

飞行器防 / 除冰技术研究进展

Progress of the Aircraft Anti-Icing/De-Icing

中航复合材料有限责任公司 王 晋 纪双英 益小苏
中航工业北京航空材料研究院 赵文明

[摘要] 综述了飞行器防 / 除冰技术的研究进展情况。首先,总结了几种防 / 除冰技术特点,其中电加热防 / 除冰技术是目前最好也是成熟的方法;其次 3D 技术在防 / 除冰系统上的应用会逐渐增加,因此,重点介绍了 3D 技术在防 / 除冰系统中的最新进展;最后对我国防 / 除冰技术的发展进行了展望。

关键词: 飞行器 防 / 除冰 3D 技术

[ABSTRACT] The progress of aircraft anti-icing/de-icing technology is reviewed in this paper. First, the characteristics of several anti-icing/de-icing technologies are summarized, so far the electrical heating method of anti-icing/de-icing technology is the best and mature way. Second, due to the increase of 3D technology applied in anti-icing/de-icing system, the latest progress of 3D technology applied in the anti-icing/de-icing system is mainly introduced. Finally, the domestic development of anti-icing/de-icing technology is discussed.

Keywords: Aircraft Anti-icing/de-icing 3D technology

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S2.030

通常,当飞机在飞行中穿过零度以下含过冷水云层时,常常会发生结冰情况。环境气温在 5℃ 以下,云中含水量较大时,飞机的发动机进气口、机翼前缘表面、驾驶员座舱玻璃和某些外置感应器等均易发生结冰现象,严重时将导致空中停车而坠机。最早记录飞机结冰现象的文献出现在 1920 年^[1]。在 1982~2000 年间,单美国就因为结冰问题发生了 583 起飞行事故,导致 800 人死亡。直升机由于其自身可用功率有限,操纵面较小等特点,因此对积冰的反应较固定翼飞机更为敏感,积冰更易对直升机造成危险。

国外对飞机防 / 除冰技术和结冰原理的研究开始于上世纪 20 年代,并在 70 年代计算机得到应用以后,理论研究侧重于机翼、直升机螺旋桨等,获得了实质性的研究突破。其中,俄罗斯早在 1957 年便成功地在主旋翼上安装了防 / 除冰装置,成为世界上第一个旋翼带电加热防 / 除冰系统的国家,目前俄罗斯所有的直升机

都具有防 / 除冰系统。美国 NASA 在防 / 除冰方面的研究堪称一流,70 年代以来先后成立了专门的防 / 除冰试验研究机构和直升机结冰研究合作小组,以致力于防 / 除冰技术的研究开发,并已对多种型号的直升机进行了防 / 除冰的试验验证,UH-60A、AH-64D 等直升机均配有较先进的防 / 除冰装置。

1 防 / 除冰技术

常见的需要采取防 / 除冰技术的飞机部位主要有机翼、尾翼、直升机旋翼、螺旋桨、窄速管、风挡、发动机进气道前缘及进气部件。而防 / 除冰方法按照工作方式不同,可分为消极防 / 除冰法和积极防 / 除冰法两大类。

1.1 消极防 / 除冰技术

消极防冰技术和消极除冰技术^[2],这两种技术的优缺点如表 1 所示。

表1 消极防/除冰方法比较

消极防 / 除冰技术	具体方法描述	优点	缺点
防冰技术	特殊涂层:憎水 / 疏冰基涂层,氟碳涂层,聚氨酯弹性体,纳米复合增强材料(导电 / 导热)	与水滴的接触角大,界面结合力弱,抗冲击磨损,传热快,适于温暖结冰环境	不耐腐蚀
	液体防冰:采用低熔点化学液体如乙醇、乙二醇、异丙醇等进行机翼喷洒	有一定效果,并广泛用于地面喷洒防冰	有效作用时间短、防冰液用量大、除冰的效果差,污染环境
	黑色面漆:黑色面漆吸收太阳光热量	可以很有效地用于结冰很薄并且温度高于 0℃ 的环境	不能足够防冰,有时候温度过高影响基体树脂性能
除冰技术	柔性叶片:足够柔性活动,来破坏冰层	节省能源	使用非常少
	主动颠簸:半自动颠簸	在少冰的情况下	不适于直升机

1.2 积极防 / 除冰技术

(1) 气囊除冰。

作为最早的机翼除冰技术,它通过鼓起和瘪下动作来破碎表面的冰层,最小除冰厚度为 3.2mm,但通常

的平均除冰厚度为 7.5mm,典型的结构如图 1 所示。在 1938 年上半年之前,欧洲和美国一直使用这种技术,但是这种方法对于去除一定厚度的积冰存在时机决策的问题^[3]。Sikorsky 公司也尝试开发气囊式除冰技术,并用到 UH-1H 直升机上进行测试,但发现该法存在很大的腐蚀缺陷而终止了开发和生产^[4]。Goodrich 公司开发了另外一种类似的气囊脉冲防护系统,该系统能在 50 μm 内全部收回平板状态,使最小的除冰厚度降到了 1.016mm。

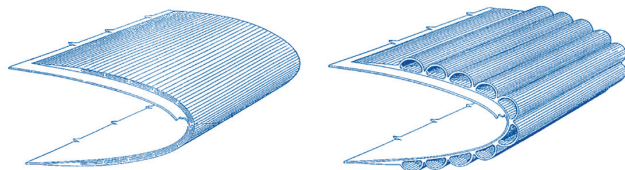


图1 气囊式除冰模型
Fig.1 Pneumatic de-icing boots

(2) 热气防 / 除冰技术。

1938 年后期,德国人采用热空气来加热机翼,且这种采用热保护手段的除冰方法逐渐成为二战结束前德国专有的除冰技术。采用热保护手段的试验早于 1931 年, NACA 将 Clark Y 机翼蒸汽加热模型安装到单翼机上,并做了喷水 and 自然结冰试验。在 1952 年之前,热机翼保护手段被证明是最成功的体系,并且大多数的飞机(如 B-24, DC-6 等)安装了热气防冰系统,热源来自发动机压气机引出的热空气。Sikorsky 公司于 1949~1953 年尝试这种方法,但发现适用场合仅限于较温暖的结冰环境。它可以用于防冰面积较大、防冰要求较高的机翼、发动机进气道前缘等部件。

(3) 电热防 / 除冰技术。

将电加热元件埋在桨叶前缘,与机翼表面接触的冰层在加热的过程中融化成水膜,在离心力的作用下,冰块被击碎并甩出去。到二战结束前夕,德国开发了低耗能的间歇加热系统,相比较连续加热而言,大大降低了能耗。Sikorsky 公司于 1957 年开始开发电加热(镍镉合金电阻丝)防 / 除冰技术,并且应用于 S-61 等量产直升机上,这种除冰技术经验应用到了后来 70 年代开发的 2400 架黑鹰直升机 H-60 上,并证明在 -20°C 含水量在 $1.0\text{g}/\text{cm}^3$ 环境下是最有效的旋翼结冰保护系统。并为了降低电热防 / 除冰系统的耗电量,将 4 片主桨叶相对两片桨叶循环加热,主桨叶耗电功率 17.5kW,加热密度为 $3.91\text{W}/\text{cm}^2$,主桨叶展向加热面积 20%,其中主桨叶上表面终止加热位置为弦向 12%,下表面终止加热位置为弦向 17%;尾桨叶上表面和下表面的弦向终止加热位置为 13%。1982 年的试验表明:UH-60A 具有足够的发动机动力来克服中等结冰环境中由于旋翼桨叶结冰而造成

的扭矩增加现象。据不完全统计,美国至少有 2420 架 UH-60A 直升机(包括 400 架 SH-60)上装备了电热防 / 除冰系统。

NASA 已经开发了石墨片作为小型飞机的加热元件,发现石墨片具有加热效率高、升温速率快、降温速率快等优点,并且包括电机在内的总重量少于 20kg ^[5]。正是由于电加热元件的抗疲劳性和轻质化性能的不提高,电加热这项传统的技术才长盛不衰。电加热法适用于表面积不大、耗电功率较小螺旋桨、风挡、空速管等部位,该方法可以同时起到防雷击作用。但仍然存在着耗能量大,会引起回流重结冰问题。再进一步的研究依然在最优化加热面积分布、加热元件的抗疲劳、轻质化和柔韧化等方面。

(4) 电脉冲除冰技术。

1937 年,英国人 Goldschmits 获得了最早的关于电脉冲技术的专利^[6],而第一次出现电脉冲除冰技术总的系统性文件记录发生在 1972 年,1985 年威奇塔州立大学通过风洞试验及 NASA 双水獭飞机的飞行试验验证了这种方法的可行性^[7]。原理是安装在蒙皮内表面的电磁线圈产生的高能电脉冲的作用下,使蒙皮在弹性变形范围内快速鼓动,从而破除该蒙皮表面上的冰层。这种技术的一个优点是可以去除相当宽厚度范围的冰层,最薄厚度为 1.27mm。对中型直升机而言需要的能量为 3kW,比电热方法省能源得多。这种方法高效、环保、节能,不会对赫兹传递产生干扰,并且容易操作。很多公司在使用相似原理的技术,比如美国的 Rohr 工业、先进概念除冰公司、加拿大的 Garrett 公司、电冲击公司和 Goodrich 公司等。目前,Goodrich 公司还在深入开发这种技术,以便用于更多的使用场合。

(5) 振动除冰技术。

Bell 直升机公司率先尝试使用电机共振方法来使结冰层与基体脱开。这个系统使用电机马达产生的重力来振动螺旋桨叶片,并与主自然震动频率相匹配^[8]。此系统安装在叶片根部,产生的重量负荷为 30.39kg,在工作频率为 0~47Hz 下需要的功率为 1.3kW。但有低频震动产生的应力可能会损伤叶片,除冰涵盖范围非常有限。

(6) 高频微波技术。

高频微波除冰系统基本上是由安装在前缘的微波发生器和介电复合材料板以及表面金属薄层组成,原理是利用高频率(30GHz)的微波来加热尚未接触机翼的水滴,从而不会以凝结状态粘接在机翼上,因此起到防冰的作用。此方法仅需要提高水滴的温度,所需要 $10\text{W}/\text{m}$ 的能量即可。同时,也可以起到除冰的效果。相比较其他除冰系统,这种方法主要适用于玻璃纤维或碳

纤维增强的机翼前缘。玻璃纤维的导电率很低,微波能够很容易地穿过结构,与外面的冰层耦合,产生热量;而碳纤维具有很高的导电性,通过碳纤维吸收微波而产生热量,由于复合材料有较低的导热率,热量被保存在结构内,用于防/除冰有可能会使复合材料产生过热分层和回流结冰的现象,对于后者,一般采用电加热和微波并用的方式来解决。

(7) 超声技术。

超声激励盘在积冰的前缘界面产生剪切应力,从而可以在 -20°C 下,以很小的功率密度 ($0.07\text{W}/\text{cm}^2$) 来剥离厚度为 2.5mm 的冰层,连续的超声振动能够阻止积冰。超声波在不同频段具有不同的性质,包括:波速、能量分布、应力分布。如果波型和频率选择合适的话,超声引导波可以用来探测和健康监测,同时也能用来在冰/基体界面产生足够的剪切力而使积冰脱离基体。

(8) 形状记忆合金。

形状记忆除冰技术使用外部加热或直接原位加热来使材料变形并产生机械作用力,通过表面弯曲、剪切、或加速来去除材料表面结冰。

由于复合材料具有比强度高、比模量高和可设计性强等特点,采用复合材料制造防/除冰系统的零部件能够大大降低整个系统的重量,复合材料在防/除冰系统中的应用已成为主流趋势之一,因此 Giovanni Nino 和 Tyler Blumenthal 总结了成熟防/除冰系统中是否能够采用复合材料的一般规律(表 2)。

表2 成熟防/除冰系统与复合材料兼容性

类型	系统	效率	与复合材料兼容性
化学防/除冰	喷涂系统	低	可以,但需要金属表面
机械防/除冰	气囊系统	低	可以
	电斥分离系统	低	可以
加热防/除冰	热空气系统	高	不行
	循环加热管路系统	低	不行
	电热系统	高	可以,但需要绝缘层
兼容防/除冰	电热分离系统	中等	可以

2 3D 打印技术在防/除冰系统中的应用

Giovanni Nino 和 Tyler Blumenthal 提出了一种采用 3D 打印技术,制造防/除冰整体系统的方法,通过气溶胶喷射工艺,这种防/除冰系统能够沉积定位在弯曲程度很高的复合材料转子叶片前缘。这种 3D 打印的防/除冰系统不仅能够载人飞机和无人飞机的弯曲金属部件或非金属部件上应用,而且能够在风力涡轮机叶片、转子叶片,发动机进气道唇口上应用,也许在下一代

的单通道客机(Boeing 737)上就能够实现。

这种防/除冰系统位于复合材料转子叶片前缘,主要由疏冰涂层(Ice-phobic coating)、不导电涂层(Non-electrical coating)、电加热片(Electro-thermal heaters)和结冰传感器(Ice detection sensor)组成。疏冰涂层能够有效地降低冰层与转子叶片的粘结,这种外表面涂覆疏冰涂层、内部电加热的设计使得除冰效率大大提高,冰层粘结部位溶化后,在疏冰涂层的作用下,冰层较容易与叶片脱离。

电加热片作为防/除冰系统的关键零件,采用气溶胶喷射工艺制造,厚度大约几个微米,由于又轻又薄的特点,这种电加热片能够以各种形式、数量和外形进行附着,Giovanni Nino 和 Tyler Blumenthal 采用电阻器件的形式进行制造,导线采用 Hilbert 六阶线性进行排列,以便更好的通电后分散热量。

实际制造过程,整个防/除冰系统在玻璃纤维/环氧复合材料叶片的前缘进行 3D 打印。首先,通过气溶胶喷射工艺,在复合材料叶片前缘部位喷射 $125\mu\text{m}$ 的聚酰亚胺树脂,形成不导电涂层,树脂在 $150^{\circ}\text{C}/30\text{min}$ 的固化制度下完成固化;其次,采用丙酮和异丙醇对不导电涂层进行表面清理,氮气吹干后,用等离子设备清洁表面有机杂质,目的是确保良好的粘接界面;再次,进行电加热片的 3D 打印,打印材料选择纳米银和聚乙烯吡咯烷酮(PVP)或聚乙烯醇缩丁醛(PVB)的混合物,达到高导电和增强粘结的作用,电加热片在叶片前缘按颜色分别进行上部、前缘和下部 3 个单独回路的布置,这样的打印效果更容易贴合叶片前缘的形状,每个单独的回路尺寸为 $10\text{mm} \times 20\text{mm}$,长度大约 700mm ;最后,进行结冰传感器的制作,传感器的工作原理是利用冰和水导电性能的不同,制作一个电容器件,当有积冰出现后,电容值会产生较大异常,依照这个原理进行结冰传感器的设计和制造。制造 3 种结冰传感器,采用低粘度纳米银材料进行 3D 打印,然后喷覆 $3\mu\text{m}$ 厚的聚酰亚胺薄膜保护,每种结冰传感器的参数见表 3。可以看出,在结冰的情况下,电容值出现明显的变化。

通电加热试验结果表明,随着电压的提高,电加热片温度等级也随着升高,达到预期的效果,但是高温区集中在加热片中心区域,也是由于玻璃纤维增强的复合材料是热的不良导体导致的,Giovanni Nino 和 Tyler Blumenthal 也提出了改进方案,可以增加金属涂层增强面内热量传导。

3 结束语

各种防/除冰方法有其相应的技术特点,电加热防

(下转第 35 页)

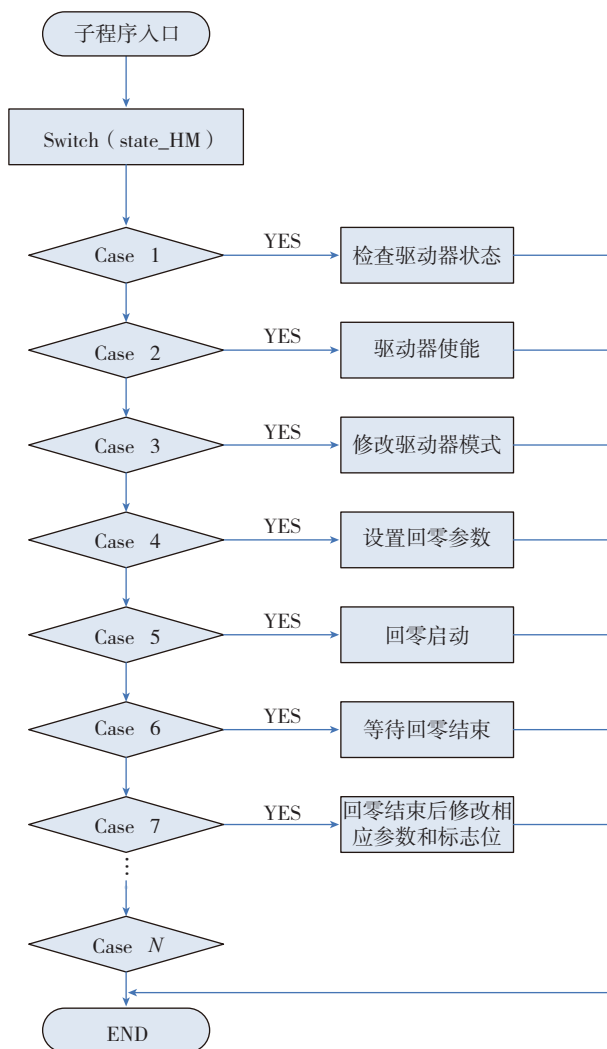


图4 轴回零子程序流程图

Fig.4 Subroutine flow chart of axis returning to zero

处理和报警信息上传处理,直至故障排除后跳出该中断。

运动控制命令、初始化命令、真空控制命令、限位处理命令、要求响应度较高,保证在每个状态机循环时执行一次。位置信息更新、限位信息更新等相对实时性要求较低的功能子程序,可设定主程序循环 3~5 次调用一次。

4 结论

本文首先介绍了 Elmo 系统的特点,结合柔性工装对控制的需求,探索了一种在 Elmo 系统下适合所有柔性工装的编程方法。并且在本所研制的焊接用柔性工装中进行了验证。测试证明,使用此种方法进行编程完全可以满足柔性工装的控制需求,提高编程效率,具有在柔性工装设备中推广的价值。

参考文献

[1] 王亮,李东升.飞机数字化装配柔性工装技术体系研究.航空制造技术,2012(7):34-39.

[2] 史久根,张培仁,陈真勇. CAN 现场总线系统设计技术.北京:国防工业出版社,2004.

[3] 飞机设计手册总编委会.飞机设计手册(结构设计分册).北京:航空工业出版社,2000:121.

(责编 李丹)

(上接第 32 页)

表3 3种结冰传感器参数

类型	传感器编号尺寸			电容 /pF		
	编号	宽度 / μm	间距 /mm	长度 /mm	无冰	有冰
1	A	100	0.5	3	无信号	86
	B	100	0.5	3	无信号	82
2	C	100	0.5	8	无信号	83
	D	100	0.5	8	无信号	81
3	E	100	1	8	无信号	79
	F	100	1	8	无信号	81

除冰技术在国外已经得到了成熟应用,而电脉冲、振动、高频微波、超声等防 / 除冰技术正处于研发或评估阶段。就设施的简便性和操作的可靠性而言,电加热防 / 除冰技术是目前最好也是成熟的方法。3D 打印技术作为一门新兴的高速发展的产业,与复合材料技术具有一定的优势互补,同时都具备可设计性强的特点,在防 / 除冰系统中将会逐渐得到成熟的应用。我国飞行器防 / 除冰技术的研究还处于起步阶段,距离实际应用尚有一定距离,因此防 / 除冰系统的设计和制造需要立足现状进行系统的研究,解决实际工程问题,满足未来飞行器发展的需要。

参考文献

[1] JACKSON D, GOLDBERG J. Ice detection systems: A historical perspective. Warrendale: SAE International Conference, 2007.

[2] TRIBUS M. Modern icing technology. Air research and development command, 1952.

[3] FLEMMING R J. A history of ice protection system development at sikorsky aircraft. SAE International Conference, 2003.

[4] NEWTON D. Severe weather flying. Washington D C: Aviation Supplies & Academics, Inc, 2002.

[5] ZUMWALT G W. Analysis and tests for design of an electro-impulse de-icing system. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 1985.

[6] ADAMS L J, WEISEND N A, THOMAS E. Attachable electro-impulise de-ice: USA, 5129598, 1992-7-14.

[7] COFFMAN H J. Helicopter rotor icing protection methods. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 32(2):34-39.

[8] NINO G, BLUMENTHAL T. 3D printed thermal protection system on composite structures. SAMPE Journal, 2014, 50(5):7-25.

(责编 大漠)