

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.06.009

平尾防冰表面溢流冰生成规律试验研究

裴如男^{1,2,3}, 朱东宇^{1,2,3}, 束 珺⁴

(1. 中国航空工业空气动力研究院, 沈阳 110034; 2. 沈阳市飞机结冰与防除冰重点实验室, 沈阳 110034;
3. 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 沈阳 110034; 4. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 以带电加热防除冰系统的平尾后掠翼型为研究对象, 在风速 90 m/s、温度 $-4\sim-9\text{ }^\circ\text{C}$ 、液态水含量 (Liquid water content, LWC) $0.45\sim 1.5\text{ g/m}^3$ 以及水滴直径 (Median volumetric diameter, MVD) $20.1\sim 36\text{ }\mu\text{m}$ 条件下, 在 0.6 m 结冰风洞中开展溢流冰生成规律研究, 包含溢流冰起始位置、覆盖范围和类型。试验结果表明, 翼型表面溢流冰形成的起始位置受加热功率及来流温度影响较为明显, 加热功率或来流温度低至一定数值时溢流冰类型从溪状冰变为冰脊, 随着加热功率或来流温度的增加, 溢流冰起始位置向后移动。溢流冰的溢流范围受 LWC 及加热功率影响较为明显, LWC 越大, 收集水量越多, 溢流的范围随之越广; 加热功率的影响类似, 增大加热功率融化的溢流水增多, 从而溢流范围越广。溢流冰生成的类型对 MVD 的变化比较敏感, 当 MVD 从 $20.1\text{ }\mu\text{m}$ 增加为 $3\text{ }\mu\text{m}$ 时, 溢流冰即从典型的溪状冰变为冰脊。

关键词: 溢流冰; 防冰; 冰风洞; 冰脊

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2022)06-1074-09

Icing Test of Characteristic of Runback Ice Accretions on Horizontal Tail

PEI Runan^{1,2,3}, ZHU Dongyu^{1,2,3}, SHU Jun⁴

(1. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China;

2. Shenyang Key Laboratory of Aircraft Icing and Ice Protection, Shenyang 110034, China;

3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamics of High Speed and High Reynolds Number, Shenyang 110034, China; 4. COMAC Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: This paper conducts 0.6 m icing wind tunnel tests to study the formation law of the runback ice, i. e., start position, coverage, and type, on a horizontal tail section assembly containing an electrothermal heater under the conditions of a wind speed of 90 m/s, a temperature of $-4\sim-9\text{ }^\circ\text{C}$, liquid water content (LWC) of $0.45\sim 1.5\text{ g/m}^3$, median volumetric diameter (MVD) $20.1\sim 36\text{ }\mu\text{m}$. Test results show that the initial position of runback ice formation on airfoil surface is obviously affected by the heating power and the incoming temperature. When the heating power or the incoming temperature is lower than certain values, the type of runback ice changes from stream ice to ice ridge. With the increase of heating power or inflow temperature, the initial position of runback ice moves backward. The overflow range of runback ice is obviously affected by LWC and the heating power. The larger the LWC is, the more water is collected, and the wider the overflow range is. The influence of heating power is similar. The increase of heating power will lead to the increase of overflow water, and the overflow range will be wider. The type of runback ice formation is sensitive to the change of MVD. When the MVD changes from $20.1\text{ }\mu\text{m}$ to $3\text{ }\mu\text{m}$, and the overflow ice changes from typical stream ice to ice ridge.

Key words: runback ice; anti-icing; icing wind tunnel; ice ridge

收稿日期: 2022-01-28; 修订日期: 2022-05-30

通信作者: 裴如男, 女, 工程师, E-mail: rky1205@sina.com。

引用格式: 裴如男, 朱东宇, 束珺. 平尾防冰表面溢流冰生成规律试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 1074-1082. PEI Runan, ZHU Dongyu, SHU Jun. Icing test of characteristic of runback ice accretions on horizontal tail[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 1074-1082.

飞机平尾结冰是指遭遇结冰气象条件时,平尾表面聚集冰层的现象。结冰改变了平尾的气动外形,平尾气动特性恶化,影响飞机的纵向操纵性和稳定性,严重时甚至发生平尾失速,直接导致飞行事故^[1]。平尾结冰会导致平尾性能的改变,改变的程度与结冰的程度、冰型以及飞机的飞行状态有关。由于尺寸效应,飞机平尾结冰几率和结冰程度一般大于机翼、机身等部件^[2]。平尾结冰失速发生时通常飞行高度低,飞行员难以有足够时间做出处置,极易造成飞行事故^[3],这更加凸显出平尾结冰预防的重要性,即需要在平尾上安装结冰防护系统。从安全角度看,防冰比除冰措施更稳妥,但假如飞机遭遇超出设计范围的严苛结冰条件,如大粒径过冷水滴环境,防冰系统开启后更容易在防护区后方形成溢流冰,如1994年美国Roselawn发生的ATR飞机坠毁事故,就是在严重结冰天气,即过冷大水滴(Supercold large droplet, SLD)下有结冰防护系统的翼型表面形成冰脊状溢流冰^[4],相比流向冰和角状冰对升阻的破坏都大。2005年美国联邦航空局FAA在适航咨询通告^[5]中特别提出需要对SLD引起的特殊冰形进行审定。随后有关SLD条件翼型表面溢流冰生成的问题开展了较多研究^[6-7],但若防护能量不足时,即使飞机没有遭遇SLD条件,翼型防护区后方也很容易生成溢流冰;而在有限的关于溢流冰研究的文献资料中,应用较为广泛的是数值分析方法,文献^[8]通过求解水膜破裂后的速度分布得到溪状流外形,认为当溢流水膜厚度小于临界水膜厚度时即发生破裂,撞击区域内形成的连续水膜不会破裂,假设水膜在撞击极限处立即破裂成溪状流。文献^[9]基于液/固相变及液膜流动理论研究了防冰表面溢流水条件下的结冰过程,计算分析了来流参数对冰层生长特性的影响,发现在溢流条件下,来流温度和速度是影响冰层生长速率的主要原因。文献^[10]运用数学方法推导水膜破裂前后的速度分布及临界厚度,结果表明引入溪状流模型后,增大的溢流范围会较大程度影响防冰系统热载荷分布,其中同样假设水膜在撞击极限处破裂。文献^[11]建立了防冰表面溢流水水膜流动换热及破裂数学模型,研究了来流速度对表面连续水膜厚度及主要散热项、破裂点溪流厚度与宽度的影响,来流速度越大,溢流水水膜破裂临界厚度和溢流范围随之增加;同样假设在水滴撞击极限处水膜破裂。假设的破裂位置其实与实际溢流水试验的水膜破裂位置有较大误差,因此文献^[12]基于冰风洞试验的溢流水破裂位置,建立了防冰表面的水膜流动数学模型来求解溢流水外形,发现来流速度和迎角对溢流范围都有影响,而计算

结果在来流速度较高时与冰风洞试验结果符合得更好些。

在翼型防冰表面溢流水方面开展的研究较多,关于溢流冰的研究早期常用特征和形状简化的人造冰形模拟溢流冰外形,如文献^[13]采用3种三角形模拟溢流冰外形,并将其放置于翼型表面不同弦长位置处进行风洞试验,揭示了气动特性与溢流冰外形及生成位置紧密相关。但简化冰形失去了较多真实溢流冰外形的细节特征,因此文献^[14]通过翼型热气防冰系统冰风洞试验研究防冰表面的溢流冰生成情况,试验中观察到翼型展向溢流冰随着环境温度的降低变化明显;环境温度 $-1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,溢流冰沿展向呈分层溪状冰结构,温度降低逐渐形成冰脊,局部有较大体积冰生成。不足的是,其并未深入探索不同类型溢流冰生成的原因。文献^[15]研究了翼型表面溢流冰对气动性能的影响,由于溢流冰试验的翼型与气动试验不一致,对溢流冰外形进行了一定程度的保真处理后贴放于气动试验翼型表面,结果发现低雷诺数条件下缩比后溢流冰对气动性能影响较大,说明低雷诺数下需要保留几何细节的全尺寸溢流冰。文献^[16]采用硅胶底冰形铸模技术完整模拟试验获取的溢流冰特征细节,在低温条件下加速模型固化成形,获得高保真三维全尺寸溢流冰外形。之后将铸成的溢流冰模型再生成于平板表面,为在克莱菲尔德风洞完成的气动性能试验^[17]提供溢流冰外形,并与简化的溢流冰外形试验数据进行对比,发现最常用的三角形简化冰结果最为保守。

综上所述,关于平尾防冰表面溢流冰的研究很重要,开展的工作却很少。就目前数值分析方法来说,准确判断防冰表面溢流水破裂位置、溢流冰起始位置等还是离不开试验手段。溢流冰的生成难以预测和控制,试验研究方面获得溢流冰的主要方法是在结冰环境中,加热防护区后防护表面未冻结或融化形成的液态水在气动力作用下往后溢流,溢流过程中一部分受热蒸发,另一部分继续往防护区外溢流并再次冻结形成溢流冰,防冰功率直接影响防护表面温度,进而影响溢流冰起始位置、溢流范围和溢流冰类型等,因此防冰能量越精准可控,越能生成所需求的溢流冰类型,从而更好地开展溢流冰生成规律研究。本文据此选择了加热功率可精准调控的电加热防冰系统,安装于典型平尾后掠翼型模型前缘内部,通过冰风洞电加热防冰试验获得不同类型的溢流冰,观察各种因素对后掠翼型防冰表面溢流冰生成的影响,分析溢流冰的生成规律,为平尾后掠翼型防冰系统的性能评估提供依据。

1 冰风洞试验设施

1.1 FL-61 结冰风洞

本文试验在中国航空工业空气动力研究院 FL-61 结冰风洞(图1)中完成,该风洞为回流式冰风洞,由动力系统、制冷系统、喷雾系统、真空系统、试验段、测控系统、多通道电加热控制系统、视频监控系统和辅助设备等组成。FL-61 风洞结冰试验段设计风速可达 210 m/s,试验段总温范围为 $-40\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$,试验段截面尺寸 $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$,试验段全长 2.7 m。喷雾系统由安装在稳定段的 13 排喷雾耙共 121 个喷嘴组成,可模拟液态水含量(Liquid water content, LWC)为 $0.2\sim 3\text{ g/m}^3$ 和水滴直径(Median volumetric diameter, MVD)为 $15\sim 50\text{ }\mu\text{m}$ 的结冰云雾。液态水含量合水滴直径等参数控制精度合云雾均匀性依据 SAE ARP 5905^[18] 进行校测,典型条件下的试验段界面液态水含量均匀性云图如图2所示。

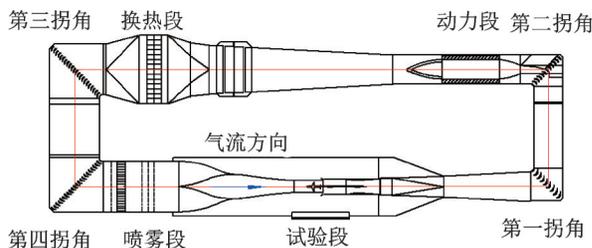


图1 FL-61 结冰风洞结构图

Fig.1 Structural drawing of FL-61 icing wind tunnel

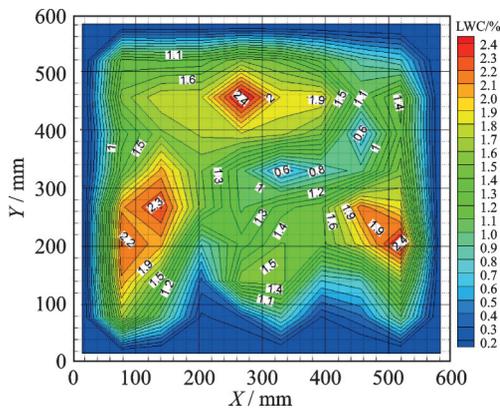


图2 试验段云雾均匀性

Fig.2 Cloud uniformity in test section

模型前缘电加热防冰系统由多通道电加热控制柜连线控制。该控制柜运用数字电路触发可控硅实现功率可调的输出,每台控制柜均包含 2 路 220 V 输出、1 路 380 V 输出,输入电压均为 380 V。试验中在控制界面上输入给定功率,电加热功率满足本次试验所有需求。

1.2 试验模型

某典型运输机平尾后掠角度约 15° ,翼型剖面

为通用对称翼型 NACA0012,因此本次试验模型确定为后掠角度 15° 的 NACA0012 翼型。模型翼型弦长 500 mm,等弦长后掠 15° ,展向长度 594 mm,水平安装于试验段截面尺寸 $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$ 的冰风洞内;翼型材料为 3 mm 厚 7075 铝材,整体铣制成型,如图3所示。

翼型前缘蒙皮至 35% 弦长处可拆卸,蒙皮前缘内部安装多层结构电加热组件,蒙皮内部第 1 层为聚酰亚胺加热膜,是一种三明治结构的金属柔性电热膜,厚度 $0.1\sim 0.5\text{ mm}$,使用温度范围 $-80\sim 180\text{ }^{\circ}\text{C}$,最高功率密度可达 3 W/cm^2 ,电压范围 $1.5\sim 380\text{ V}$;第 2 层为隔热垫,导热系数小于 $0.1\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$,紧贴于加热膜背面,主要目的是阻止热量向模型内部扩散。图4给出了试验模型水平安装于冰风洞试验段内的实物图。

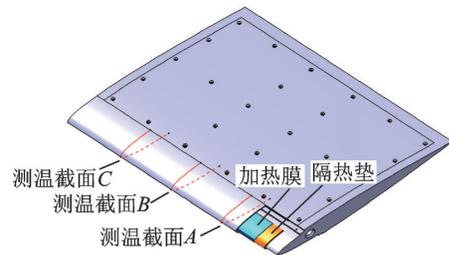


图3 试验模型

Fig.3 Test model



图4 试验模型在 FL-61 结冰风洞中的安装实物图

Fig.4 Installation of electro-thermal test model in FL-61 icing wind tunnel

1.3 温度测量

试验模型沿展向溢流冰研究的有效长度约 400 mm,等间距截取 3 个蒙皮测温截面,相互间隔 150 mm(图3)。在翼型前缘沿弦向 A、B、C、D、E 处布置 5 个蒙皮内部加热膜(图5)。以翼型几何零点为参考点,A 处加热膜总弧长 12 mm,上、下翼面弧长各 6 mm;B 处加热膜弧长 35 mm;C 处加热膜弧长 85 mm;D、E 处加热膜弧长分别为 20 mm。试验过程中使用 T 型热电偶测量蒙皮表面温度,每个测温截面布置 9 个热电偶(1#~9#),安装于前缘蒙皮表面加工的直径 1 mm 通孔内,外部填充铝粉。弦向测温孔布置见图5,模型在几何零点位置

布置一个热电偶,即 5#热电偶,然后沿弦向上、下翼面各布置 4 个热电偶,热电偶之间相距弧长标注在热电偶编号后。

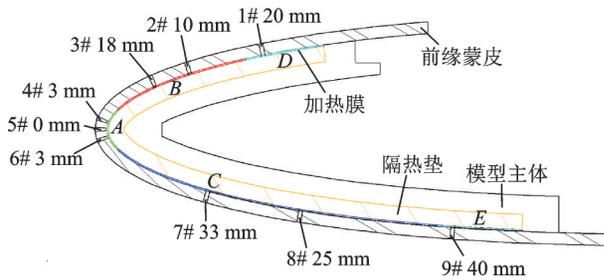


图 5 弦向热电偶布置示意图

Fig.5 Chordwise distribution of thermocouples

2 试验方法

2.1 试验方法

试验通过在结冰环境中,利用加热翼型前缘蒙皮的方法得到所需的相关溢流冰外形。通过改变风速、环境温度、云雾参数和电加热功率条件,观察防护表面溢流冰的冻结特征。需要研究的影响因素较多,为了降低试验成本,在较短时间内利用有限的试验车次达到预期的试验目的,试验初始选定一个基准设计状态,以此为基础改变风速、温度和云雾条件等进行防冰试验。溢流冰试验需要测量的参数主要有:冰起始位置、高度、范围和加热膜的

加热功率和蒙皮表面温度。

2.2 试验内容

试验过程中风洞环境温度稳定后开启电加热膜,待模型表面温度稳定后,开启喷雾系统,达到试验状态要求时长 3 min 后关闭喷雾系统和电加热系统,打开驻室大门测量所需溢流冰参数。试验段试验示意图如图 6 所示。上壁面观察窗外的摄像头记录每个试验状态的试验过程,温度采集系统全程采集蒙皮表面温度数据,根据这些试验数据能很好地观察分析后掠翼型防冰表面溢流冰的生长过程。每个试验状态结束后,拍照记录翼型表面溢流冰细节,用以分析起始位置、溢流范围等关键参数。溢流冰生成规律试验状态车次见表 1,所有状态的喷雾时长均为 3 min。

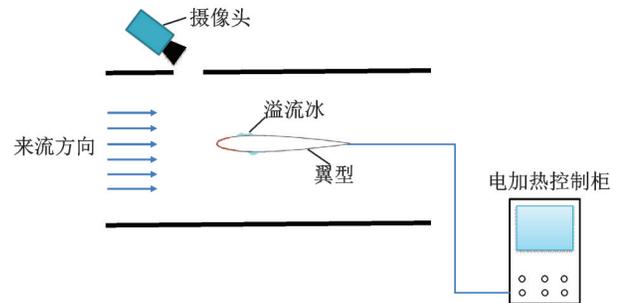


图 6 溢流冰生成试验示意图

Fig.6 Experimental configuration of runback ice accretion

表 1 溢流冰生成规律试验状态车次表

Table 1 Test states of formation rules of runback ice

车次	$v/(m \cdot s^{-1})$	$T/^\circ C$	MVD/ μm	LWC/ $(g \cdot m^{-3})$	加热功率密度/ $(W \cdot cm^2)$			备注
					0.46	0.4	0.27	
R01	90	-7	20.1	1.0	0.46	0.4	0.27	基准设计状态
R02	90	-7	30	1.0	0.46	0.38	0.26	变 MVD
R03	90	-7	36	1.0	0.46	0.41	0.27	
R04	90	-7	20.1	0.45	0.43	0.41	0.25	变 LWC
R05	90	-7	20.1	1.5	0.45	0.43	0.26	
R06	90	-7	20.1	1.0	0.56	0.5	0.33	功率上调 20%
R07	90	-7	20.1	1.0	0.39	0.33	0.21	功率下调 20%
R08	90	-9	20.1	1.0	0.43	0.42	0.29	变温度
R09	90	-5	20.1	1.0	0.46	0.43	0.27	

3 结果与分析

3.1 基准设计状态

首先进行基准设计状态,即车次 R01 状态,风速 90 m/s,环境温度 $-7^\circ C$,MVD 为 $20.1 \mu m$,LWC 为 $1.0 g/m^3$,喷雾时间 3 min,当加热膜功率密度为 $0.46, 0.4, 0.27 W/cm^2$ 时,翼型防冰表面会生成典型溪流状溢流冰(图 7)。从图 7 中可以看出,翼型前缘加热区无冰,溪流状溢流冰从加热区 D

后缘线开始形成,密集分布至 30% 弦长线处,此范围内溢流冰最大高度约 1 mm。

模型中间测温截面的温度分布曲线如图 8 所示。喷雾前蒙皮表面温度平均维持在 $10^\circ C$ 左右,1#和 9#热电偶测量的是未开启加热膜的加热区 D 和 E 的表面温度,因此温度较低。喷雾 3 min 停止时翼型表面温度降低了 $8^\circ C$ 左右,维持在约 $2^\circ C$,此时加热区无冰生成,加热区 D 前部区域温度 $1^\circ C$ 左右,因此无冰生成,溪流状溢流冰从加热区 D 后方开

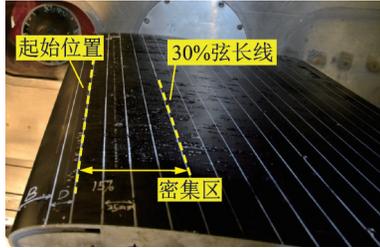


图7 防冰表面溢流冰(R01)

Fig.7 Runback ice accretion details(R01)

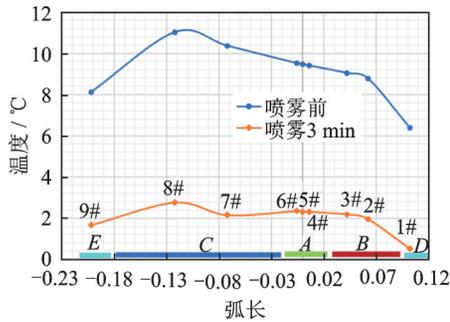
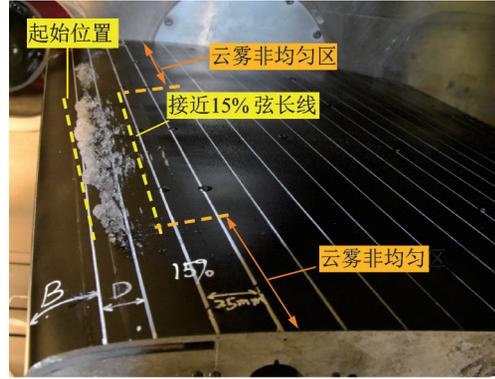
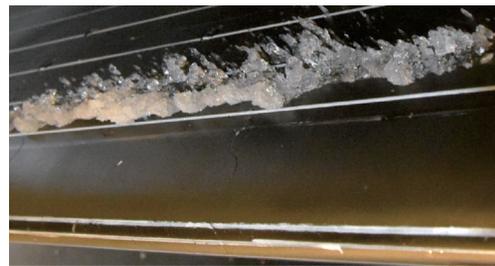


图8 防冰表面温度变化曲线(R01)

Fig.8 Leading edge skin temperature distributions(R01)



(a) Overall view



(b) Close-up view

图10 防冰表面溢流冰(R03)

Fig.10 Runback ice accretion details(R03)

始形成,说明这里温度逐渐降低至冰点。

3.2 云雾参数

基准设计状态下 $LWC=1.0\text{ g/m}^3$, $MVD=20.1\text{ }\mu\text{m}$, 研究云雾参数对翼型防冰表面溢流冰生成的影响时,单独改变液态水含量或水滴平均直径,以此来获得不同云雾参数下防护表面溢流冰生成的变化规律。

3.2.1 MVD影响

其他试验条件与基准设计状态一致,仅MVD增大为 $30\text{ }\mu\text{m}$ 和 $36\text{ }\mu\text{m}$,即试验车次为R02和R03,具体试验结果如图9、10所示。

依据试验段云雾条件校测经验,在水滴平均直径稍大的情况下,冰风洞试验段水平方向两侧的云雾水含量稍小,会导致翼型防冰表面两端部分区域无冰或少冰,但中间有效区域溢流冰生成未受影响。当MVD为 $30\text{ }\mu\text{m}$ 时,溢流冰从加热区域B后

缘开始生成,主要落在加热区域D内,为典型冰脊状溢流冰,溢流冰高度 $1.7\sim 5.4\text{ mm}$;当MVD增加到 $36\text{ }\mu\text{m}$ 时,依然生成冰脊,起始位置从加热区B后缘开始,也生成在加热区D内,溢流冰高度 $6\sim 9.6\text{ mm}$ 。

结合前面的基准设计状态,当MVD为 $20.1\text{ }\mu\text{m}$ 时,翼型防冰表面生成溪状溢流冰,溢流冰高度约 1 mm 。说明当MVD增大至 $30\text{ }\mu\text{m}$ 时,防冰表面更容易生成高度较高的冰脊,溢流冰起始位置随着MVD的增加而往前移动。

3.2.2 LWC影响

其他试验条件与基准设计状态一致,LWC分别为 0.45 g/m^3 和 1.5 g/m^3 ,即试验车次为R04和R05,具体试验结果如图11、12所示。

图11中翼型前缘加热区内无冰,溢流冰从加热片D范围内开始生成,起始距离位于加热片B后缘线约 5 mm 处。溢流冰为典型溪状冰,溢流密集

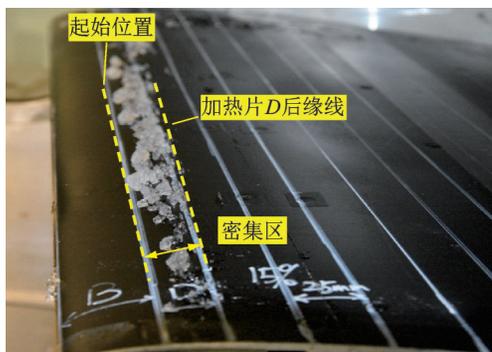


图9 防冰表面溢流冰(R02)

Fig.9 Runback ice accretion details(R02)

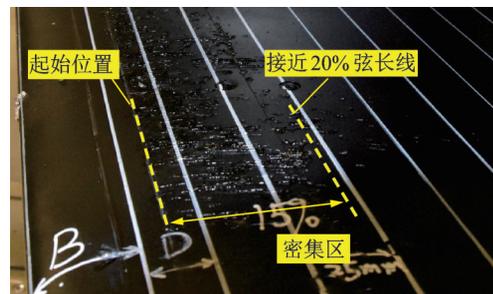


图11 防冰表面溢流冰(R04)

Fig.11 Runback ice accretion details(R04)

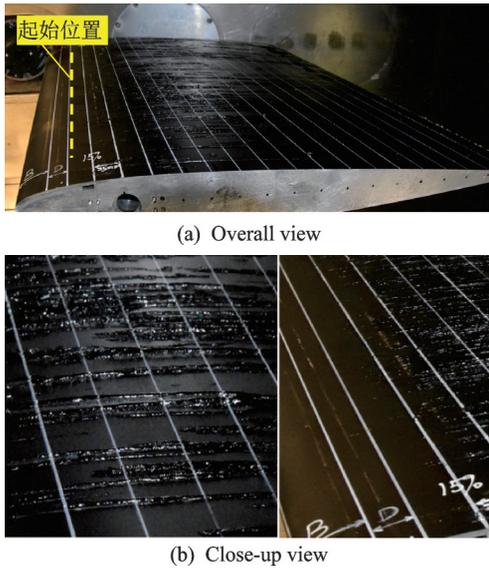


图 12 防冰表面溢流冰(R05)

Fig.12 Runback ice accretion details(R05)

区在 20% 弦长线内,冰高度 0.1~0.35 mm。图 12 为 LWC 增大至 1.5 g/m³ 时的溢流冰生成情况,上翼面从加热片 D 后开始形成典型溪状溢流冰,并有间隙地覆盖整个上翼面区域至尾缘;冰高度 0.2~0.3 mm。由图 11 可知,溪状溢流冰初始形成时相互之间有间隙。结合基准设计状态试验结果,说明 LWC 越大,溢流冰起始位置越靠后,同时溢流冰在翼面的溢流范围越广。

综合上述试验结果,绘制不同云雾条件下溢流冰生成起始位置分布,如图 13 所示。当 MVD 从 20.1 μm 增加至 36 μm 时,生成溢流冰的起始位置更加靠近翼型前缘;当 LWC 从 0.45 g/m³ 增加至 1.5 g/m³ 时,溢流冰起始位置向翼型尾缘移动。关于溢流冰起始位置与 MVD 和 LWC 之间的影响规律需要做进一步的试验研究分析。

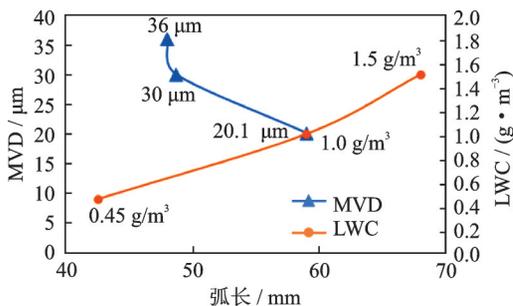


图 13 不同云雾条件下溢流冰起始位置分布图

Fig.13 Initial location of runback ice accretion at different icing conditions

3.3 加热功率

因防护能量不足导致生成溢流冰很常见,试验状态 R06 和 R07 下分别将加热膜的加热功率上调 20% 和下调 20%,之后在冰风洞中进行防冰试验,

观察翼型表面溢流冰因加热功率的改变而发生的变化,分析其影响规律。溢流冰试验结果如图 14 所示。加热功率上调 20% 后溢流冰从加热区后方 15% 弦长线开始生成,稀疏分布于整个上翼面,冰高度 0.3~0.9 mm。当加热功率下调 20% 后,翼型防冰表面溢流冰生成情况如图 15 所示。喷雾 3 min 停止后,溢流冰从加热区域 B 后缘线开始形成,开始是典型溪状溢流冰溢流范围集中于 15% 弦长线后五格区域,高度约 0.5 mm;分析试验视频能观察到喷雾 2 min 左右溢流冰起始位置处开始形成明显冰脊,冰脊高度 2.2~5.6 mm;生成冰脊之后溪状溢流冰溢流范围不再增加。前缘因加热膜上布置热电偶的间隙,有 3 段明显残留冰,从右至左宽度分别为 17、11.15 和 14.5 mm。

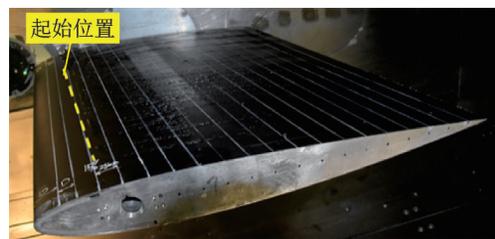


图 14 防冰表面溢流冰(R06)

Fig.14 Runback ice accretion details(R06)

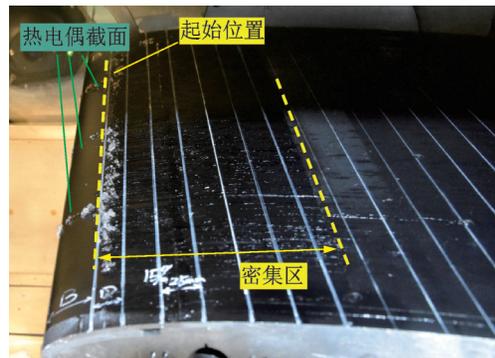


图 15 防冰表面溢流冰(R07)

Fig.15 Runback ice accretion details(R07)

翼型前缘加热功率的改变直接影响防冰表面的温度分布,喷雾前后翼型中间测温截面的温度分布曲线如图 16 所示。未喷雾之前,相比基准设计状态上调 20% 加热功率后,翼型表面温度上升约 4℃,下调 20% 加热功率后,翼型表面温度下降约 2℃。喷雾 3 min 后,所有状态下翼型表面温度均有所下降,但依然是上调 20% 状态时防冰表面温度最高,此状态下溢流冰起始位置也距离前缘最远,如图 17 所示。

当加热功率下调 20% 后,试验发现在溪状溢流冰生成之后继续生成明显冰脊,提取冰脊生成区域内 1#、2# 和 3# 热电偶的温度数据如图 18 所示。

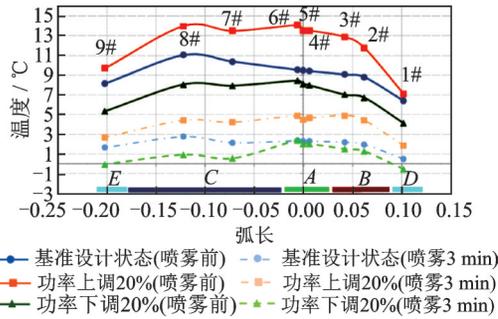


图16 喷雾前和喷雾3 min后防冰表面温度曲线(R06, R07)

Fig.16 Leading edge skin temperature distributions before spray and after spray(R06, R07)

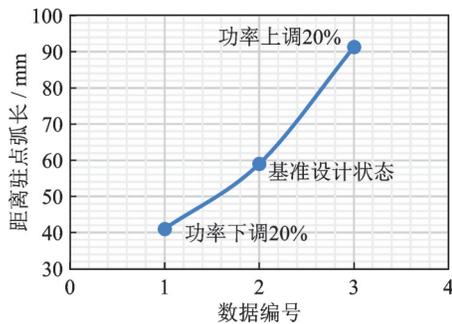


图17 不同加热功率下溢流冰起始位置分布

Fig.17 Initial location of runback ice accretion at different heat powers

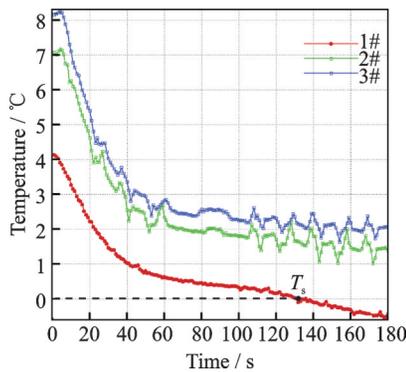


图18 冰脊区域翼型表面温度变化曲线(R07)

Fig.18 Wing skin temperature distributions of ice ridge region(R07)

喷雾130 s后1#热电偶对应表面温度 T_s 低于 $0\text{ }^\circ\text{C}$,即加热区D的表面温度开始低于 $0\text{ }^\circ\text{C}$,这时加热区内水滴溢流到此处开始冻结,之后防护区内的液态水逐渐在此堆积形成冰脊,冰脊之后不再有水滴往后溢流。

3.4 环境温度影响

在研究环境温度对翼型防冰表面溢流冰生成的影响时,以基准设计状态的环境温度为基础进行上下延伸,进行了环境温度分别为 $-5\text{ }^\circ\text{C}$ 和 $-9\text{ }^\circ\text{C}$ 的防冰试验,即试验状态R08和R09。图

19为当环境温度升至 $-5\text{ }^\circ\text{C}$ 时翼型表面溢流冰情况。可以看出,约从25%弦长线开始生成溪状溢流冰,展向集中分布于100~350 mm区域内;溢流冰高度0.2~1.2 mm;与基准设计状态环境温度 $-7\text{ }^\circ\text{C}$ 相比,溢流冰的起始位置往后移动,生成范围更广。当环境温度降至 $-9\text{ }^\circ\text{C}$ 时,翼型防冰表面溢流冰生成情况如图20所示。翼型前缘防护区域内有冰覆盖,说明此状态下电加热防冰系统防护能量不足,未达到预期防冰效果。喷雾开始时防护区内液态水往后溢流形成溪状溢流冰,不到1 min溢流冰起始位置处开始形成冰脊,并逐渐覆盖加热区。最终整个加热区内生成有间隙的颗粒状冰脊,呈向前倾斜式生长,大小不一,高度6~9.6 mm;紧跟冰脊后方的是密集分层的溪状溢流冰,高度约1.2 mm。

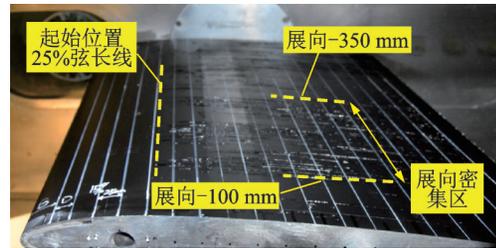
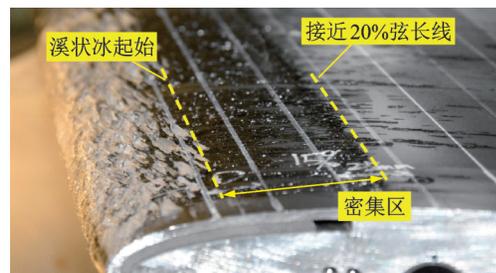


图19 防冰表面溢流冰(R08)

Fig.19 Runback ice accretion details(R08)



(a) Overall view



(b) Close-up view

图20 防冰表面溢流冰(R09)

Fig.20 Runback ice accretion details(R09)

试验中观察到环境温度为 $-9\text{ }^\circ\text{C}$ 时,喷雾1 min左右,防护区后方典型溪状溢流冰前生成颗粒状冰脊,全部位于加热区D内,进而覆盖整个防护区。因此提取加热区D、B和A对应的测温热电偶1#、3#和5#的温度变化曲线进行分析,如图21所示。从图中可知喷雾40 s后加热区D表面温度从 $4\text{ }^\circ\text{C}$ 降至 $0\text{ }^\circ\text{C}$,此时防护区内液态水溢流至此处

开始冻结,随着喷雾继续,加热区D表面温度继续下降,冻结的溢流冰逐渐向防护区内移动,最终覆盖整个防护区,说明此状态下电加热防冰系统失效。

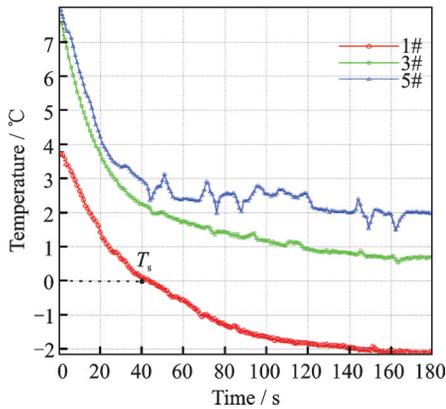


图21 冰脊区域翼型表面温度变化曲线($T=-9^{\circ}\text{C}$)

Fig.21 Wing skin temperature distributions of ice ridge region($T=-9^{\circ}\text{C}$)

4 结 论

本文基于中国航空工业空气动力研究院FL-61结冰风洞开展了平尾后掠翼型电加热冰风洞试验研究,针对结冰条件风速90 m/s,环境温度 -7°C ,MVD $20.1\ \mu\text{m}$,LWC $1.0\ \text{g}/\text{m}^3$,喷雾时间3 min,利用加热翼型前缘蒙皮的方法得到所需的相关溢流冰外形;当前缘加热膜功率密度0.46、0.4和 $0.27\ \text{W}/\text{cm}^2$ 时,翼型防冰表面防护区后方生成典型溪状溢流冰,以此为研究基准状态,通过改变环境温度、云雾参数和电加热功率条件,观察翼型防冰表面溢流冰的冻结特征,得到以下溢流冰生成的相关规律:

(1) 当MVD从 $20.1\ \mu\text{m}$ 增加到 $30\ \mu\text{m}$ 时,溢流冰类型由溪状冰变成典型的冰脊;随着MVD增大,防护区后方溢流冰生成起始位置逐渐往翼型前缘移动,溢流冰高度也随之增加。当LWC从 $0.45\ \text{g}/\text{m}^3$ 增大至 $1.5\ \text{g}/\text{m}^3$ 时,防护区后方均生成典型溪状溢流冰,生成的起始位置随着LWC增大而往后移动,溢流冰的溢流长度也随之变长。

(2) 防冰表面提供的加热功率降低后,防护区后方生成溢流冰类型从溪状冰转变成冰脊,当加热功率低至一定值后,溢流冰逐渐向防护区内生成,易导致防冰失效;而当加热功率增加时,溢流冰生成的起始位置会向后移动,溢流范围也逐渐增大。

(3) 环境温度降低时,若加热功率不变,翼型防冰表面溢流冰生成的起始位置逐渐向前缘移动;环境温度继续降低时,溢流水逐渐向防护

区内冻结,直至覆盖整个防护区,导致防冰系统失效。

参考文献:

- [1] 徐忠达,苏媛,曹义华. 平尾积冰对飞机纵向气动参数的影响[J].航空学报,2013,34(7):1563-1571.
XU Zhongda, SU Yuan, CAO Yihua. The effect of tailplane icing on aircraft longitudinal aerodynamic parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013,34(7):1563-1571.
- [2] 钟长生,张斌,洪冠新. 结冰对平尾性能的影响及平尾失速分析[J].中国民航飞行学院学报,2004,15(6):6-10.
ZHONG Changsheng, ZHANG Bin, HONG Guanxin. Investigation of iced tailplane[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2004,15(6):6-10.
- [3] 史刚,李云. Y-8飞机平尾积冰导致的飞行事故分析[J].飞行力学,2011,29(5):84-86.
SHI Gang, LI Yun. Study of two flight accidents in a row caused by horizontal tail icing[J]. Flight Dynamics. 2011,29(5):84-86.
- [4] GENT R W, FORD J M, MOSER R J, et al. SLD research in the UK[C]//Proceedings of FAA In-flight Icing / Ground De-icing International Conference & Exhibition.[S.l.]: SAE, 2003.
- [5] CABLER S J M. Aircraft ice protection: AC No 20-73A[R]. [S.l.]: FAA, 2005.
- [6] PAPADAKIS M, RACHMAN A, WONG S C, et al. An experimental investigation of SLD impingement on airfoils and simulated ice shapes[J]. International Journal of Asian Social Science, 2003,3(1):682-702.
- [7] VAN ZANTE J F. A database of supercooled large droplet ice accretions: NASA/CR-2007-215020[R]. [S.l.]: NASA, 2007.
- [8] KEITH T, WITT K D. Development of an anti-icing runback model[C]//Proceedings of the Aerospace Sciences Meeting.[S.l.]: AIAA, 2015.
- [9] 杜雁霞,桂业伟,肖春华,等. 溢流条件下飞机结冰过程的传热特性研究[J].航空动力学报,2009,24(9):1966-1971.
DU Yanxia, GUI Yewei, XIAO Chunhua, et al. Investigation of heat transfer characteristics of aircraft icing under runback water[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(9):1966-1971.
- [10] 卜雪琴,马文涛,林贵平. 二维机翼防冰表面溢流冰

- 膜破裂数值模拟[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 368-375.
- BU Xueqin, MA Wentao, LIN Guiping. Numerical simulation of runback film breakup on two[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 368-375.
- [11] 郑梅,董威,朱剑鋈,等. 来流速度对防冰表面溢流水流动换热的影响[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 295-301.
- ZHENG Mei, DONG Wei, ZHU Jianyun, et al. Influence of free stream velocity on runback water flow and heat transfer on anti-icing surface[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 295-301.
- [12] DONG W, ZHENG M, ZHU J, et al. Calculation and analysis of runback water flow on anti-icing airfoil surface[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1597-1605.
- [13] CALAY R K, HOLDØ A E, MAYMAN P, et al. Experimental simulation of runback ice[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(2): 206-212.
- [14] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG B M. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects[C]//Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit - Meeting Papers (2005).[S.l.]: AIAA, 2005.
- [15] BROEREN A P, WHALEN E A, BUSH G T, et al. Aerodynamic simulation of runback ice accretion[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 924-939.
- [16] ALEGRE N, HAMMOND D. Experimental setup for the study of runback ice at full scale[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6): 1978-1983.
- [17] ALEGRE N, HAMMOND D. Low speed aerodynamic study of full-scale high-fidelity runback ice shapes[C]//Proceedings of the SAE 2011 International Conference on Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing.[S.l.]: SAE, 2011.
- [18] SAE Aerospace. Calibration and acceptance of icing wind tunnels; SAE ARP5905[S].[S.l.]: SAE Aerospace, 2003.

(编辑:孙静)