

# 结冰厚度增长的超声回波测量研究<sup>\*</sup>

王 岩<sup>1</sup>, 王 渊<sup>1</sup>, 张 杨<sup>1</sup>, 朱程香<sup>1</sup>, 朱春玲<sup>1,2</sup>, 陆夕云<sup>1</sup>, 于 雷<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学航空学院 南京, 210016)

(2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)

(3. 中国航空工业空气动力研究院沈阳市飞机结冰与防除冰重点实验室 沈阳, 110034)

**摘要** 针对飞机表面结冰厚度增长测量问题, 提出一种基于超声脉冲回波测厚技术的结冰厚度增长动态测量方法。首先, 建立超声换能器-铝层-冰层的保形结冰探测结构, 结合不同频率下超声波在冰层中探测灵敏度及衰减特性进行换能器理论和仿真计算研究; 其次, 根据换能器设计参数制备超声换能器, 在结冰风洞中进行超声结冰探测实验; 最后, 对不同温度下冰内声速进行标定, 获得冰层中精准的声速值, 提高超声探测冰层厚度的精度。结果表明: 超声脉冲回波测量结冰厚度增长是可行的, 且具有较高的灵敏度和精度, 通过声速修正可提高冰厚测量精度。

**关键词** 超声探测; 结冰增长; 超声换能器; 脉冲回波; 声速修正

**中图分类号** V248.1; TH711

## 引 言

飞机在飞经温度低于冰点且含有过冷水滴的云层时会在表面形成积冰, 在地面环境碰到冻雨或冰雪等极端天气时, 其表面也可能发生结冰现象<sup>[1]</sup>。美国航空航天局的结冰风洞试验<sup>[2]</sup>研究表明, 机翼模型结冰时间达到 5 min 后升阻比会急剧下降, 且不规则的冰形会进一步影响气动外形<sup>[3-4]</sup>。因此, 实时探测结冰的厚度与增长对于保障飞机飞行安全至关重要, 并能为冰形预测提供数据支撑和指导结冰气动分析。

结冰风洞的冰厚测量方法主要包括振动探测法、光学探测法、温度探测法与超声探测法等。振动探测法是当前应用最为广泛的结冰探测方法之一, 其通过表征晶元谐振频率变化来判断是否出现结冰现象。该方法结构简单、覆冰感知灵敏度高, 但测量精度受环境温度及结冰类型影响较大, 且无法动态、连续测量结冰厚度<sup>[5]</sup>。光学探测法可分为反射光法、折射光法和红外测量法, 其原理是通过光在不同透射系数介质中的传播路径或能量变化来判断结冰状况。光学探测法具有灵敏度高、可获得结冰速率等优势, 但其受结冰外形影响较大, 测量精度不高<sup>[6]</sup>。温度探测法依据覆冰后传感器温度变化率来反映是否结冰与结冰冻结强度, 但无法精准探测结冰厚度<sup>[7]</sup>。

超声探测法主要有导波和脉冲回波 2 种测量方式, 二者原理相似, 超声导波可探测区域内结冰状况, 超声脉冲回波则用于单点探测。导波技术测量冰厚灵敏度可达 1 mm, 精度为  $\pm 1$  mm<sup>[8]</sup>; 超声脉冲回波技术测量冰厚灵敏度可达 0.5 mm, 精度可达  $\pm 0.5$  mm<sup>[9]</sup>, 该技术现已应用于冰层厚度、冰表面粗糙度、冰层表面水膜及冰形识别测量<sup>[10-11]</sup>。此外, 其他冰形测绘方法如描述法和拍摄法常用于获取二维冰形, 铸模法<sup>[12]</sup>与三维扫描法<sup>[13]</sup>则可用于获取三维冰形。尽管这些方法经过处理可获得单点结冰厚度, 但均无法在不破坏冰形特征的情况下获得冰层厚度的动态增长数据。

针对结冰风洞中结冰厚度增长动态测量问题, 本研究采用超声脉冲回波测厚技术, 可在不破坏结冰过程的情况下实现冰厚动态增长的高精度测量。针对缩比机翼模型, 研制小型化、耐低温的超声换能器, 并通过与铝制蒙皮的声学特性进行匹配, 提高换能器的测量性能。最后, 在结冰风洞中验证中心频率为 15 MHz 的超声换能器在不同温度下的结冰测量能力。

## 1 结冰探测原理与仿真研究

### 1.1 超声脉冲回波测厚原理

超声脉冲回波测厚法主要通过测量脉冲波在被

<sup>\*</sup> 国家重大科研仪器研制资助项目(12227802); 国家自然科学基金重点资助项目(11832012)

收稿日期: 2023-03-15; 修回日期: 2023-07-04

测物体介质中的传播时间  $\Delta t$  与声波在该介质中的传播声速  $c$ , 从而求得被测样件的厚度<sup>[9]</sup>。本研究基于脉冲回波测厚法, 采用自发自收的超声换能器, 被测物体厚度  $h$  为

$$h = \frac{1}{2} c \Delta t \quad (1)$$

其中:  $c$  为声波在被测物体介质中的传播速度;  $\Delta t$  为声波在介质中的传播时间。

超声波传播路径如图1所示。超声换能器受到电信号激励发射一束脉冲波, 由于声阻抗差异, 一部分声波在冰层-铝层界面发生反射, 形成铝板一次回波; 另一部分声波继续传播, 在冰层-空气界面遵循声波传递规律, 并再次发生反射, 又有一部分声波反弹被换能器接收, 形成冰层一次回波。

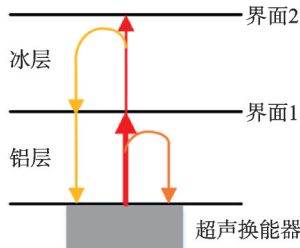


图1 超声波传播路径

Fig.1 Propagation path of ultrasonic waves

典型超声脉冲回波信号如图2所示。随着结冰厚度增长, 冰层一次回波的位置逐渐后移。通过识别脉冲回波幅值最大处对应的时间  $t_1$ 、 $t_2$  得到传播时间, 再结合声波在冰层中的传播速度, 根据式(1)可求得冰层厚度。由图2可知, 当冰层厚度较薄时, 冰层一次回波接近铝层一次回波, 导致信号识别困难; 当冰层厚度增大时, 由于冰层内部稀疏多孔以及表面粗糙度等特性, 导致超声脉冲回波信号幅值逐渐衰减, 直至无法识别。因此, 超声换能器的结冰探测范围具有一定局限性, 需针对冰厚探测范围对换能器结构参数进行设计研究。

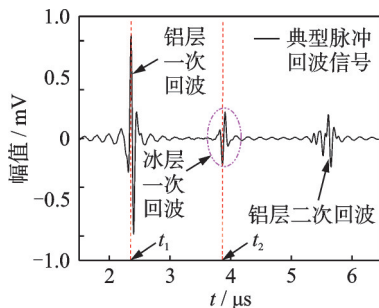


图2 典型超声脉冲回波信号

Fig.2 Typical ultrasonic pulse echo signals

## 1.2 超声换能器设计

本研究采用压电型超声换能器, 基本结构包括压电层、背衬层和匹配层等。匹配层可实现压电材料与被测物体介质间声阻抗特性匹配, 减少声能在2种介质中的传输损耗。传统单层匹配层的声阻抗计算式为

$$Z_1 = \sqrt{Z_0 Z_L} \quad (2)$$

其中:  $Z_1$  为匹配层材料的声阻抗值;  $Z_0$  为压电层材料的声阻抗值;  $Z_L$  为被测物声阻抗值。

本研究采用低声阻抗压电材料 Pz39 (Meggit A/S 公司) 为换能器晶元, 振动模式为厚度振动, 极化方向为厚度方向; Pz39 的压电常数  $d_{33}$  为 480 pC/N, 相对介电常数  $\epsilon_{33}/\epsilon_0$  为 1 780。Pz39 的声阻抗为 18 MRayl, 铝声阻抗为 17 MRayl<sup>[1]</sup>。由声波垂直入射时声压反射、透射公式(3)、(4)可知, 压电材料声阻抗与被测物声阻抗越接近, 声波透射系数越大, 即声波透射到被测物介质中的能量越多。即

$$r = \frac{Z_L - Z_0}{Z_L + Z_0} \quad (3)$$

$$\tau = \frac{2Z_L}{Z_L + Z_0} \quad (4)$$

其中:  $r$  为声压反射系数;  $\tau$  为声压透射系数。

代入铝和压电材料 Pz39 的声阻抗值, 可得声压反射系数  $r = -0.0286$  (负值表示反射波与入射波相位相反), 声压透射系数  $\tau = 0.971$ 。因此, 无需匹配层作用下, 压电材料 Pz39 激励产生的声波能量也可以较高的效率传输至铝层。超声换能器结构示意图如图3所示。

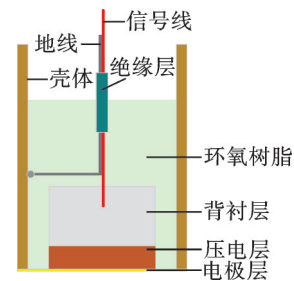


图3 超声换能器结构示意图

Fig.3 Structure of the ultrasonic transducer

图3中, 背衬层材料为导电性能优异的 E-Solder 3022 导电银浆, 因此信号线可直接连接至背衬材料; 采用 E-POK 301 型环氧树脂材料固定壳体内结构, 以保护晶元; 电极层材料为金, 通过离子溅射仪均匀溅射在整个换能器表面, 电极连通壳体和压电层下表面; 壳体材料为铜, 因而具有良好的导电性;

导线为包含信号线和地线的射频屏蔽线,信号线连通压电层上表面,地线通过铜壳与压电层下表面相连通。

轴向分辨率是表征超声换能器探测性能的主要参数,频率越高、波长越短。在同一介质中,波长数越多,分辨率越高。超声换能器的探测灵敏度由中心频率决定,即

$$\lambda = c/f \quad (5)$$

灵敏度随频率变化规律曲线如图4所示。在理想状态下,当超声换能器的中心频率超过10 MHz时,可探测0.2 mm厚度以下的冰层。根据航空航天的结冰探测标准规定<sup>[14]</sup>,结冰探测灵敏度需高于0.3 mm,因此,本研究将0.2 mm作为冰厚探测灵敏度的符合标准。

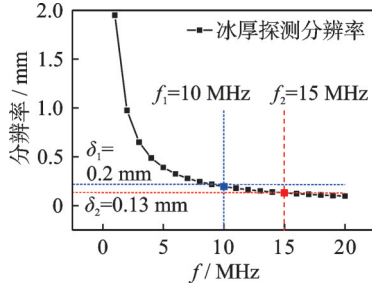


图4 灵敏度随频率变化规律曲线

Fig.4 Curves of resolution varying with frequency

频率越高,超声波信号能量衰减越大。频率相关超声衰减系数 $\alpha(f)$ 计算式<sup>[15]</sup>为

$$\alpha(f) = \frac{20}{h_{Al}} \log \left( \frac{A_{Al}(f)T^2}{A_{ice}(f)} \right) \quad (6)$$

其中: $h_{Al}$ 为铝板厚度; $A_{ice}$ 为铝板表面附着冰层时信号的频率相关振幅; $A_{Al}$ 为无冰层时,铝板探测信号的频率相关振幅。

$T$ 为铝和冰之间的发射系数,计算式为

$$T_{Al-ice} T_{ice-Al} = T^2 = \frac{4Z_{Al}Z_{ice}}{(Z_{Al} + Z_{ice})^2} \quad (7)$$

其中: $Z_{Al}$ 、 $Z_{ice}$ 分别为铝、冰的声阻抗,单位为MRayl。

当超声换能器的中心频率超过5 MHz时,明冰和霜冰中的超声信号衰减系数<sup>[11]</sup>分别为

$$\alpha_{glaze} (\text{Np/mm}) = 0.002f (\text{MHz}) + 0.008 \quad (8)$$

$$\alpha_{rime} (\text{Np/mm}) = 0.0067f (\text{MHz}) + 0.03 \quad (9)$$

在不考虑冰层表面粗糙度和水膜的影响时,冰层表面声波的峰值振幅 $A_0$ 计算式为

$$A_0 = A_m \frac{\tau_{A-I} r_{I-A} \tau_{I-A}}{r_{A-I}} e^{-2\alpha_i h_{ice}} \quad (10)$$

其中: $A_m$ 为基底-冰界面的峰值声波振幅; $\alpha_i$ 为冰的吸收衰减系数; $\tau_{A-I}$ 和 $\tau_{I-A}$ 为基底-冰界面的透射系数; $r_{I-A}$ 为冰-空气的反射系数,其数值接近1; $r_{A-I}$ 为基底-冰界面的反射系数; $h_{ice}$ 为冰层厚度。

对于超声脉冲回波测厚处理,首先通过对比结冰前和结冰后的脉冲回波信号来识别冰的峰值回波,然后计算厚度。当冰的回波峰值(即 $A_0$ )足够小,此时将会与杂波混叠,导致信号无法被识别。

定义 $r_i$ 为结冰后的振幅反射系数围为

$$r_{ice} = \frac{A_0}{A_m} = \frac{\tau_{A-I} \tau_{I-A}}{r_{A-I}} e^{-2\alpha_i h_{ice}} \quad (11)$$

将式(3)、(4)以及声阻抗值 $Z_{ice}$ 、 $Z_{Al}$ 代入式(11),可得

$$r_{ice} = \frac{4Z_{Al}Z_{ice}}{(Z_{ice} - Z_{Al})(Z_{ice} + Z_{Al})} e^{-2\alpha_i h_{ice}} = -0.8287 e^{-2\alpha_i h_{ice}} \quad (12)$$

拟定最大结冰厚度探测深度为2 mm,即 $h_{ice} = 2$  mm时,不同频率下振幅反射系数如图5所示。在实际结冰过程中,冰层表面粗糙度和未完全冻结的水膜均会造成脉冲回波信号峰值的衰减<sup>[10]</sup>。因此,为保证真实结冰状态下的明冰和霜冰峰值信号均能被识别,设定明冰振幅反射系数 $r_{glaze} \geq 0.7$ ,霜冰振幅反射系数 $r_{rime} \geq 0.5$ ,对应的中心频率值 $f_c \leq 15$  MHz。

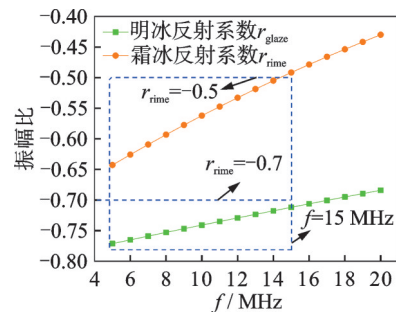


图5 不同频率下振幅反射系数

Fig.5 Amplitude reflection coefficient at different frequencies

综上所述,中心频率在10 MHz~15 MHz符合冰厚探测灵敏度0.2 mm以及探测深度2 mm的需求,为提高冰厚探测灵敏度,选取15 MHz作为超声换能器的中心频率。

### 1.3 仿真计算

采用压电换能器建模仿真软件PiezoCAD对换能器中心频率进行数值仿真,研究不同频率下换能器的测试性能。换能器与被测物体参数如表1所示。超声探测仿真结构模型如图6所示。

表1 换能器与被测物体参数

Tab.1 Parameters of transducer and measured objects

材料	声速 $c/$ ( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	密度 $\rho/$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	声阻抗 $Z/$ (MRayl)
Pz39	3 100	5 800	17.98
E-Solder	3 200	1 850	5.92
铝	6 320	2 700	17.64
明冰	3 803.07		
霜冰	3 820.13	900	3.51
混合冰	3 861.64		

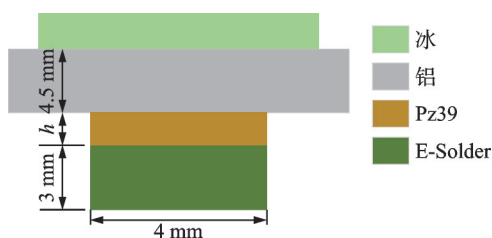


图6 超声探测仿真结构模型

Fig.6 Simulation structure model of ultrasonic detection

根据平面超声换能器的声场聚焦特性<sup>[16]</sup>,聚焦中心为

$$N = \frac{D^2 f_c}{4c} = \frac{D^2}{4\lambda} \quad (13)$$

其中: $N$ 为聚焦点距离,单位为mm; $D$ 为压电材料直径,单位为mm。

鉴于冰表面粗糙度及水膜对超声能量的衰减作用,选取压电元件直径尺寸为4 mm;背衬材料附在压电元件底面,为3 mm厚的E-Solder。

首先,计算压电材料Pz39厚度为0.1 mm时的中心频率,其电阻抗-相位角曲线如图7所示,可得0.1 mm厚度下压电材料的中心频率 $f_c$ 为13.741 MHz。

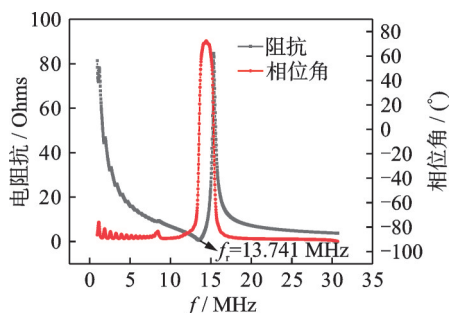


图7 电阻抗-相位角曲线

Fig.7 Curves of electrical impedance-phase angle

根据1.2节压电材料厚度与中心频率的理论推导,取压电材料Pz39的厚度范围为0.07~0.28 mm,对应中心频率为5.5~22.1 MHz。脉冲宽度随频率变化曲线如图8所示。脉冲宽度越窄,探测灵敏度越高,仿真计算得到的脉冲宽度随频率变化曲线与理论计算得到的灵敏度随频率变化曲线规律一致。

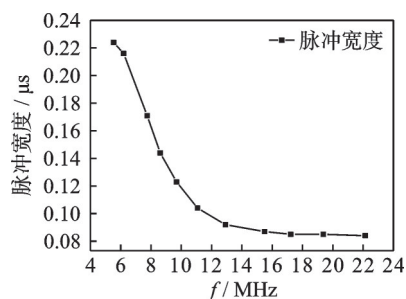


图8 脉冲宽度随频率变化曲线

Fig.8 Curves of pulse width varying with frequency

随后,验证附着不同厚度冰层的脉冲回波幅值变化,参照明冰和霜冰衰减系数,取冰层衰减 $\alpha = 0.4 \text{ dB/cm}$ ,加载电压为1.5 V。不同结冰厚度的脉冲回波信号如图9所示。当冰层厚度在0.4~2.0 mm时,冰层的回波信号峰值逐渐减小,幅值衰减趋势符合理论;当冰层厚度较薄为0.2 mm时,冰层回波与结构重叠,导致冰的幅值部分嵌入结构幅值中,结构幅值增大、冰层幅值减小。

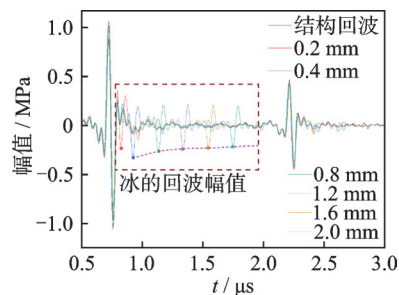


图9 不同结冰厚度的脉冲回波信号

Fig.9 Pulse echo signals of different ice thickness

对仿真结果分析可知,脉冲回波的脉冲宽度越窄,探测最薄结冰厚度的能力越强,即超声换能器的中心频率越高,探测灵敏度就越高。对于脉冲回波的幅值衰减,由于计算时添加的冰层表面光滑平整,不受表面粗糙度或水膜的影响,因此随着冰层厚度增长,信号的幅值衰减不明显。

## 2 结冰探测实验

### 2.1 超声换能器实验准备

基于理论和仿真分析得到的结构参数制备超声换能器,由于超声结冰探测实验需要采用缩比机翼模型,为保证换能器尺寸足够小,不对换能器进行封装,压电元件厚度为0.1 mm,边长为4 mm,背衬材料厚度为3 mm。换能器成品图如图10所示。

采用阻抗分析仪测试自主制备的换能器中心频率,实验测得电阻抗-相位角曲线如图11所示,可得中心频率 $f_c$ 为14.528 MHz。



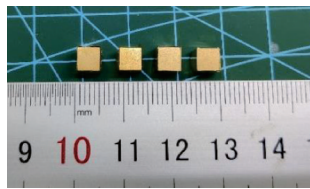


图 10 换能器成品图

Fig.10 Picture of finished transducer

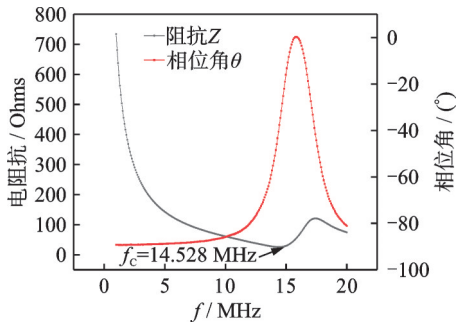


图 11 实验测得电阻抗-相位角曲线

Fig.11 Curves of electrical impedance-phase angle measured by experiments

2.2 超声波结冰探测实验

结冰探测实验在南京航空航天大学结冰研究风洞中进行,测试段长宽高分别为 0.5 m×0.4 m×0.3 m。测试样件为展长 0.29 m、弦长 0.33 m 的 NACA 0012 型直翼型样件,机翼前缘材料为 7075 航空铝材。图 12 为传感器在机翼前缘安装示意图,前缘沿展向分为 3 部分。图 12(a)中,中间部分为粘有超声换能器的试验段;图 12(b)中,在机翼内部前缘靠近驻点有平面凸台,以供安装换能器,凸台厚度为 4.5 mm;图 12(c)为中间段机翼加工实物图。

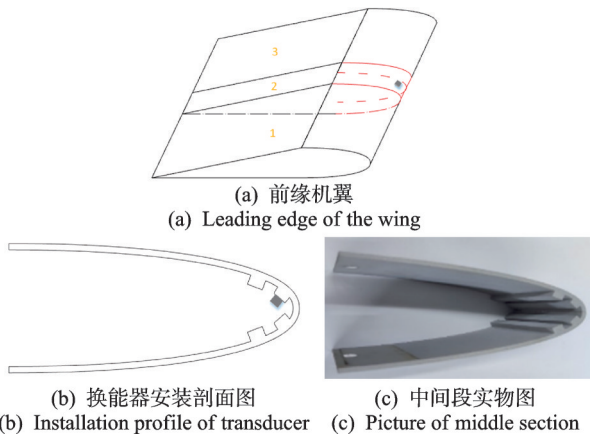


图 12 传感器在机翼前缘安装示意图

Fig.12 Diagram of transducer mounted on the leading edge of wing

超声结冰探测系统如图 13 所示,由四通道图像信号集成化系统、显示器、机翼、超声换能器和冰构成。图像信号集成化系统具有发生脉冲激励和超声

信号采集的功能,可同时检测 4 个通道超声换能器的脉冲回波信号,并实时存储数据。

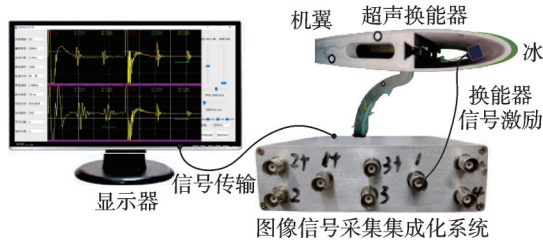


图 13 超声结冰测试系统

Fig.13 Ultrasonic icing test system

首先,标定不同温度下冰层中的声速。为使地面标定的冰层孔隙率与风洞喷雾结冰的孔隙率更为接近,采用超声雾化器喷雾结冰,产生的喷雾直径为 25 μm。夹持式结冰声速标定模型如图 14 所示。当雾化器喷雾结冰后,采用铝板双层夹持,以保证结冰厚度一致。

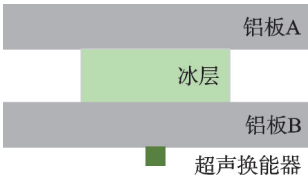


图 14 夹持式结冰声速标定模型

Fig.14 Calibration model of icing sound velocity by clamping

根据式(1)求得特定温度下冰层中的声速。不同结冰温度下脉冲回波信号如图 15 所示。纵波声速随温度变化如图 16 所示。

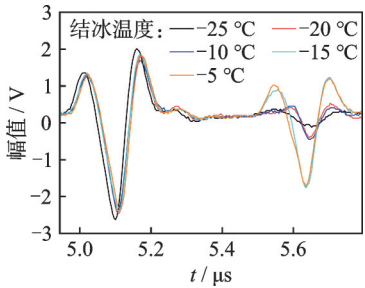


图 15 不同结冰温度下脉冲回波信号

Fig.15 Pulse echo signals at different freezing temperatures

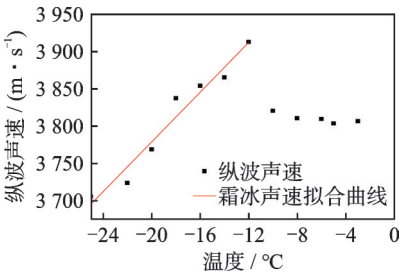


图 16 纵波声速随温度变化

Fig.16 Velocities of wave sound varying with temperature

可以看出,当温度低于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,冰内纵波声速随温度升高而增大;当温度高于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,冰内纵波声速稳定在 $3\,800\text{ m/s}$ ,不随温度变化而变化;受系统采样频率影响,实验结果处理绝对误差为 $\pm 15\text{ m/s}$ 。通过计算可得, $-5$ 、 $-10$ 、 $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度下的纵波声速分别为 $3\,803.07$ 、 $3\,820.13$ 、 $3\,861.64\text{ m/s}$ 。

然后,在结冰风洞中进行超声波结冰探测实验,实验风速为 $50\text{ m/s}$ 、液态水含量为 $0.8\text{ g/cm}^3$ 、平均体积直径为 $25\text{ }\mu\text{m}$ 、温度分别为 $-5$ 、 $-10$ 、 $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在实验过程中,超声信号探测系统始终处于开启状态,因而喷雾结冰时可实时检测产生的结冰信号;当检测到的脉冲回波信号幅值衰减至即将无法识别时,停止喷雾结冰,由此记录结冰增长的整个过程。 $0.34\text{ mm}$ 结冰回波信号如图17所示,即明冰状态下冰层厚度为 $0.34\text{ mm}$ 的信号。将结冰后的脉冲回波信号与初始未结冰信号进行对比,可计算出冰厚数据。

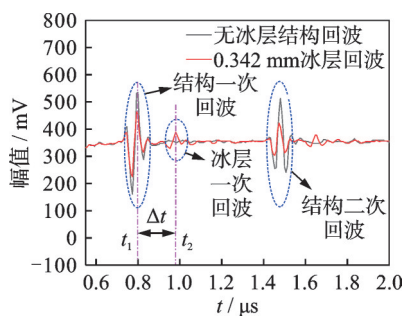


图17 0.34 mm 结冰回波信号

Fig.17 Ice echo signals of 0.34 mm

在 $-5$ 、 $-10$ 、 $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的结冰环境温度下,引入温度对声速进行修正,可得超声换能器探测到的冰层最薄分别为 $0.13$ 、 $0.15$ 、 $0.13\text{ mm}$ ;冰层探测最大范围分别为 $2.36$ 、 $1.58$ 、 $1.18\text{ mm}$ 。实验测得的冰厚灵敏度与最大深度见表2。

表2 冰厚灵敏度与最大深度

Tab.2 Resolution and maximum depth of ice thickness

温度/ $^{\circ}\text{C}$	冰厚灵敏度/ $\text{mm}$	冰厚最大深度/ $\text{mm}$
$-5$	0.13	2.36
$-10$	0.15	1.58
$-15$	0.13	1.18

不同温度下结冰增长曲线如图18所示。结冰厚度探测实验结果表明,超声换能器探测冰厚的灵敏度受结冰类型即温度的影响较小,无论明冰还是霜冰状态下,最薄冰层厚度均可达 $0.13\text{ mm}$ 。其中, $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 混合冰的冰厚探测灵敏度较大,这主要是由于初始喷雾结冰时,机翼表面结冰不均匀,造成冰的回波信号与结构回波发生混叠,冰厚计算产生误差。

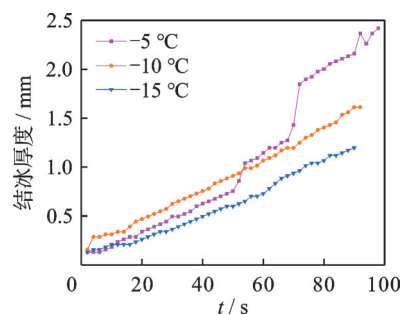


图18 不同温度下结冰增长曲线

Fig.18 Icing growth curves at different temperatures

提取图17中脉冲回波信号的冰幅值,可得如图19所示的不同温度下冰的回波幅值衰减。由图19可以看出,机翼前缘刚开始出现结冰时的幅值衰减特性与结冰逐渐稳定时的数据并不一致。幅值变化过程主要表现出以下特征:①初始结冰时,即 $30\text{ s}$ 之前,冰的回波幅值波动较大,幅值变化规律性不明显;②结冰发生在 $30\sim 47\text{ s}$ ,不同温度下的脉冲回波信号幅值呈现出一致的先剧烈下降后增长的趋势,幅值衰减在 $47\text{ s}$ 后逐渐稳定;③相同结冰时间内,霜冰的幅值衰减程度比明冰剧烈。

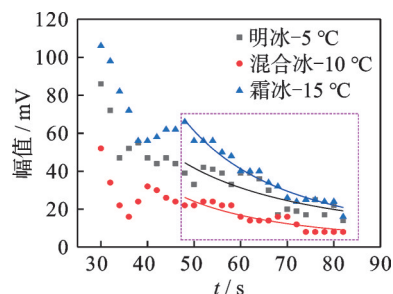


图19 不同温度下冰的回波幅值衰减

Fig.19 Attenuation of echo amplitude of ice at different temperatures

对于幅值波动及不同温度下的幅值衰减程度差异,主要原因可解释为:

1) 由式(3)、(4)的声压反射系数与透射系数可知,当出现冰层时,部分声波透射进冰层、部分声波反射回来被接收,因而超声信号能量减小、脉冲回波幅值减小;

2) 结冰风洞中通过喷雾方式结冰,在结冰 $30\sim 47\text{ s}$ 内,由于产生的冰晶颗粒比较稀疏,导致超声信号在冰晶颗粒中发生严重散射衰减;随着结冰厚度增长,即 $47\text{ s}$ 后,冰层表面冰晶颗粒分布逐渐均匀,因而散射衰减作用减弱,超声信号衰减趋于平缓;

3) 超声换能器测量的厚度信号为对应晶元面积区域的平均值,而结冰风洞中机翼表面结冰具有一定粗糙度,甚至出现不同形貌的冰形。因此,信号幅值在幅值衰减稳定后也会出现小范围波动<sup>[10]</sup>。

### 3 结 论

1) 通过超声波结冰探测理论研究、超声换能器仿真设计、制备技术研究和结冰风洞实验研究,验证了自主研制的超声换能器结冰探测性能。

2) 不同温度下,超声换能器测量冰厚的灵敏度一致,明冰的最大测量深度要大于霜冰;超声换能器的中心频率越高,探测灵敏度越高,通过温度修正声速可提高冰厚探测精度;通过降低超声换能器的中心频率,可提高冰厚探测深度。

3) 超声探测具有保形、实时测量的特点,可实现机翼表面的结冰厚度定量测量。

### 参 考 文 献

- [1] POTAPCZUK M G, AFFILIATIONS A. Aircraft icing research at NASA Glenn research center[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 26(2): 260-276.
- [2] REEHORST A, CHUNG J, POTAPCZUK M, et al. Study of icing effects on performance and controllability of an accident aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2015, 37(2): 253-259.
- [3] 王翊, 孔维梁, 陈航, 等. 面向自然结冰试飞评估的冰形增长规律[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(31): 13040-13046.  
WANG Yi, KONG Weiliang, CHEN Hang, et al. Growth law of ice shape on aircraft for the evaluation of icing flight test[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(31): 13040-13046.(in Chinese)
- [4] BRAGG M B, GREGOREK G M, LEE J D. Airfoil aerodynamics in icing conditions[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(1): 76-81.
- [5] 王岩, 王渊, 朱程香, 等. 谐振式飞机结冰探测传感器仿真及实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 267-273.  
WANG Yan, WANG Yuan, ZHU Chengxiang, et al. Simulation and experimental study of aircraft icing detection sensor by resonant[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 267-273.(in Chinese)
- [6] HONNEROVÁ P, VESELÝ Z, HONNER M. Experimental mathematical model as a generalization of sensitivity analysis of high temperature spectral emissivity measurement method[J]. Measurement, 2016, 90: 475-482.
- [7] RIEMAN L, GUK E, KIM T, et al. Development of a novel multi-channel thermocouple array sensor for in-situ monitoring of ice accretion[J]. Sensors, 2020, 20(8): 2165.
- [8] ZHAO X, ROSE J L. Ultrasonic guided wave tomography for ice detection[J]. Ultrasonics, 2016, 67: 212-219.
- [9] HANSMAN J R, KIRBY M. Measurement of ice accretion using ultrasonic pulse-echo techniques[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(6): 530-535.
- [10] WANG Y, ZHANG Y, WANG Y, et al. Quantitative measurement method for ice roughness on an aircraft surface[J]. Aerospace, 2022, 9(12): 739.
- [11] LIU Y, BOND L J, HU H. Ultrasonic-attenuation-based technique for ice characterization pertinent to aircraft icing phenomena[J]. AIAA Journal, 2017, 55(5): 1-8.
- [12] REEHORST A L, RICHTER G P. New methods and materials for molding and casting ice formations: NASA-TM-100126[R]. Cleveland, Ohio: NASA, 1987: 87N29470.
- [13] LEE S, BROEREN A P, KREEGER R E, et al. Implementation and validation of 3-D ice accretion measurement methodology[C]//6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2014: 2613.
- [14] American Society of Motor Vehicle Engineers. SAE AS5498 minimum operational performance specification for in-flight icing detection systems[S]. [S.l.]: SAE International, 2022.
- [15] CHO E, PARK G, LEE J W, et al. Effect of alumina composition and surface integrity in alumina/epoxy composites on the ultrasonic attenuation properties[J]. Ultrasonics, 2016, 66: 133-139.
- [16] 黄磊. 超声平面非聚焦探头的声场特性[J]. 无损探伤, 2005, 29(3): 16-17.  
HUANG Lei. Acoustic field characteristics of planar non-focusing ultrasonic probes[J]. Nondestructive Inspection, 2005, 29(3): 16-17.(in Chinese)



**第一作者简介:**王岩,男,1997年3月生,博士生。主要研究方向为超声探测与飞机防/除冰技术。曾发表《谐振式飞机结冰探测传感器仿真及实验研究》(《南京航空航天大学学报》2022年第54卷第2期)等论文。

E-mail: ywang999@nuaa.edu.cn

**通信作者简介:**朱春玲,女,1968年4月生,博士、教授、博士生导师。主要研究方向为飞行器环境控制、飞行器防除冰系统理论和测试方法研究、制冷与空调工程等。

E-mail: clzhu@nuaa.edu.cn