

用于碳纤维复合材料的电热除冰技术实验研究

马莉娅^{1,2}, 熊联友^{1,3}, 刘立强^{1,3,*}, 杨娇萍³, 杨岩峰³

1. 中国科学院低温工程重点实验室, 北京 100190

2. 中国科学院研究生院, 北京 100049

3. 中国科学院理化技术研究所, 北京 100190

摘要: 针对碳纤维复合材料机翼的电热除冰技术研究现状, 提出了采用多层材料结构的电热除冰垫技术方案。该电热除冰垫各层均由具有不同热功能的材料构成, 其中部分材料为根据性能需要自行制备得到的。采用有限容积法(FVM)对除冰垫的性能进行了数值模拟, 确定了隔热层厚度, 验证了加热回路的均匀性。根据所确定的方案制备了电热除冰垫, 并利用自行搭建的除冰验证装置对该电热除冰垫的性能进行了实验研究, 得到了加热热流密度、来流风速、来流与除冰表面间夹角对除冰性能的影响规律。研究表明, 该电热除冰垫具有良好的除冰性能, 除冰方案可行。

关键词: 碳纤维; 电热除冰; 多层材料结构; 物性测试; 除冰验证装置

中图分类号: V244.1 **文献标识码:** A

碳纤维复合材料是由碳纤维和环氧树脂结合而成的复合材料, 这种材料具有高比强度(材料的抗拉强度和密度之比)、高比模量(材料的模量与密度之比)等优异的力学性能, 因此在飞机制造业中得到了广泛的应用^[1]。在机身上使用碳纤维复合材料, 可以大大减轻飞机重量、降低油耗。统计数据表明, 目前碳纤维复合材料在大型客机上的使用量已占 15%~50%^[2]。

鉴于碳纤维复合材料在机翼上的广泛应用, 有必要对其相关的除冰技术进行研究。英国 GKN 宇航公司提出了一种专门用于复合材料的电热除冰方案^[3], 采用喷涂金属多层沉积技术, 将液态金属喷涂到纤维织物上形成导电层, 把电能转化为热能。但这种方法喷涂过程复杂, 且除冰装置最终固化成型以及与机翼的连接结构需要数控加工、能耗大, 在技术上存在一定的缺陷。目前

国内尚无用于复合材料机翼的电热除冰方案的公开报道。针对上述研究现状, 提出采用多层材料结构作为碳纤维复合材料机翼的电热除冰方案, 并对其除冰性能进行了实验研究。

1 电热除冰方案

1.1 多层材料结构

采用多层材料结构作为碳纤维复合材料机翼的电热除冰方案, 如图 1 所示。该结构共由 5 层组成, 包括: 加热层、外表层、胶粘层、绝缘支撑层和隔热层。

外表层的作用是保护除冰装置不受来流的侵蚀, 延长其使用寿命, 通常是机身蒙皮, 此处即为碳纤维复合材料; 胶粘层具有高热导率、电绝缘的性质, 保证加热层和外表层间的电绝缘, 同时可以

收稿日期: 2011-05-09; 退修日期: 2011-05-26; 录用日期: 2011-08-29; 网络出版时间: 2011-09-16 16:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110916.1604.001.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110916.1604.001

* 通讯作者. Tel.: 010-62554669 E-mail: lqliu@mail.ipc.ac.cn

引用格式: Ma L Y, Xiong L Y, Liu L Q, et al. Experimental study on electro-thermal deicing technique for carbon fiber composite. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(1): 54-61. 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. 航空学报, 2012, 33(1): 54-61.

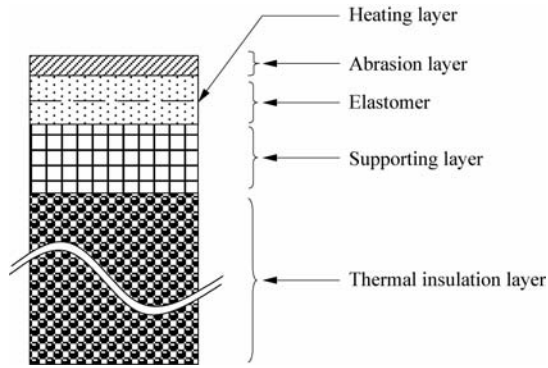


图1 具有多层材料结构的电热除冰方案

Fig.1 Electro-thermal deicing scheme with multi-material structures

减小传热热阻;绝缘支撑层通常选择强度较高的电绝缘材料,对除冰垫主体部分起到支撑作用;隔热层与机身内部结构相接触,其作用在于隔绝加热层向内部的热量传递,减少对内部设备的影响^[4-5]。

根据各层的作用,并结合实际情况进行材料选择,同时在满足性能要求的前提下,电热除冰垫的整体厚度越薄越好。表1中列出了各层所用的材料及厚度方案,其中加热层采用了应用范围较广的高电阻电热合金——镍铬合金2080^[6-7],并选择了市面上能购得的厚度最薄的膜材,以利于提高加热均匀性;胶粘层采用了高热导率的H77粘接剂,以提高导热性能,由多次工艺实验确定该层的厚度约为0.4 mm;绝缘支撑层采用了高强度的玻璃纤维复合材料,通过多次工艺实验确定其厚度为0.6 mm;隔热层采用了有机硅树脂材料,由制备工艺确定该层的厚度范围为2~3 mm。该层对于电热除冰垫的性能有重要的影响,其厚度越大,隔热效果越好,用于融冰的有效热量越多,但除冰垫的整体厚度也随之增加,需要通过计算确定在不影响除冰效果的前提下的最小厚度,计算过程在1.3节给出。

表1 各层所用材料

Table 1 Materials in each layer

Layer	Material	Character	Thickness/mm
Heating layer	Nickel chrome 2080	Electro-thermal alloy with high specific resistance and high heat resistance temperature	0.04
Elastomer	H77	High thermal conductivity, electric insulation and high bonding strength	0.4
Supporting layer	Glass fiber composite	High intensity and electric insulation	0.6
Thermal insulation layer	Syntactic foam of silicone	Low thermal conductivity	2-3

玻璃纤维复合材料和有机硅树脂材料是在实验室制备得到的,目的是便于调整材料的配方和厚度,控制材料的性能。其中有机硅树脂材料内部填充有中空玻璃微珠,使得该材料具有极低的热导率和良好的隔热性能。

为了对自行制备的这两种材料的性能有更准确地了解,采用综合物性测量系统(PPMS)对其进行热物性测试,得到了材料热导率和比热容随温度的变化曲线。图2给出了有机硅树脂材料的热导率 k 随温度 T 的变化曲线,在物性测试的温度范围内,有机硅树脂材料的平均热导率仅为 $0.12185 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。图3为玻璃纤维复合材料的热导率随温度的变化曲线。

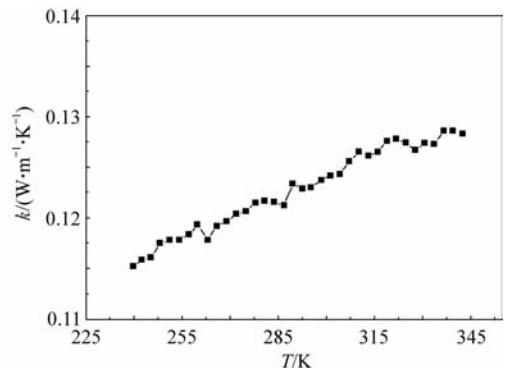


图2 有机硅树脂材料的热导率-温度曲线

Fig.2 Thermal conductivity-temperature curve of syntactic foam of silicone

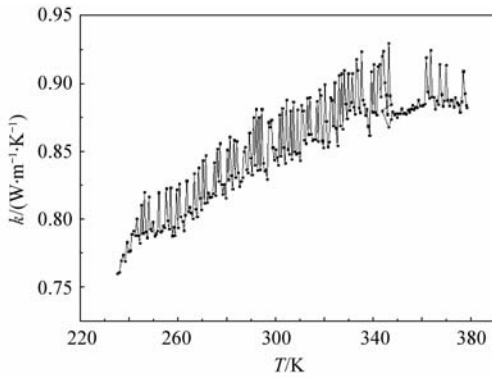


图3 玻璃纤维复合材料的热导率-温度曲线
Fig. 3 Thermal conductivity-temperature curve of glass fiber composite

1.2 加热回路设计

加热层材料采用镍铬合金 2080 加热膜,其厚度为 0.04 mm。为实现将电能转换为热能,必须使加热层形成具有一定电阻值的加热回路。加热回路的设计将直接影响到除冰垫的加热均匀性,因此在设计加热回路时,需要同时考虑回路布置的均匀性以及回路阻值的大小。图 4 为加热层的回路布置,图中的阴影部分为加热回路,加热回路宽度为 2 mm,回路之间的间隔为 3 mm,回路末端部分较宽,用于引线连接。

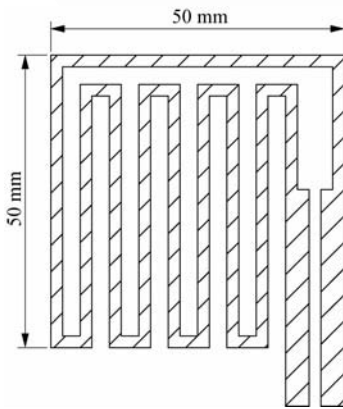


图4 加热回路布置
Fig. 4 Layout of electric circuit

1.3 电热除冰方案性能模拟计算

为了确定隔热层的厚度,同时验证加热回路的均匀性,对电热除冰方案进行了数值模拟。考虑到该除冰垫的总体厚度远小于外表面尺寸,认为其为半无限大物体,建立如图 5 中所示的物理模型。

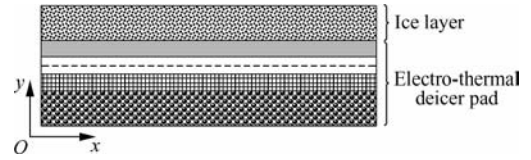


图5 用于数值模拟的物理模型
Fig. 5 Physical model for numerical simulation

在计算过程中,作了以下的简化假设:

- 1) 各层材料的热物性参数不随温度变化,假设其为常数;
- 2) 各层间具有良好的热接触;
- 3) 忽略冰层由于融化引起的密度变化;
- 4) 材料具有各向同性;
- 5) 环境温度和对流换热系数均为常数。

对除冰垫各层材料来说,可用如下的方程描述其内部的非稳态导热过程:

$$\rho_i c_{p,i} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_i \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_i \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \Phi_i \quad (1)$$

式中:下标 i 代表除冰垫各层材料; ρ 为材料的密度; c_p 为材料的定压比热容; Φ 为内热源项,该项仅存在于加热层中,其他层中该项数值为 0。

对于冰层而言,由于相变过程中融化面上温度保持不变,但冰始终吸收大量的融化潜热,因此需将式(1)中左侧的温度项用焓值项代替,如下所示:

$$\frac{\partial H}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (2)$$

式中: H 为冰层的焓值。

在相变过程中,融化面处的冰始终处于融化温度,而其焓值并不是固定值,因此方程中引入了非线性项。为便于进行数值计算,需要得到焓值和温度间的线性关系式。此处采用焓法^[8-9],即假设相变过程不是发生在融化温度,而是发生在很小的温度区间 ΔT_r 内(计算时取为 0.01 K),因此即可得到焓值和温度间的线性关系式:

$$H = \begin{cases} \rho c_{ps} T & T < T_m \\ \rho c_{ps} T_m + \rho L_f \left(\frac{T - T_m}{\Delta T_r} \right) & T_m \leq T < T_m + \Delta T_r \\ \rho c_{pl} (T - T_m - \Delta T_r) + \rho (c_{ps} T_m + L_f) & T \geq T_m + \Delta T_r \end{cases}$$

式中:下标“s”代表固态,“l”代表液态,“m”代表融化期间的状态; L_f 为冰的融化潜热。计算条件如下:

1) 初始条件:整个模型处于均匀的初始温度 $T_{unif}=265.15\text{ K}$;

2) 边界条件:在模型的上下左右边界施加对流换热边界条件,空气温度 $T_a=263.15\text{ K}$,对流换热系数 $h=117.487\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$;

3) 内热源 $\Phi=1.151\times 10^9\text{ W}/\text{m}^3$;

4) 冰层脱落判据:当冰层底部温度最低处的节点达到 273.16 K 时,认为冰层脱落。

采用有限容积法(FVM)对上述物理问题进行求解。图6给出了不同隔热层厚度下加热层向冰层和绝缘支撑层传导的热流密度之比。从图6可以看出,热流密度比值和隔热层厚度之间近似呈线性关系,经计算得到二者间的线性相关度为 0.9989 ;随着时间的推进,各厚度下的热流密度比值均增加,但 10 s 和 15 s 下的曲线相差不大,说明加热层两侧区域逐渐建立了稳定的温度梯度;在相同的时刻下,随着隔热层厚度的增加,热流密度比值增加,说明有更多的热量向冰层传递,用于冰层的融化,能量利用率提高。相同时刻不同隔热层厚度下热流密度比值相差小于 0.6 。综合考虑能量利用率和除冰垫总体厚度,确定隔热层厚度为 2 mm 。

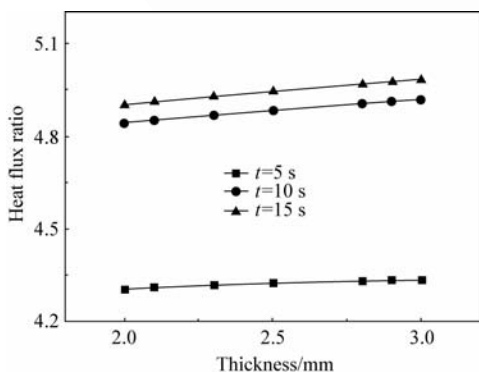


图6 不同时刻下热流密度比值和隔热层厚度的关系
Fig. 6 Heat flux ratio versus thickness of insulation layer at different moments

图7给出了隔热层厚度为 2 mm 时,加热 5 s 后冰底层的温度分布情况。从图中可以看出,冰底层大部分温度分布均匀,最低温度处对应于靠近加热引出端的回路间隔,最大温差小于 1.8 K ,由此说明了加热回路方案的合理性。

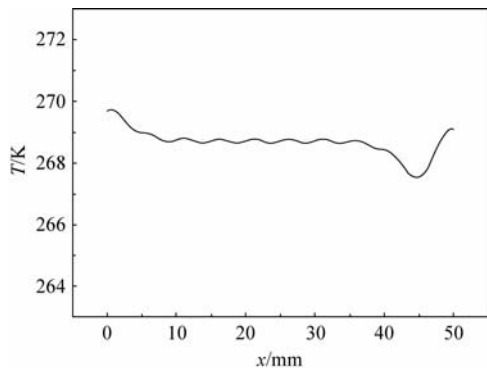


图7 加热 5 s 后冰底层的温度分布
Fig. 7 Temperature distribution after 5 s at the substrate of ice layer

1.4 电热除冰垫的制备

根据上述除冰方案,制备电热除冰垫,其外形尺寸为 $50\text{ mm}\times 50\text{ mm}$,厚度为 3.2 mm (不包括外表层),如图8所示。图中除冰垫表面的两条白色部分为测温槽,用于布置热电偶,实现温度监测,并且监测点1位于加热回路正上方,监测点2位于回路间隔上方。图中露在除冰垫外面的两个端头是用于引线焊接的。

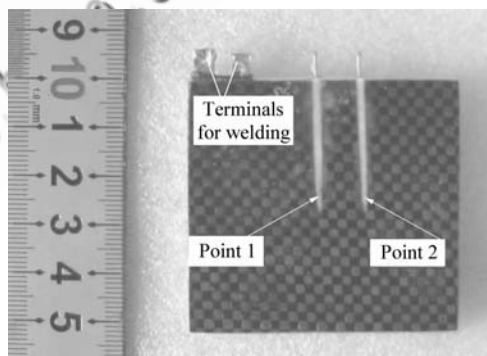


图8 电热除冰垫
Fig. 8 Electro-thermal deicer pad

2 实验装置

为了研究该电热除冰垫的性能,采用自行搭建的除冰实验系统对其除冰性能进行了验证,并考察了加热热流密度、来流风速、来流与除冰表面间夹角对除冰效果的影响。

除冰实验是在自行搭建的除冰实验系统内进行的。该系统包括除冰验证装置、加热电源以及温度数据采集系统,如图9所示。

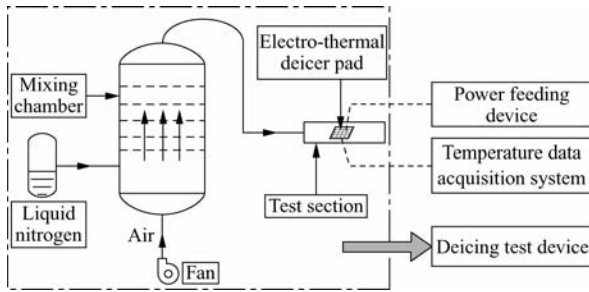


图9 除冰实验系统流程图

Fig. 9 Flow diagram of deicing test system

图9中虚线框内的部分为除冰验证装置,该装置采用液氮作为冷源、大功率风机作为驱动系统,空气与液氮在混合腔内混合均匀后,在实验段和旁路段形成稳定的流场^[10-12]。实验段的截面为圆形,尺寸为 $\varnothing 100\text{ mm} \times 50\text{ mm}$,设计风速为 70 m/s ,设计温度范围为 $233\sim 300\text{ K}$ 。实验段为透明的有机玻璃管,以便于实验观测。旁路段主要用于气流切换,可以保证实验的连续性,避免停车再启动造成的液氮耗费。图10为除冰验证装置的实物图。

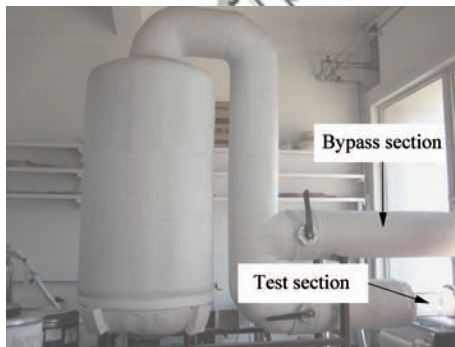


图10 除冰验证装置实物图

Fig. 10 Illustration of deicing validation device

3 实验验证与分析

3.1 实验方法

利用自行搭建的除冰实验系统模拟除冰环境,对具有多层结构的电热除冰垫的性能进行验证实验,并考察加热热流密度、来流风速以及来流和除冰表面间夹角对其除冰效果的影响。

由于实验条件的限制,除冰垫的结冰过程不能在验证装置内实现,因此采用人工制冰的方式,

使过冷水在除冰垫表面逐渐冻结,在冰层和表面间形成很强的附着强度,实现除冰垫结冰^[13-18]。这种方法能减少液氮消耗量、降低实验成本,图11为表面结冰的电热除冰垫。

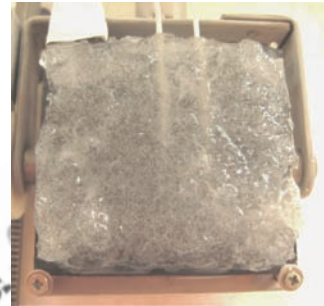


图11 表面结冰的电热除冰垫

Fig. 11 Electro-thermal deicer pad with ice accretion

3.2 加热均匀性验证

为了验证该电热除冰方案的可行性、测试其除冰性能,需要对其进行验证实验。除冰条件:来流速度 v 为 45 m/s ,气流温度为 263 K ,加热热流密度 q 为 0.020 W/mm^2 。

开启电热除冰垫 32.65 s 后,冰层整体脱落,因此除冰时间为 32.65 s 。冰层整体脱落,且被加热表面较平整,说明了该电热除冰方案具有较好的加热均匀性。

图12给出了实验过程中除冰垫表面的温度变化曲线。从图中可以看出,监测点1的温度略高于监测点2,但温度相差很小,最大温差小于 1.3 K ,说明除冰垫表面温度分布均匀。

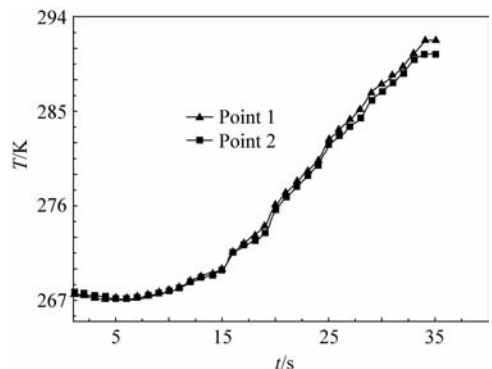


图12 电热除冰垫表面的温度变化

Fig. 12 Temperature variation on the surface of electro-thermal deicer pad

3.3 热流密度的影响

飞行过程中,飞机上的电力资源是有限的,必须选取大小适宜的热流密度,以保证在最低能耗下达到除冰的目的。

图 13 给出了来流风速为 45 m/s、气流温度为 263 K、加热热流密度在 0.004 ~ 0.020 W/mm² 范围内变化时除冰时间 t 和能耗 Q 的比较。

由图 13 可知,热流密度为 0.020 W/mm² 时,其能量消耗是热流密度为 0.004 W/mm² 时的 1.88 倍,其除冰时间仅为热流密度为 0.004 W/mm² 时的 38.07%。热流密度越大,单位时间内传导到除冰表面的能量就越多,冰层融化需要的时间就越短。因此,在对除冰热流密度进行优化配置时,在电力资源允许的情况下,应采取大热流密度进行除冰,可明显缩短除冰时间。

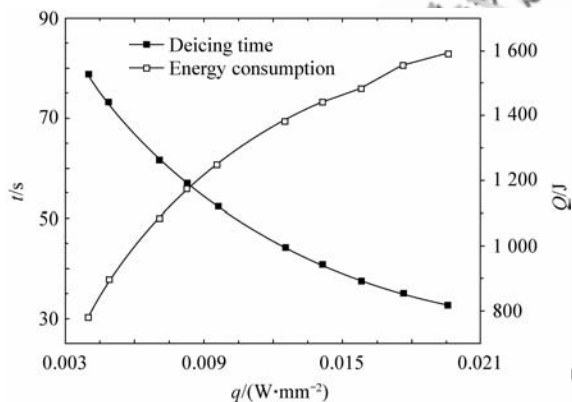


图 13 不同热流密度下除冰时间和能量消耗的比较

Fig. 13 Comparison of deicing time and energy consumption under different heat fluxes

当飞机遇到严重的结冰气象条件时,迎风部件表面会迅速产生很厚的冰层。在这种情况下,如果采用大热流密度进行除冰,可以大大缩短除冰时间,尽快消除结冰对飞行安全的威胁,避免飞行事故的发生。

3.4 来流风速的影响

图 14 给出了气流温度为 263 K、来流风速分别为 45 m/s 和 60 m/s、加热热流密度在 0.004 ~ 0.020 W/mm² 范围内变化时的除冰时间比较。

从图 14 可以看出,在相同的热流密度下,风速越高,除冰时间越短。实验中发现开启电热除

冰垫一段时间后,虽然冰层底部已出现水膜,但由于水的黏性使得冰层和除冰表面间存在黏滞力,影响冰层脱落。当来流风速较高时,对冰层产生的气动力作用也越大,可以较容易地克服黏滞力,冰层容易脱落,因此除冰时间较短。

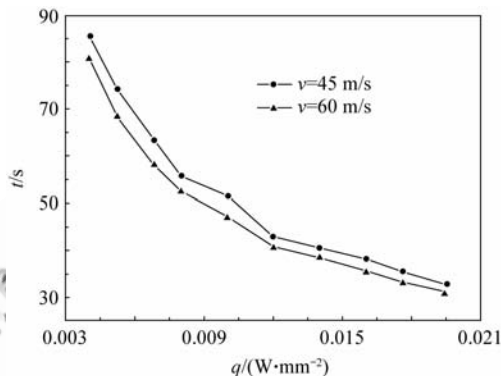


图 14 不同来流风速下除冰时间和热流密度间关系的比较

Fig. 14 Comparison of deicing time and heat flux at different air velocities

3.5 来流与除冰表面间夹角的影响

图 15 给出了气流温度为 263 K、来流风速为 30 m/s、来流与除冰表面间夹角 α 分别为 5°、10° 和 15° 时除冰时间的比较。

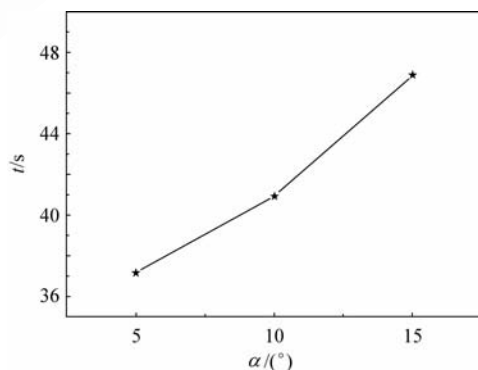


图 15 不同来流与除冰表面夹角下的除冰时间比较

Fig. 15 Comparison of deicing time at different angles between airflow and deicing surface

实验结果表明,随着来流与除冰表面间夹角的增大,除冰时间变长。当除冰垫表面和来流间存在夹角时,气流对冰层的作用力可分解为垂直于冰层表面的力和平行于冰层表面的力,夹角越

大,垂直于冰层表面的压力越大,从而导致冰层和除冰垫表面间摩擦阻力增大,冰层难于脱落。

3.6 电热除冰垫可靠性分析

在实验过程中,电热除冰垫的温度范围在263~303 K之间,在连续进行的数十次实验过程中,电热除冰垫均保持正常工作,机械结构无损坏。从一定程度上表明,该电热除冰垫具有良好的机械性能,除冰方案是可行的。

4 结论

1) 采用多层材料结构作为碳纤维复合材料的电热除冰方案,并采用有限容积法对该除冰方案进行了性能计算,确定了隔热层厚度,验证了方案的加热均匀性,并据此制备了电热除冰垫。

2) 利用自行研制的验证装置对其除冰性能进行了验证实验,得到了加热热流密度、来流风速、来流与除冰表面间夹角对除冰性能的影响规律。

3) 验证实验结果表明:该多层材料结构的电热除冰垫具有良好的加热均匀性;在使用温度范围内,该电热除冰垫具有良好的机械性能;在验证条件下除冰效果良好,除冰方案可行。

参 考 文 献

- [1] Shen Z. Application of carbon fiber composites in aircraft structures. *High-Tech Fiber & Application*, 2010, 35(4): 1-4. (in Chinese)
沈真. 碳纤维复合材料在飞机结构上的应用. *高科技纤维与应用*, 2010, 35(4): 1-4.
- [2] Wang C J, Dai Y F. Application of carbon fiber composite in aerospace. *Development & Innovation of Machinery & Electrical Products*, 2010, 23(2): 14-15. (in Chinese)
王春净,代云霏. 碳纤维复合材料在航空领域的应用. *机电产品开发与创新*, 2010, 23(2): 14-15.
- [3] Liu D J, Chen Y L. Application of new type of composite wing deicing system in boeing 787. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2009(17): 82-83. (in Chinese)
刘代军,陈亚莉. 用于波音787的新型复合材料机翼除冰系统. *航空制造技术*, 2009(17): 82-83.
- [4] Al-Khalil K M, Horvath C, Miller D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes. Part 3, the validation of ice. AIAA-1997-0051, 1997.
- [5] Miller D R, Wright W B, Al-Khalil K M, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes. Part

2, LEWICE/thermal. AIAA-1997-0050, 1997.

- [6] Hu C X. Research on the comparition of microstructures and properties of some kinds of electrical heating alloys. Lanzhou: School of Material Science and Engineering, Lan Zhou University of Technology, 2009. (in Chinese)
胡春霞. 国内典型电热合金的组织及性能对比研究. 兰州: 兰州理工大学材料科学与工程学院, 2009.
- [7] Wang Z D. Application manual for electrical heating alloys. Beijing: Metallurgical Industry Press, 1998; 66-70. (in Chinese)
王振东. 电热合金应用手册. 北京: 冶金工业出版社, 1998; 66-70.
- [8] Wright W B, Keith T G, de Witt K J. Numerical simulation of icing, deicing, and shedding. AIAA-1991-0665, 1991.
- [9] Wright W B, Keith T G, de Witt K J. Numerical analysis of a thermal deicer. AIAA-1992-0527, 1992.
- [10] Al-Khalil K M, Miller D R, Wright W B, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes. Part 1, program overview. AIAA-1997-0049, 1997.
- [11] Zhan P G. A review of icing wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 21(3): 92-96. (in Chinese)
战培国. 结冰风洞研究综述. *实验流体力学*, 2007, 21(3): 92-96.
- [12] Xiao C H, Gu Y W, Du Y X, et al. Experimental study on heat transfer characteristics of aircraft electrothermal deicing in icing wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(4): 21-24. (in Chinese)
肖春华,桂业伟,杜雁霞,等. 电热除冰传热特性的结冰风洞实验研究. *实验流体力学*, 2010, 24(4): 21-24.
- [13] Scavuzzo R J, Chu M L. Structural properties of impact ices accreted on aircraft structures. NASA CR-179580, 1987.
- [14] Jaiwon S, Berkowitz B, Chen H H. Prediction of ice shapes and their effect of airfoil drag. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(2): 263-270.
- [15] Li Q H. Investigation on test flight of anti-icing and deicing for civil airplane. *Flight Test*, 1997, 13(2): 11-14. (in Chinese)
李勤红. 民用飞机防冰除冰试飞方法探讨. *飞行试验*, 1997, 13(2): 11-14.
- [16] Li Q H, Qiao J J. Flight test of simulated ice shape for Y7-200A airplane. *Flight Dynamics*, 1998, 16(3): 73-77. (in Chinese)
李勤红,乔建军. Y7-200A飞机模拟冰型飞行试验. *飞行力学*, 1998, 16(3): 73-77.
- [17] Li Q H, Qiao J J, Chen Z J. Natural icing flight test for Y7-200A airplane. *Flight Dynamics*, 1999, 17(2): 64-69. (in Chinese)

李勤红, 乔建军, 陈赠江. Y7-200A 飞机自然结冰飞行试验. 飞行力学, 1999, 17(2): 64-69.

- [18] Jeck R K. A history and interpretation of aircraft icing intensity definitions and FAA rules for operating in icing conditions. New Jersey: Federal Aviation Administration, 2001.

作者简介:

马莉娅 女, 博士研究生。主要研究方向: 制冷及低温技术。

Tel: 010-82543482

E-mail: maliya06@mail.ipc.ac.cn

刘立强 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 制冷及低温技术。

Tel: 010-62554669

E-mail: lqliu@mail.ipc.ac.cn

Experimental Study on Electro-thermal Deicing Technique for Carbon Fiber Composite

MA Liya^{1,2}, XIONG Lianyou^{1,3}, LIU Liqiang^{1,3,*}, YANG Jiaoping³, YANG Yanfeng³

1. Key Laboratory of Cryogenics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

3. Technical Institute of Physics and Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract: Based on recent research of electro-thermal deicing technique for carbon fiber composite airfoil, a multi-material structure is proposed. The deicer pad consists of multi-materials, each with specific thermal properties. Some of these materials are manufactured in the laboratory based on the property requirements. The finite volume method (FVM) is adopted to simulate the performance of the deicing pad, and the proper thickness of the insulation layer is determined. Through numerical simulation the uniformity of the heating circuit is also verified. According to the scheme an electro-thermal deicer pad is developed, and a deicing validation device is designed and adopted to carry out the experimental study on the performance of the deicer pad. The impact of heat flux, airflow velocity and the angle between the airflow and the deicing surface on the deicing performance is studied. The study shows that the electro-thermal deicer pad so designed is able to provide good deicing performance, and that the proposed deicing scheme is feasible.

Key words: carbon fiber; electro-thermal deicing; multi-material structures; physical property measurement; deicing validation device