

基于碳纳米管薄膜的新型电热防除冰系统设计及其应用性能

解傲寒 李梦 赵欣 黄成超 徐梓轩

(中国民用航空飞行学院, 广汉 618307)

文 摘 对新型化学气相沉积法(CVD法)制备的碳纳米管薄膜(CNTF)的相结构和微观形貌进行了表征。根据CNTF内的碳纳米管杂乱交错,排列无规则,但孔隙率较高的微观结构特点,提出了基于这种CNTF的飞机电热防除冰系统的设计方案及其制备工艺流程。该方案采用了CNTF和环氧树脂等轻质材料,对样品制备工艺进行了探讨和优化。通过电发热特性测试及防除冰功能测试对此种新型电热防除冰系统样件的电热性能进行了研究。试验结果表明,此种新型电热防除冰系统结构简单,质量小,易于与飞机铝合金蒙皮相结合,有利于减小飞机空重,降低飞行成本;在电热过程中获得的有效平均温度为47℃,可有效地加快冰层融化,在实际应用中具有良好的前景。

关键词 碳纳米管薄膜,飞机防除冰,电热系统,环氧树脂

中图分类号:TB33/V25

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2022.03.007

Design and Application Performance of A Novel Electro-thermal Anti Deicing System Based on Carbon Nanotube Film

XIE Aohan LI Meng ZHAO Xin HUANG Chengchao XU Zixuan

(Civil Aviation Flight University of China, GuangHan 618307)

Abstract Phase structure and micro-morphology of carbon nanotube film (CNTF) prepared with the chemical vapor deposition (CVD) method were characterized. According to the micro-structure characteristics of carbon nanotubes in CNTF, which are disordered and arranged irregularly, but have high porosity, the design scheme and preparation process of aircraft electro-thermal anti-icing system based on CNTF are proposed. In this program, light materials such as CNTF and epoxy resin were used, and the sample preparation process was discussed and optimized. The electro-thermal performance of this new type of electro-thermal anti-icing system's sample was studied through the test of electro-thermal heating characteristics and anti-icing function tests. The results show that this new type of electro-thermal anti-icing system has simple structure and light weight, and is easy to be combined with aircraft aluminum alloy skin, which is conducive to reducing aircraft empty weight and flight cost. The effective average temperature obtained in the electric heating process is 47℃, which can effectively accelerate the melting of ice layer and has a good prospect in practical application.

Key words CNTF, Aircraft deicing, Electro-thermal system, Epoxy resin

0 引言

飞机动态结冰是指过冷液滴、冰晶或其混合相在飞行中的飞机表面凝结聚集的现象。当发生飞机结冰时,冰层会改变飞机的气动外形甚至是引起作动面的冻结卡阻,给飞行安全造成严重的威胁。

为了应对飞机结冰问题,现代飞机常采用主动

式和被动式两大类的防除冰技术^[1]。被动式防除冰包括疏水涂层和磁诱导等具体技术,这些技术通过提高飞机机体表面材料的疏水性来防止过冷水滴在飞机表面形成驻留聚集。由于现有技术处理后机体表面材料的耐久性和防除冰可靠性仍较低,被动式防冰技术目前还没有成为相关技术领域的主流。主

收稿日期:2020-11-16

基金项目:结冰与防除冰国家重点实验室开放课题(IADL2019040)

第一作者简介:解傲寒,1995年出生,硕士研究生,主要从事飞机电热防除冰方向研究。E-mail:xie.aohan@qq.com

动式防除冰主要包括机械防除冰、液体防除冰和热力防除冰等几类技术。其中,电热防除冰技术具有热效率高、响应速度快、结构简单、局部温度更易控制、清洁环保等一系列优点^[2],在工程当中得到了较多的应用。电热防除冰技术^[3-4],是将电能转化为热能,使热能转移到固壁表面,蒸发液滴或融化冰层,然后通过飞机飞行时的离心力或气动力将液滴或冰移除的防除冰技术。电热防除冰系统主要具有3种功能:(1)蒸发飞机表面聚集的液滴;(2)防止撞击到飞机表面的过冷水滴发生冻结;(3)融化飞机表面已经形成的冰层,破坏冰层与机体表面的粘附力^[5]。本质上,电热防除冰系统就是一套电加热装置,这套装置的核心部分是电发热材料。随着全电飞机及无人机等新型航空器的蓬勃发展,结构质量小、飞行载荷低的电热防除冰系统越来越受到人们的青睐,对电发热材料的研究也逐渐从传统金属类材料发展到陶瓷类无机材料。

在实际电热防除冰技术的应用中,BUTORA等人开发了一种低功耗的电热防除冰系统(LEDPA)^[1],该系统由两个加热单元、电子控制器、储能单元、驾驶舱控制单元等部分组成,其平均能耗仅为9.7 W/cm²。英国GKN宇航公司开发了一种全新的金属沉积技术,即把液态金属直接喷涂到玻璃纤维织物上形成导电层,再通过持续的电加热产生均匀的热量作用到复合材料的机翼前缘^[6]。2012年,马莉娅等人首次在国内提出了用碳纤维复合材料作为电热防除冰技术的技术方案,该方案采用了包括加热层、外表层、胶粘层、绝缘支撑层和隔热层的多层结构,并通过计算和实验验证了方案的可行性^[7]。上述系统虽然降低了能耗,但结构都较为复杂,容易产生故障。而且,复杂的结构会使得电热防除冰系统质量增大,这将增大飞机空重,增大飞行载荷,降低经济效率。

另一方面,随着对碳纳米管(CNT)研究的不断深入,人们发现由碳纳米管制备的全碳薄膜材料表现出了极低的电阻率和很高的导热系数^[8-11],容易实现性能的设计和调控,而且一般能够和具有复杂外形的航空复合材料结合在一起,在飞机电热防除冰领域表现出了美好的应用前景。本文主要介绍了一种基于碳纳米管薄膜的结构简单、能耗较低的飞机电热防除冰系统,并对该系统的电热特性及融冰性能进行了实验表征。

1 实验

1.1 电热系统的设计与样件制备

1.1.1 碳纳米管薄膜的选用及发热薄膜的形状与尺寸

本文所介绍的基于碳纳米管薄膜的飞机电热系统采用四川福莱特科技有限公司提供的FLE-02型大面积连续碳纳米管柔性薄膜材料(CNTF)作为发热薄膜,此型CNTF由化学气相沉积(CVD)方法制成的。该型CNTF的电导率约为 $(3\sim 8)\times 10^4$ S/m,较大的电阻可以保证在相同电流下,产生较大的功率,获得更多的热能,有利于进行防除冰工作。该型CNTF厚度仅为10~20 μm,拉伸强度约为60~120 MPa。其柔韧性良好,在180°条件下折叠 1×10^4 次不出现明显破损,有利于将CNTF复合到飞机机翼等曲面结构上。同时,该型CNTF为工业级产品,在生产过程中材料的各项理化指标稳定。

作为电发热材料的CNTF的形状设计及尺寸如图1所示。这种“2”字形的发热薄膜具有的两端电阻约为8.5 Ω,比整体尺寸大小(30 mm×50 mm)相近的同种矩形发热薄膜的两端电阻(4.4 Ω)更高,在满足通电发热的功率要求时,可以使用较小的系统电流,有利于保护系统电路中的其他元器件,同时还能在一定程度上节约价格昂贵的大尺寸CNTF的用量。在有需要的情况下,可以通过串联的方式比较方便地增大发热体面积。

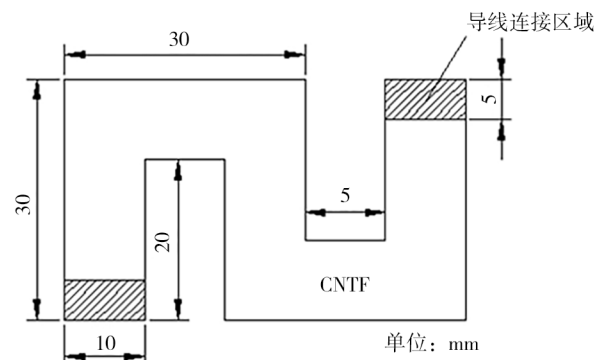


图1 发热薄膜的形状与尺寸

Fig. 1 Shape and size of heating film

1.1.2 电热系统的电路与结构设计

整套电热系统布置在作为飞机气动承载结构的航空铝合金蒙皮内侧,通电后CNTF发热,热量通过导热性能良好的铝合金蒙皮传导到飞机机体外表面,实现防除冰功能。为了实现安全用电并避免在工作时过多地消耗机载电能,影响飞机的工作性能,采用28 V航空直流电源作为系统电源。根据某型飞机《飞行员操作手册》的要求,在结冰条件下持续运行的防除冰系统应理想地保持大约38~54 °C的表面温度^[12],选择关断温度为55 °C的PTC(Positive Temperature Coefficient)常闭串联式陶瓷控温开关来保证通电后系统中CNTF的发热温度维持在55 °C左右。结构方面,为了实现飞机承载结构和电热防除

冰功能的一体化,采取将CNTF通过树脂直接粘附在航空铝合金蒙皮内侧的方案,防止电热系统接通后,飞机机体结构带电。为保护发热薄膜材料,设计使用一层玻璃纤维增强的环氧树脂基复合材料布对内侧裸露的薄膜材料进行粘贴遮盖。构建起的电热系统的电路与结构如图2所示。

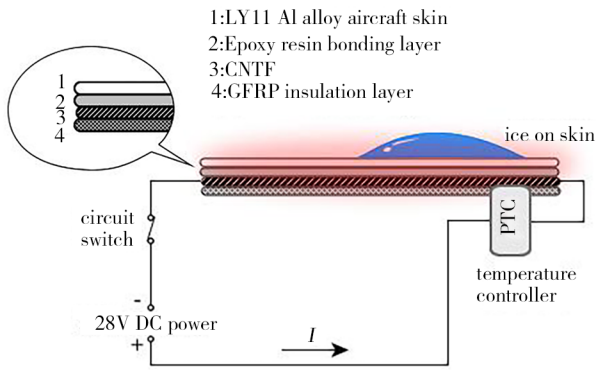


图2 电热系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of electric heating system

1.1.3 电热系统的样件制备

依据图2所示的设计方案制备的电热系统样件见图3。其中树脂粘接层所用树脂由E-44环氧基料和650固化剂按照质量比1:1的比例均匀调和制得。采用厚度为1 mm的LY11铝合金板材制作电热系统样件中的航空铝合金蒙皮(简称蒙皮)部分,铝合金板的面积为10 cm×10 cm。

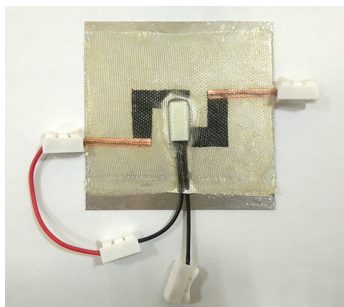


图3 电热系统样件的外观图

Fig. 3 Appearance drawing of electric heating system sample

首先使用无水乙醇对铝合金板进行清洗,除去其表面的油脂等杂质。然后在铝合金板代表机体内侧的一面涂覆粘接树脂1.5 g,通过涂膜器将树脂层的湿膜的宽度及厚度分别控制在8 cm和75 μm。将涂覆了树脂的铝合金板放入烘箱中在30 °C的无鼓风条件下预固化2 h。取出自然冷却后,在树脂涂层上铺贴如图1所示的发热薄膜,使薄膜靠近铝合金板的表面与树脂涂层紧密地贴合。然后将上述物料放入烘箱中在60 °C的无鼓风条件下保温2 h,实现树脂层的完全固化。树脂涂层完全固化后,使用A528单组分石墨导电胶(Ausbond, Shenzhen)将铜箔(0.05

mm, 99.99wt% Cu)与导线接头粘接在碳纳米管薄膜上,铜箔的尺寸与图1中的导线连接区域相同。使用同样的导电胶将开关温度为55 °C的常闭式PTC温度开关粘接在碳纳米管薄膜层中部位置,构建起图2所示的电路。然后将一层10 cm×8 cm的涂有150 μm厚的环氧树脂涂层的玻璃纤维带覆盖在整个电热系统上,如图3所示。最后将上述物料放入烘箱中在60 °C的无鼓风条件下保温2 h,实现玻璃纤维带与环氧树脂涂层的完全固化。玻璃纤维带与环氧树脂涂层固化后可对发热薄膜形成保护。

1.2 分析与测试

1.2.1 CNTF的微观表征

采用Bruker D8 ADVANCE型X射线衍射在2θ=5~85°范围内对选用的CNTF进行分析来表征其物相。使用FEI Inspect F50场发射扫描电子显微镜观察选用的CNTF的微观形貌。

1.2.2 电热系统质量称量

采用YH-A1003型电子天平对没有进行电热防除冰系统铺设的空白铝合金板和电热防除冰系统样件进行称量,精度为1 mg。

1.2.3 涂层附着力测试

采用《ASTM D 3359—2002用胶带测试测量附着力的标准方法》中的划×法对在常温下附着在铝合金板材上的环氧树脂涂层进行附着力测试^[13]。将测试结果与标准对比,然后对附着力等级进行评价。标准等级由低到高分为:0A、1A、2A、3A、4A、5A。其中3A~5A级为可接受等级。

1.2.4 电发热性能测试

使用同门科技直流稳压电源eTM-305P。该数字型电源可调电压精度为0.01 V,可调电流精度为1 mA。将电压设置为28.00 V,设置不同大小的电流测试不同功率下电热系统的发热情况。

如图4所示,在蒙皮外侧表面均匀划分网格,网格的纵横间距均为10 mm,将5个K型热电偶测温探头粘贴安装在图中所示的各个位置上,再通过K型测温线将测温探头连接到开普森YET-610测温仪记录各位置温度,将某时刻在5个测温点获得的温度平均值作为该时刻蒙皮外层表面温度。

使用HT-102型红外热成像仪拍摄发热体在发热过程中的如图3所示蒙皮外侧的温度分布情况。拍摄时将摄像头置于样件正上方30 cm处进行拍摄。

在由空调调节的20 °C的环境温度中,将飞机承载结构和防除冰功能一体化复合材料同外部直流28.00 V电源连接。打开开关后,电热系统开始发热,记录不同电流下电热系统结冰一侧的温度和发热时间。

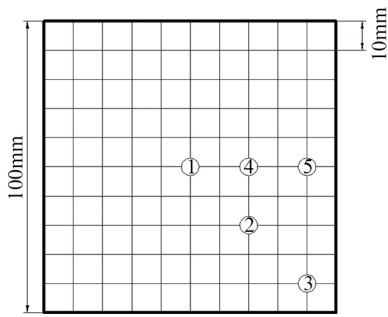


图4 测温探头的安装位置

Fig. 4 Installation position of temperature probe

1.2.5 防除冰性能测试

使用电子天平称量不同质量的蒸馏水置于直径为2.8 cm的圆柱形塑料小杯中。将称量好的不同质量的蒸馏水放置于-12 °C的冰箱冷冻室中冻结2 h制作测试所用的不同质量的冰块。在由空调调节的20 °C的环境温度中,将电热系统样件同eTM-305P型直流稳压电源连接,设置电压为28.00 V。分别用镊子将不同质量的冰块迅速放置到电热系统样件航空铝合金蒙皮外表面的中心区域,分别记录不同质量的冰块在电热系统不通电条件下的自然融化的时间,以及不同质量的冰块在系统通电后不同热流密度条件下的完全融化时间。

2 结果与讨论

2.1 CNTF的微观特征

图5为CNTF的XRD谱线。研究表明,CNTF的波峰相对较宽,说明其晶粒细小、相对结晶度较低,是纳米级的混合晶体。对比石墨的XRD标准图谱,二者的 2θ 值都出现在 26° 附近,说明CNTF的成分与石墨成分一致。CNTF峰值相对石墨偏左,说明其内部含有少量非定型碳或是制备过程中所加入的催化剂中含有少量杂质。

图6为CNTF的表面SEM形貌(加速电压10.00 kV)。由图6(a)可知,碳纳米管薄膜内的碳纳米管杂

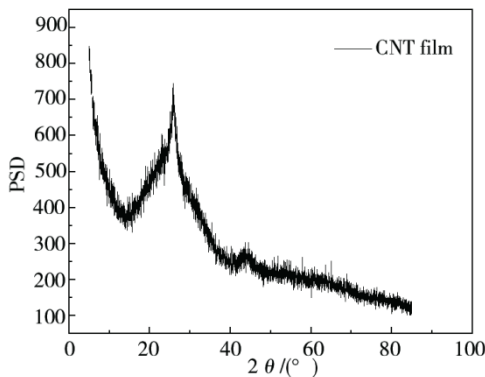
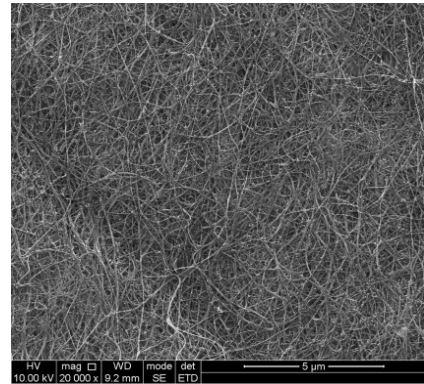


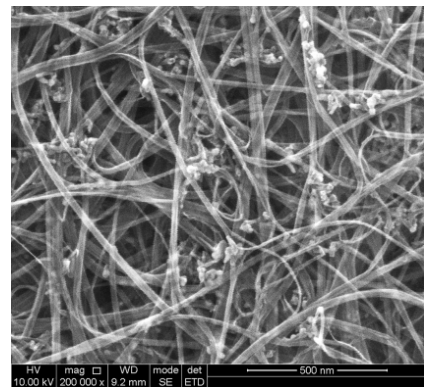
图5 CNTF的XRD谱线

Fig. 5 XRD of CNTF

乱交错,排列无规则,但其孔隙率较高。CNTF的微观形貌有利于其与环氧树脂共固化时,环氧树脂分子充分进入碳纳米管薄膜,进而可提高碳纳米管薄膜与树脂基体的结合力,并且还能够提高胶接层合材料本身的韧性。从图6(b)可见,在碳纳米管上还附着一些纳米级的杂质,分析认为,这是通过CVD法制备碳纳米管薄膜时残留的部分金属催化剂^[14]。



(a) 2×10^4



(b) 2×10^5

图6 CNTF的SEM形貌

Fig. 6 SEM morphology of CNTF

2.2 电热系统质量

对铝合金板进行3次称量,取平均值得到铝合金板的质量 $M_{\text{铝板}}=26.413 \text{ g}$ 。对电热防除冰系统样件进行3次称量,取平均值得到电热防除冰系统样件的质量 $M_{\text{样件}}=34.454 \text{ g}$ 。根据计算式 $M_{\text{系统}}=M_{\text{样件}}-M_{\text{铝板}}$,得到电热系统质量 $M_{\text{系统}}=8.041 \text{ g}$ 。

2.3 涂层附着力

常温下测试结果如图7所示。测试结果同标准对比后,可以认为环氧树脂涂层在铝合金板材上的附着力级别到达5A级,即附着力最强级别。极强的附着力可以保证电热系统与铝合金板材的结合足够稳定,当飞机飞行时,遇到较大的不稳定的气流产生震动时,飞机承载结构与防除冰功能一体化材料随飞机震动而被震动时,电热系统与铝合金板材也不会脱离,可以稳定的实现防除冰功能。

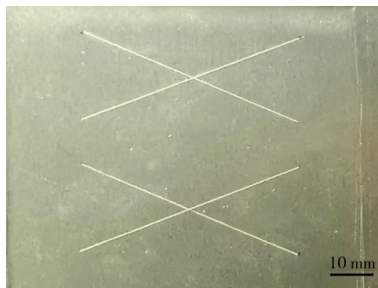
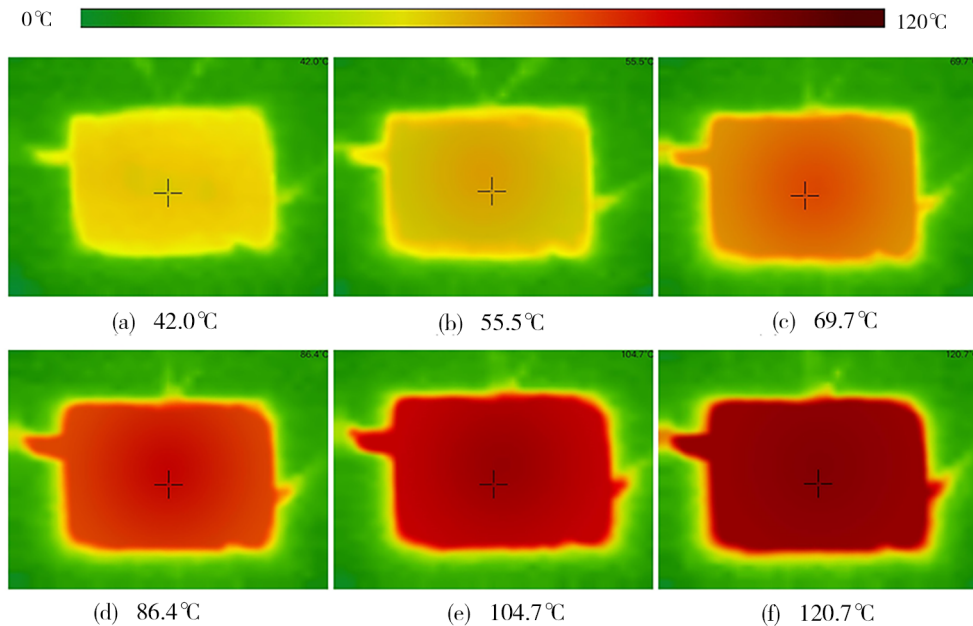


图7 附着力测试结果

Fig. 7 Adhesion test results



标注温度为“十”字标线处的实测温度。

图8 以不同电源参数直接加热时蒙皮外表面的温度分布情况

Fig. 8 Temperature distribution of the outer surface of skin when directly heated with different power parameters

从图8可见,在不同电源参数下,蒙皮表面的温度分布都较为均匀。这说明主要发热材料CNTF的面积虽然比较小,但是由于铝合金板材是热的良导体,使得由CNTF所产生的热量比较均匀地分布到了电热系统样件蒙皮外表面上,这种较为均匀的板面温度分布有利于电热系统达到良好的防除冰性能。

电热系统的热流密度由下列公式计算:

$$Q=P/(At) \quad (1)$$

式中, Q 为热流密度, P 为发热功, A 是铝合金蒙皮面积, t 是加热时间。由此可得,电源电压为28.00 V时,设置1.000、1.200、1.400、1.600、1.800、2.000 A电流时获得的热流密度分别为828、1 193、1 612、2 145、2 772、3 324 W/m^2 。

在不通过PTC控温开关进行控制时,得到的不同热流密度下电热系统温度与加热时间的关系如图9所示。可以看出,在20 °C的室温中,电热系统通电后,蒙皮表面温度开始迅速上升,达到一定程度后,温度上升趋于平缓。当热流密度达到1 193 W/m^2 时,

2.4 电发热特性

在不通过PTC控温开关进行温度控制,即接通电路直接加热时,可视为将图4中的PTC去掉,然后将图4所示电路中原PTC两端的导线直接连接在了一起。在此条件下,将电源电压设置固定在28.00 V,电流分别设置为1.000、1.200、1.400、1.600、1.800、2.000 A,当温度上升速度变得非常缓慢时,使用HT-102型红外热成像仪对蒙皮外表面的温度分布分别进行红外成像拍摄图,结果如图8所示。

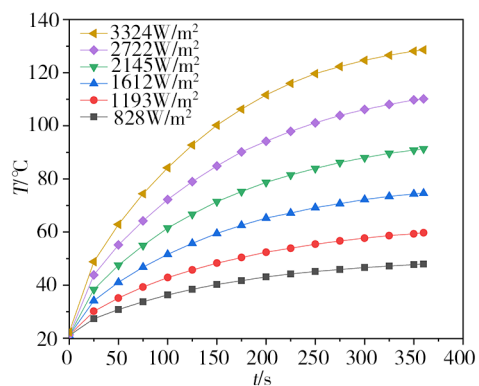
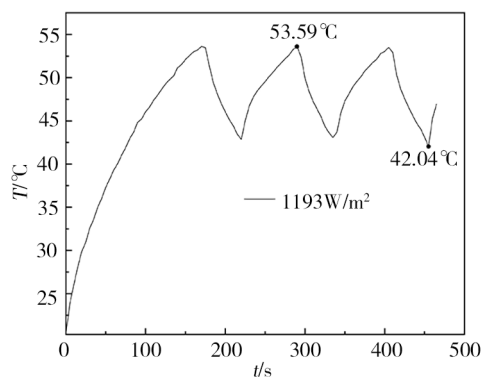


图9 不同热流密度条件下直接加热时蒙皮表面温度与加热时间的关系

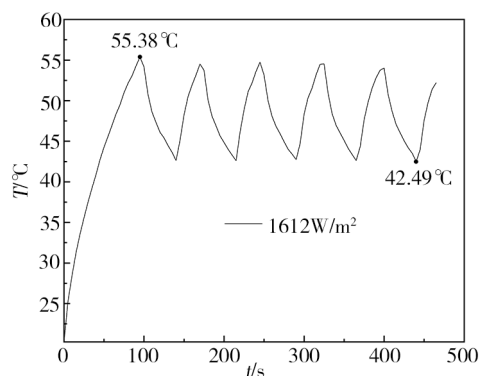
Fig. 9 Relationship between skin surface temperature and heating time during direct heating under different heat flux

蒙皮表面温度平衡之后已基本能够达到电热系统设计的控温温度值。随热流密度增大,加热时温度上升的速度越快,所能达到的平衡温度也越高。因此,在结冰条件下,通过电源参数调节,蒙皮表面完全可以通过电加热达到设计的平衡温度值。

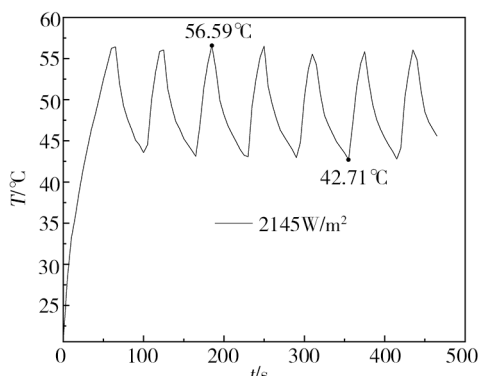
按照图4将55℃的PTC控温开关接入电路中,进行温度控制。得到存在温度控制时不同热流密度条件下蒙皮表面温度与加热时间的关系(图10)。



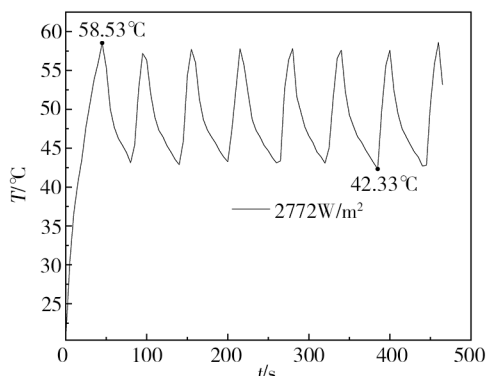
(a) 1 193 W/m²



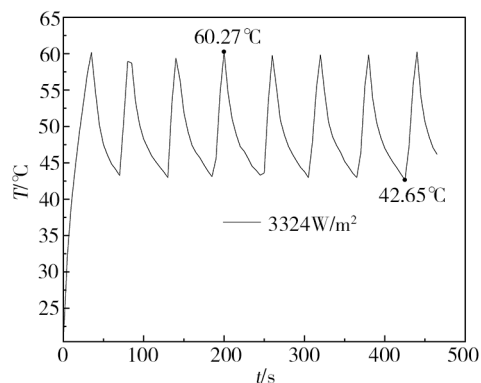
(b) 1 612 W/m²



(c) 2 145 W/m²



(d) 2 772 W/m²



(e) 3 324 W/m²

图10 不同热流密度下控温加热时蒙皮表面温度与加热时间的关系

Fig. 10 Relationship between skin surface temperature and heating time during controlled heating under different heat flux

研究表明,在加热过程中,由于受到PTC的控温作用,温度曲上升到达控温值之后是波动变化的,热流密度越低,温度值波动变化的范围越小,即温度波动幅度越小。这是因为较大的热流密度使得温度以较大的速率上升,在温度刚刚达到控温值时,控温开关还未断开,产生了较多的热量。控温开关断开后,这些热量会使测得的发热温度继续以较大的幅度上冲。

电热系统蒙皮表面的平均有效温度计算公式为:

$$\bar{T} = \frac{\int_0^t T(t) dt}{t} \quad (2)$$

式中, $T(t)$ 是蒙皮表面温度与加热时间的函数, t 取初始温度上升第一次达到最大值之时。

由式(2)计算得出热流密度分别为1 193、1 612、2 145、2 772、3 324 W/m²时蒙皮表面的平均有效温度分别为47.89、48.11、48.64、46.79和45.66℃。这说明在不同热流密度条件下,加热的有效平均温度是基本一致的,且这些平均有效温度的数值处于38~54℃的设计发热温度区间当中。由此可以认为,在热流密度足够大,使得电热系统蒙皮表面的实际发热温度达到55℃以上时,电热系统的发热性能是符合设计要求的。

2.5 防除冰性能

不同质量的冰块在电热系统不通电条件下的自然融化时间,以及电热系统通电后不同热流密度下的完全融化时间如图11所示。可以看出,冰块在加热条件下的融化时间相比不加热时的自然融化时间大大缩短,说明该电热系统的融冰效果是较为显著的。当冰块质量相同时,逐渐增加热流密度,冰块融化所需的时间逐渐缩短,且呈一定的线性关系。当

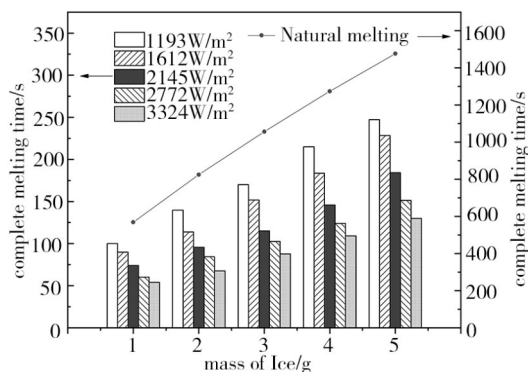


图 11 不同质量冰块完全融化时间

Fig. 11 Complete melting time of ice cubes with different masses

热流密度不变时,增加冰块质量,扣除电热系统蒙皮表面从 20 °C 上升到平衡温度的时间,冰块融化所需的时间也基本呈线性增长。而且,随着热流密度的增大,电热系统蒙皮表面从 20 °C 上升到平衡温度所需的时间逐渐缩小。上述研究表明,设计构建的电热系统在通电发热的过程中,其输出热量的过程是稳定的,输出热量的速度与大小主要由不同电源参数条件下的热流密度所决定。

3 结论

(1) 相较于常见的基于金属发热体电热系统,本研究设计构建的基于碳纳米管薄膜发热体的电热系统的结构简单,主要由轻质材料组成,可以与飞机铝合金蒙皮比较方便地结合在一起,有利于减小飞机空重,降低飞行成本。

(2) 系统的通电发热过程较为稳定,在不通过 PTC 控温开关进行控制时,不同热流密度系统升温趋势都较快达到平衡温度并保持,热流密度达到 1 193 W/m² 以上时,平衡温度即可达到 55 °C 以上。在通过 PTC 控温开关控制的实际电热过程中获得的有效平均温度 47 °C,达到了设计目标,能够有效地防止过冷水在机体表面结冰或有效地去除已凝固的冰层。

针对不同的应用场景,可以根据实际飞行所需要热流密度大小和可用于电热防除冰电能来设计计算 CNTF 发热体的尺寸及铺贴排布形式,以达到重量轻、防除冰效率高的目的,具有良好的应用前景。

参考文献

[1] BOTURA G, FLOSDORF D, SWEET D. Concept development of low power electrothermal deicing system [C]// Aiaa Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2013.

[2] 高磊,郑高翔,党凡. 浅析复合材料电防/除冰工程应用[J]. 科技信息, 2013, 12:361.

GAO L, ZHENG G X, DANG F. Analysis on the application of composite electric anti icing/deicing engineering [J]. Science

& Technology Informatio , 2013, 12:361.

[3] 裘夔纲,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 国防工业出版社, 2004.

QIU K G, HAN F H. Aircraft anti icing system [M]. National Defense Industry Press, 2004.

[4] 熊贤鹏,韩凤华. 风挡防冰表面温度场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1997(05):76-79.

XIONG X P, HAN F H. Calculation of the temperature on windshield anti-icing surface [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997(05):76-79.

[5] 肖春华. 飞机电热除冰过程的传热特性及其影响研究[D]. 中国空气动力研究与发展中心, 2010.

XIAO C H. Study on heat transfer characteristics and effects of electrothermal aircraft deicing [D]. China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2010.

[6] 刘代军,陈亚莉. 用于波音 787 的新型复合材料机翼除冰系统[J]. 航空制造技术, 2009, 17:82-83.

LIU D J, CHEN Y L. Application of new type of composite wing deicing system in boeing 787 [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 17:82-83.

[7] 马莉娅,熊联友,刘立强,等. 用于碳纤维复合材料的电热除冰技术实验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(01):54-61.

MA L Y, XIONG L Y, LIU L Q, et al. Experimental study on electro-thermal deicing technique for carbon fiber composite [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(01):54-61.

[8] YANG K, HE J, PUNEET P, et al. Tuning electrical and thermal connectivity in multiwalled carbon nanotube buckypaper. [J]. Journal of Physics Condensed Matter, 2010, 22(33):334215.

[9] 冷劲松,杜善义. 形状记忆聚合物及其多功能复合材料[M]. 科学出版社, 2012.

LENG J X, DU S Y. Shape memory polymer and its multifunction composite [M]. Science Press, 2012.

[10] BERBER S, KWON Y K, TOMANEK D. Unusually high thermal conductivity of carbon nanotubes [J]. Phys. rev. lett, 2000, 84(20):4613-4616.

[11] KIM P, SHI L, MAJUMDAR A, et al. Thermal transport measurements of individual multiwalled nano-tubes [J]. Physical Review Letters, 2001, 87(21):215502.

[12] BOX P O, HUTT L. Aircraft icing handbook [J]. Handbooks, 1991.

[13] ASTM D3359-2002, Standard test methods for measuring adhesion by tape test [S].

[14] HE M, JIANG H, KAUPPINEN E I, et al. Diameter and chiral angle distribution dependencies on the carbon precursors in surface-grown single-walled carbon nanotubes [J]. Nanoscale, 2012, 4(23):7394-7398.