benutzt wird, wenn es auch wirklich gebraucht wird. Dies ist notwendig, weil das Eisschutzsystem beträchtliche Leistung erfordern kann. Es gibt zwei Methoden: *Sichtererkennung* und *elektronische Erkennung*.

**Sichtererkennung** (visual detection) wird erreicht durch das Beobachten der Scheibenwischer, Profilvorderkanten, Pylone oder Landeleuchten, die als Anzeichen von Vereisung dienen können. Diese Teile und Komponenten des Flugzeuges liegen direkt im Staupunkt, wo sich die größte Eismenge ansammelt. Flügelscheinwerfer (wing scan lights) Triebwerksscheinwerfer (engine scan lights) werden benutzt, um die Flügelvorderkanten und die Triebwerkseinlässe bei Nacht zu beobachten.

**Elektronische Erkennung** (electronic detection) besteht aus einer Sonde, die sich im freien Luftstrom befindet. Die Sonde vibriert bei einer bestimmten Frequenz. Bildet sich Eis an der Sonde, sinkt die Frequenz. Das wird von einer angeschlossenen elektronischen Schaltung erkannt, die ein Heizelement in der Sonde zur Entfernung des Eises einschaltet. Damit ist die Sonde wieder in ihren Ausgangszustand versetzt und betriebsbereit für eine neue Messung.

## 9.11 Beispiel: Airbus A321

Das **Eis- und Regenschutzsystem** lässt normalerweise einen Betrieb des Flugzeugs unter schweren Vereisungsbedingungen oder schweren Regenbedingungen zu. Eisschutz wird durch die Verwendung heißer Luft oder elektrischer Energie gewährleistet.

Das **Eisschutzsystem** mit den Bereichen, die vor Vereisung geschützt sind zeigt (Bild 9.8):

- *Flügelvorderkante* (wing leading edge) mit den Vorflügeln (slats) 3, 4 und 5 auf jeder Seite
- *Triebwerkseinlässe* (engine air intakes).

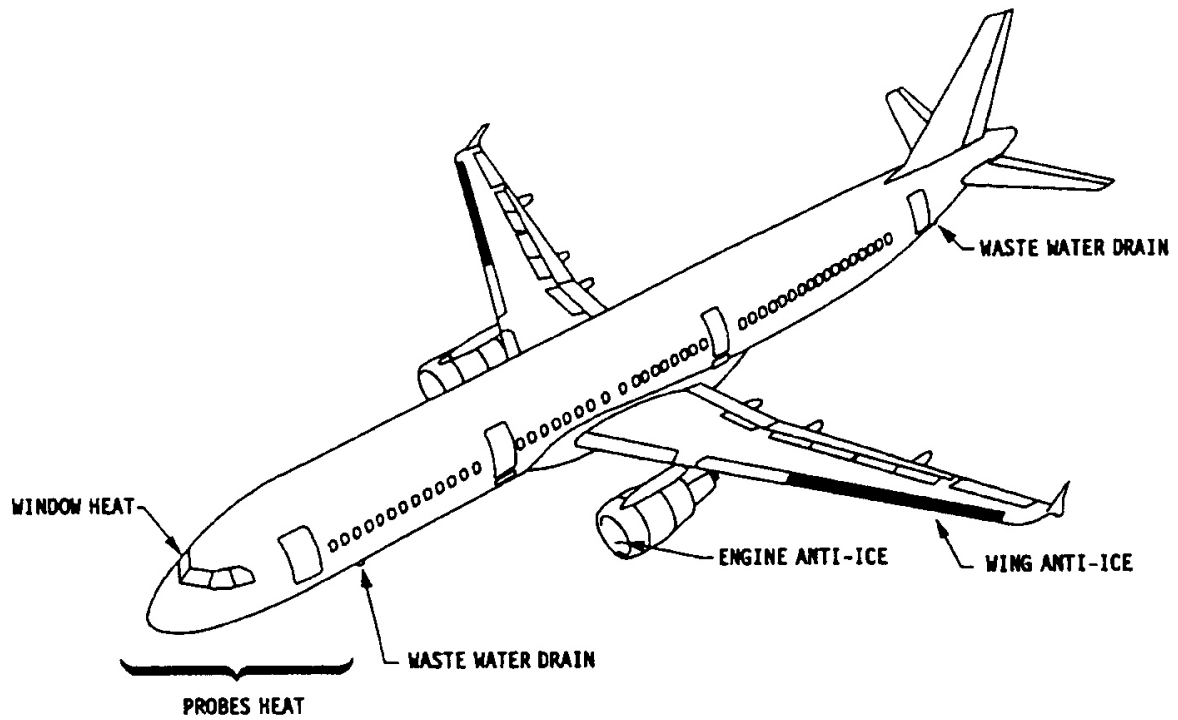
Die **Zapfluft** der Triebwerke liefert die heiße Luft für diese Eisverhütungssystem.

**Komponenten mit elektrischer Widerstandsheizung** sind:

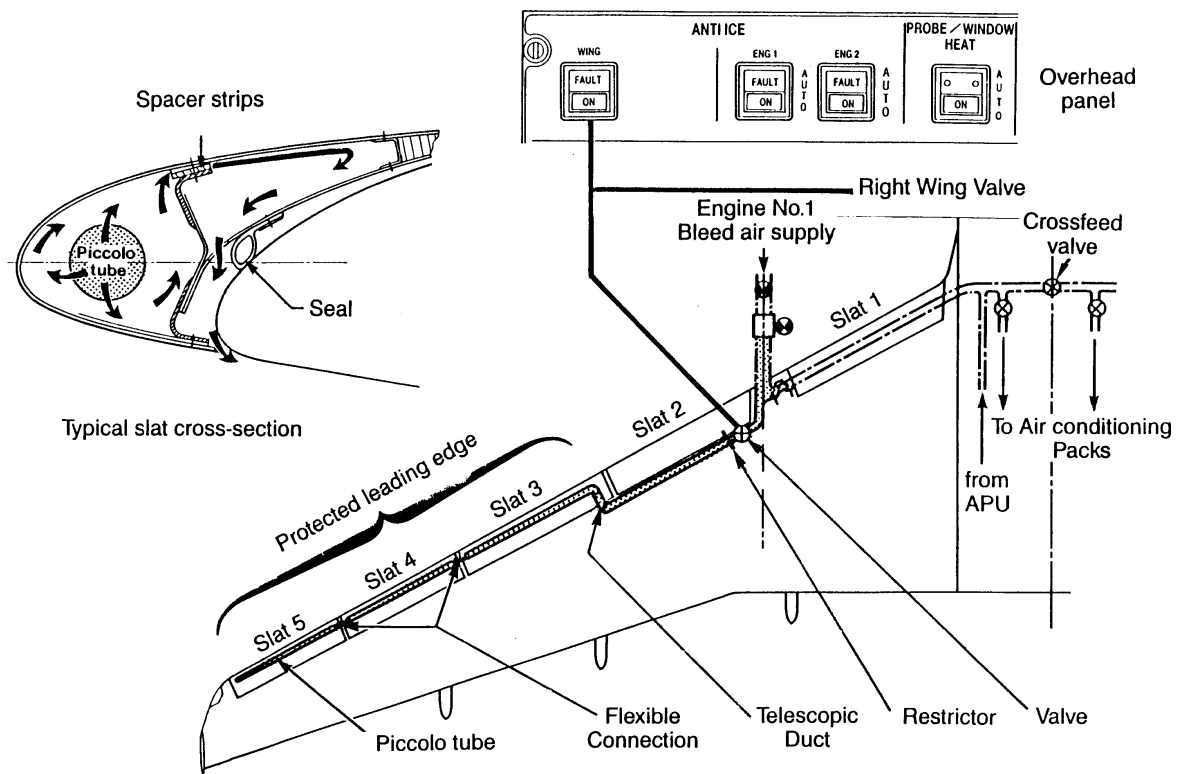
- die Cockpitfrontscheiben und die Cockpitseitscheiben
- die Totaltemperatursonden (Total Air Temperature probes; TAT probes)
- die Anstellwinkelsonden (alpha probes)
- die Pitotsonden und statischen Sonden des Luftdatensystems (Air Data System, ADS)
- die Ablassrohre des Grauwassersystems (waste water drain).

Zum **Regenschutzsystem** gehören die **Scheibenwischer**. Sie entfernen den Regen von der Frontscheibe.

Das **Tragflügel-Eisschutzsystem** (wing antiice system) des A321 ist ein Heißluft-Verdampfungs-Eisverhütungssystem (hot air evaporative antiice system). Nur die Vorflügel (slats) 3, 4 und 5 an der Flügelvorderkante müssen bei der A321 eisgeschützt sein. Die Heißluft ist Zapfluft vom Triebwerk. Jedes Triebwerk versorgt seinen entsprechenden Flügel. An beiden Flügeln ist ein *Antiice Valve* eingebaut, das Zapfluft in das Flügeleisschutzsystem freigibt. Wenn das *Crossfeed Valve* geöffnet ist, können die zwei Flügel auch nur von einem Zapfluftsystem versorgt werden. Ummantelte Luftkanäle sind über das Antiice Valve mit einem *Teleskoprohr* (telescopic duct) bei Slat 3 verbunden. Das Teleskoprohr ermöglicht die Verbindung von der festen Flügelstruktur zum beweglichen Slat. Ein spezielles Rohr (*piccolo tube*) verläuft entlang der Vorflügel 3, 4 und 5 und versorgt so die Vorderkante des Außenflügels mit Heißluft. Ein Piccolo Tube ist ein Rohr mit kalibrierten (zum Ende hin größeren) Löchern, das sicherstellt, dass die heiße Luft gleichmäßig entlang der Vorderkante verteilt wird, obwohl der Druck der Luft zur Flügelspitze hin abnimmt. Die aus dem Piccolo Tube ausgetretene Zapfluft wird durch Öffnungen an der Unterseite der Vorflügel ins Freie entlassen. Die Betätigung des Antiice Valve erfolgt über den WING-Knopf an der ANTI ICE-Deckenschalttafel im Cockpit.



**Bild 9.8** Elemente des A321 Eisschutzsystems



**Bild 9.9** A321 Flügeisverhütung