

基于合成射流的机翼溢流冰防护实验

杨升科¹, 郭奇灵¹, 罗振兵², 李为民³, 肖春华¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 结冰与防除冰重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

3. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了解决电加热防/除过程中,机翼前缘溢流水流至防护区后侧形成冰脊影响飞行安全的问题,提出一种电加热系统与合成射流激励器复合式防冰方法。该方法将电加热系统布置于机翼前缘,通过加热使得机翼前缘温度高于冻结温度,防止过冷水滴在机翼前缘冻结,合成射流出口位于电加热系统防护区下游,通过合成射流的吹吸作用改变溢流水的运动轨迹,防止前缘溢流水流至机翼后表面形成冰脊。在结冰风洞中,通过实验研究了液态水含量、环境温度和合成射流速度对电加热与合成射流复合式防冰性能的影响。实验结果表明:电加热与合成射流复合式防冰系统在设计的结冰气象条件下,不仅能够保持机翼前缘不结冰,还能消除机翼后表面的冰脊。

关 键 词: 溢流冰; 电加热; 合成射流; 结冰风洞; 防冰实验

中图分类号: V211.71

文献标志码: A

Experiment on airfoil runback ice protection based on synthetic jet

YANG Shengke¹, GUO Qiling¹, LUO Zhenbing²,
LI Weimin³, XIAO Chunhua¹

(1. Key Laboratory of Icing and Anti/De-Icing,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

3. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A hybrid ice protection method combining thermoelectric systems and synthetic jet actuators was designed to solve the problem of runback ice. In this method, the thermoelectric system was arranged on the leading edge of the wing to prevent the super-cooled water droplets from freezing. The synthetic jet slot was located downstream the thermoelectric system to change the trajectory of runback water. The effects of the liquid water content, the incoming flow and the velocity of synthetic jet on the anti-icing performance of the hybrid ice protection system were studied in the icing wind tunnel. The results showed

收稿日期: 2020-05-11

基金项目: 国家自然科学基金(11572338)

作者简介: 杨升科(1992—),男,工程师,硕士,主要从事飞机结冰与防除冰研究。

通信作者: 肖春华(1976—),男,研究员,博士,主要从事结冰机理与防除冰应用研究。E-mail:dragoner@163.com

引用格式: 杨升科,郭奇灵,罗振兵,等. 基于合成射流的机翼溢流冰防护实验[J]. 航空动力学报,2020,35(11):2364-2370. YANG Shengke, GUO Qiling, LUO Zhenbing, et al. Experiment on airfoil runback ice protection based on synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2364-2370.

that the hybrid ice protection method could keep both the leading-edge and downstream regions free from icing.

Key words: runback ice; thermoelectric; synthetic jet; icing wind tunnel; anti-icing experiment

飞机在含过冷水滴的云层中飞行时,飞机的机翼、尾翼、进气道、天线罩、仪表传感器等部件表面容易出现结冰现象^[1]。飞机结冰不仅增加飞机质量,而且会破坏飞机表面的气动外形,改变绕流流场,使得飞机最大升阻比下降、失速攻角减小,影响飞机的操作性和稳定性,严重时甚至会造成安全事故^[2]。近年来,尽管研究者在飞机结冰与防除冰研究方面花费了大量的精力,但结冰问题仍然是威胁飞机飞行安全最主要的原因之一,进一步研究和发展飞机防/除冰技术对于保障飞行安全是十分必要的^[3-5]。

电加热防/除冰系统是目前最主要的防冰方法之一,其具有可靠性高、效率高、易于实现自动化等优点,且符合全电飞机的发展趋势,备受研究者的青睐^[6-8]。在长期的实际飞行和实验中发现,采用电加热防冰系统对机翼进行防冰时,若采用不完全蒸发防冰,防冰的过程中容易在机翼防冰区域后侧形成溢流冰^[9]。针对溢流冰现象,研究者开展了大量研究。肖春华等人^[10]通过结冰风洞实验研究了来流速度、环境温度以及加热功率等对溢流冰的影响;杜雁霞等人^[11]基于相变与液膜理论,建立了溢流条件下飞机的传热模型;王昆等人^[12]通过分析结冰表面传热传质的现象,基于流固耦合对溢流水和溢流冰的范围进行了预测;周莉等人^[13]采用数值模拟的方法,分析了溢流冰对翼型气动特性的危害。总之,溢流冰在飞行的过程中不断积累形成冰脊,使得飞机升力下降、阻力增加,严重影响机翼的气动特性,对飞机的飞行安全造成危害。

为了在较低能耗下减小甚至消除电加热湿防冰过程中形成冰脊对飞机性能的影响,特别是对于一些高性能机翼这种影响尤为明显,研究者们发展了多种防/除冰方法相结合的复合式防/除冰技术。Al-Khalil 等人^[14-15]提出了一种电加热防冰系统与电脉冲防冰系统相结合的复合式防冰方法。电加热防冰系统布置于机翼前缘,防止过冷水滴凝结,电脉冲防冰系统位于电加热防冰系统后侧,周期性的除去溢流水形成的冰脊,通过风洞实验验证了该方法的有效性。Fortin^[16]、Strobl

等人^[17]采用电加热防冰和疏水涂层相结合的方法用于飞机表面防冰,实验和数值仿真结果表明通过疏水材料可以有效降低冰层与机翼表面之间的黏附力,在气动力的作用下冰层脱落,该方法能够显著减小防冰功率,但存在除冰不彻底的问题。Strobl 等人^[18]在结冰风洞中对电热防冰系统、压电式除冰系统以及疏水涂层结合起来的方法进行了有效性验证,结果表明相比于传统的全蒸发加热防冰,这种复合式防冰方法能够使能耗减小 91%。上述复合式防冰方法处理溢流冰时,均采用除冰方法周期性的除去电热防冰防护区后侧的溢流冰,无法保证机翼表面全时段不受冰污染的要求,且存在除冰不干净的风险。

针对目前已有的溢流冰防护方法的不足,本文设计了一种电加热防冰系统与合成射流激励器相结合的复合式防冰系统。合成射流技术作为一种主动流动控制技术,具有结构简单、能耗低、易于控制、无需外加气源等优点,已经在诸多领域得到应用,特别是在低速流控制中已经取得了很好的控制效果^[19-22]。压电式合成射流激励器的工作原理主要是利用振动膜片来回反复运动,对腔体内气体压缩形成射流。为了验证本文复合式防冰方法的有效性,在结冰风洞中开展了验证性实验,分析了液态水含量、环境温度对溢流冰形态及其防护效果,以及合成射流强度等参数对电加热与合成射流复合式防冰效果的影响。

1 实验设备和方案

1.1 实验风洞

本次实验是在中国空气动力研究与发展中心 FL-16y 结冰风洞中开展的,其结构如图 1 所示。该风洞为低速回流式风洞,主要由洞体、动力系统、制冷系统、喷雾系统等组成。FL-16y 结冰风洞主实验段尺寸为 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$,在常压下,动力系统可使实验段风速达到 170 m/s ,风速控制精度为 $\pm 1\text{ m/s}$,制冷系统可使实验段温度在 $-30 \sim 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间调节,温度控制精度为 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。喷雾系统通过调节位于实验段前方喷嘴的水压和气压可以模拟不同水滴直径和液态水含量的云雾场,从

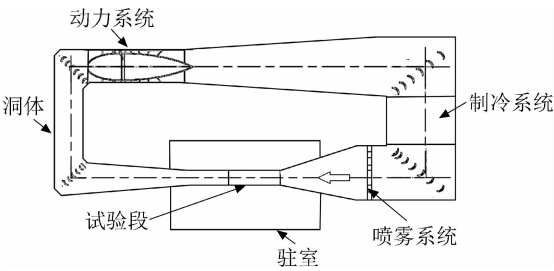


图 1 结冰风洞结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of icing wind tunnel

而到达实验参数的要求。

1.2 实验模型

为了实现电加热防冰系统与合成射流系统复合式防冰,设计了如图 2 所示的实验模型。模型外形采用 NACA0012 翼型,主要材料为铝合金。模型的弦向和展向长度均为 200 mm,与结冰风洞实验段的高度一致。在本研究中,电加热膜长度为 0.25 倍弦长,宽度覆盖整个模型展向,由于驻点附近过冷水滴收集较多,在驻点处贴两层加热膜,以提高驻点处的温度。为了研究前缘电加热系统在防冰过程中机翼表面的温度分布特点,在模型上共布置了 3 个 K 型热电偶(图中 T1、T2、T3),热电偶测量精度为 $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,具体位置见图 2。合成射流系统布置于电加热系统防护区下游中心线上,合成射流激励器设计于机翼内部,通过连接机翼内表面和振动膜片形成一个腔体,腔体直径为 46 mm,合成射流激励器出口位于机翼表面上,出口中心距离前缘驻点 70 mm,出口宽度为 2 mm,长度为 40 mm;振动膜片由压电陶瓷和金属片组成,直径分别为 32 mm 和 50 mm。压电陶瓷片在正弦波等电流下会发生周期性形变,但形

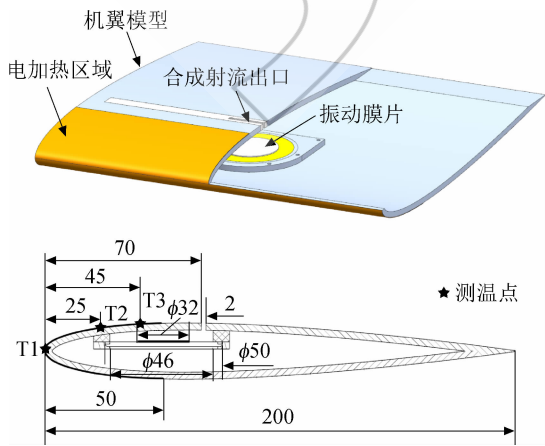


图 2 实验模型示意图(单位:mm)

Fig. 2 Schematic diagram of experimental model
(unit: mm)

变量较小,将压电陶瓷贴于硬度较小的金属片上,使得振动形变量增加,从而获得更大动量的射流。

电加热与合成射流复合式防冰方法的实验系统由电加热子系统和合成射流子系统组成。电加热子系统由直流电源、电加热膜和温度采集系统构成,电加热膜由直流电源进行供电,从而提高机翼前缘的温度,温度采集系统负责实时采集电加热膜表面温度;合成射流子系统由合成射流激励器、任意波形发生器、功率放大器和示波器组成,通过任意波形发生器产生正弦波信号输入功率放大器,功率放大器将信号幅值进行放大,输出到合成射流激励器膜片上,膜片在正弦波信号的驱动下,发生周期性的形变,对腔体内的空气进行压缩或扩张,形成合成射流,示波器用于监测实验时功率放大器输出的信号。整个实验过程通过摄像机进行记录。

1.3 实验方案

为了研究不同液态水含量、环境温度下溢流冰的形态及其防护效果,以及合成射流强度对电加热与合成射流复合式防冰性能的影响,开展了 8 个状态的风洞实验,实验的来流风速为 30 m/s,水滴直径(MVD)为 20 μm ,合成射流的工作电压为 200 V,其余实验参数见表 1。

表 1 实验参数
Table 1 Experimental parameters

实验状态	来流温度/ $^{\circ}\text{C}$	液态水含量/ (g/m^3)	合成射流频率/Hz
1	-10	1	
2	-10	1	600
3	-10	0.5	
4	-10	0.5	600
5	-5	1	
6	-5	1	600
7	-10	1	550
8	-10	1	500

实验时,在风洞风速和温度稳定后,需至少保持该状态 15 min,使得风洞和实验模型到达热平衡。电加热膜的输入电压为 24 V,驻点处电加热膜在喷雾前 120 s 开启,其余电加热膜在喷雾前 90 s 开启,提高机翼前缘的温度,确保过冷水滴撞击前缘时不发生冻结,合成射流系统在喷雾前 10 s 时开启,整个实验过程喷雾时间为 120 s,喷雾

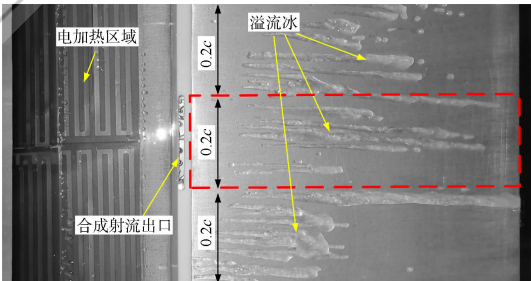
停止后立即关闭加热系统和合成射流系统。

2 实验结果与分析

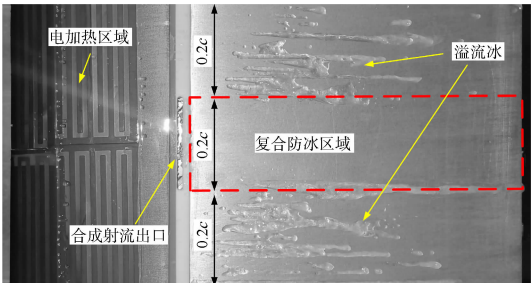
2.1 典型实验结果分析

实验在典型的混合冰状态下对机翼溢流冰及其防护进行了研究。实验状态 1 为电加热湿防冰实验,来流风速为 30 m/s,来流温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$,液态水含量为 1 g/m^3 ,水滴直径为 $20\text{ }\mu\text{m}$ 。实验状态 2 是与实验状态 1 相对应的复合式防冰实验,风洞参数与实验状态 1 一致,合成射流的驱动电压为 200 V,驱动频率为 600 Hz,根据前期测量结果,此时合成射流的峰值速度为 24 m/s。为了减小壁板对实验结果的影响,实验结果只采用模型中间 60% 的区域。实验过程中机翼表面各测温点温度随时间的变化如图 3 所示,其中 T1 为驻点处测温点温度,T2 为距离驻点 25 mm 处测温点温度,T3 为距离驻点 45 mm 处机翼表面的温度。加热过程中,由于驻点处有两层加热膜,喷雾开始前驻点处温度最高。喷雾开始后,过冷水滴随气流撞击在机翼前缘,此时机翼前缘加热区域温度迅速下降。机翼驻点附近水滴收集量最高,且液态水的导热系数远高于空气的导热系数,所以驻点附近热量损失较大,温度降幅最大,降低约 $18\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。实验过程中机翼前缘电加热区温度保持在 $10\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间,高于水滴冻结温度,收集的水滴不会在前缘冻结,而是在气动力的作用下,继续向下游流动,形成溢流水。当溢流水到达非防护区时,由于表面温度低于冻结温度,溢流水与机翼表面迅速换热,在机翼表面逐渐冻结,形成溢流冰,如图 4(a)所示。随着防冰时间的增加,溢流冰的

厚度和长度会不断的增长,最终会影响飞机飞行安全。图 4(b)为电加热与合成射流复合式防冰实验结果。定义合成射流出口后部为复合防冰区域,如图中虚线框所示,并将机翼下游分为 3 个宽度为 0.2 倍弦长(图中 c 表示弦长)的区域。机翼前缘溢流水流至合成射流出口处,与合成射流相互作用,根据合成射流工作的特点,溢流水流经合成射流时会发生两种情况。当合成射流激励器的膜片向上运动时,此时合成射流处于冲程,溢流水受到合成射流垂直于出口的冲击会脱离机翼表面,并形成小水滴。脱离机翼表面的水滴在气动力的作用下继续向下游流动,不会再附着于机翼表面。当合成射流膜片向下运动时,此时合成射流处于吸程,溢流水在吸力的作用下流入合成射流腔体内,流入腔体内的溢流水在振动膜片的振动下而破碎,发生雾化,大部分小液滴随合成射流喷出腔体外,并被来流带走,少部分小液滴附着于腔体内壁面并冻结。即两种情况下,溢流水都无法流至机翼下游从而消除了溢流冰。从图中可以看出,合成射流出口后侧的防护区内无溢流冰,在防护区域外仍有大面积溢流冰。实验结果表明,设计的复合式防冰系统能够消除电加热湿防冰过程中产生的溢流冰。



(a) 电加热湿防冰



(b) 复合式防冰

图 4 状态 1 和状态 2 实验结果

Fig. 4 Experimental results of case 1 and case 2

2.2 液态水含量对防冰效果的影响

来流条件中液态水含量的变化必然会引起机

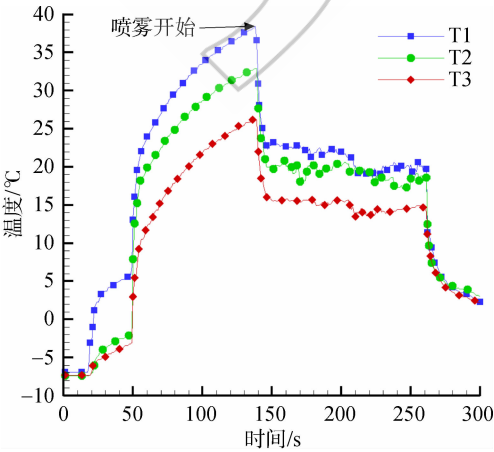


图 3 状态 1 模型表面温度曲线

Fig. 3 Surface temperature of model at case 1

翼溢流冰和防冰效果的变化,实验研究了在电加热功率和合成射流速度保持不变的情况下,改变来流液态水含量,溢流冰的变化和复合式防冰效果。

在实验状态 1 和实验状态 3 中,来流的液态水含量分别为 1 g/m^3 和 0.5 g/m^3 。图 5 为液态水含量为 0.5 g/m^3 机翼前缘表面温度随时间的分布图。对比图 3 和图 5,在其他条件相同的情况下,随着液态水含量的减小机翼表面的温度整体上升,这是由于来流液态水含量较低时,机翼前缘收集的水量减小,水滴带走的热量较小,机翼前缘温度的降幅减小。图 6(a)为液态水含量为 0.5 g/m^3 时电加热湿防冰实验结果,随着液态水含量的减少,机翼前缘收集的过冷水滴减少,溢流水的流量减低,使得机翼下游溢流冰的面积明显减少。实验状态 4 是与实验状态 3 相对应的复合式防冰实验,实验结果见图 6(b),实验结果表明复合式防冰系统在液态水含量为 0.5 g/m^3 时,其复合防冰区域内无溢流冰,即在该条件下具有很好的防冰效果。

2.3 温度对防冰效果的影响

云层的温度对机翼表面溢流冰的形成具有明显的影响。实验状态 1 和实验状态 5 环境温度分

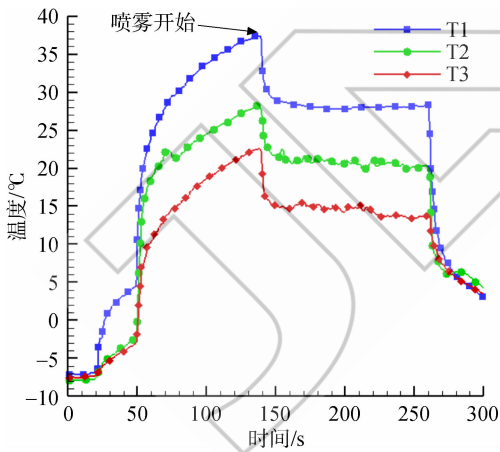
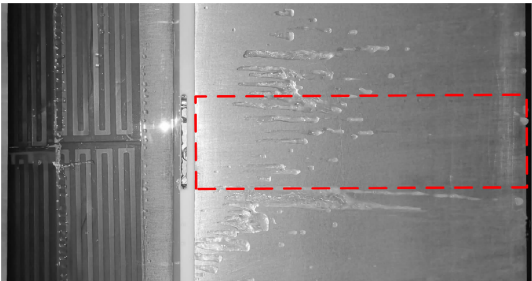
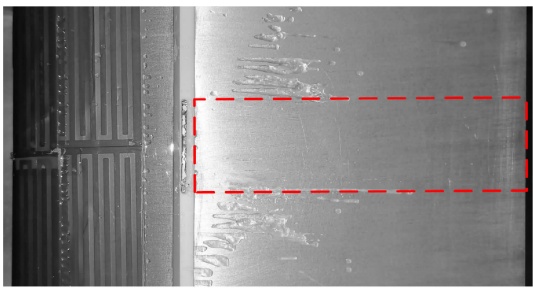


图 5 状态 3 模型表面温度曲线

Fig. 5 Surface temperature of model at case 3



(a) 电加热湿防冰



(b) 复合式防冰

图 6 状态 3 和状态 4 实验结果

Fig. 6 Experimental results of case 3 and case 4

别为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$,其余实验条件和实验过程相同。图 7 为环境温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时机翼前缘温度随时间的分布,相比于环境为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$,在相同的加热功率下,机翼表面的温度随环境温度的升高而整体升高。图 8(a)为电加热湿防冰下机翼后表面溢流冰的实验结果。环境温度的升高,来流水滴的温度和机翼表面的温度升高,水滴经过机翼前缘加热后形成溢流水流至机翼下游,溢流水与机翼表面和周围环境的温差减小,一方面水滴与周围环境对流换热减弱,另一方面水滴与机翼表面的热传导减弱,使得水滴温度下降速度减缓,水滴流入机翼下游时不会马上冻结,而是一段距离后才发生冻结,所以和环境温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 相比,图 8(a)中溢流冰的冻结起始距离向后移。对于部分温度较高的水滴,温度还未降至冻结温度时就在气动力的作用下飞离机翼表面,所以机翼表面的结冰量减少。图 8(b)复合式防冰实验结果,在环境温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,耦合式防冰区域保持干净,即在状态 6 下设计的复合式防冰系统有较好的防冰效果。

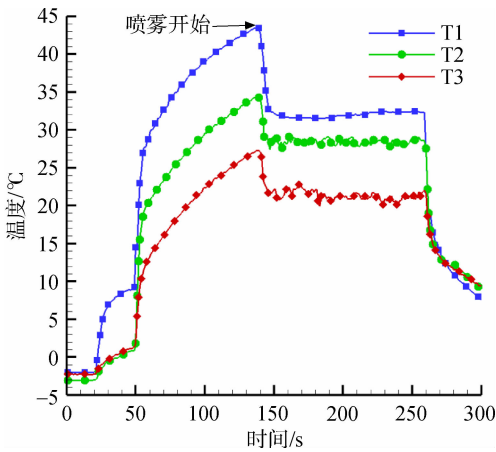
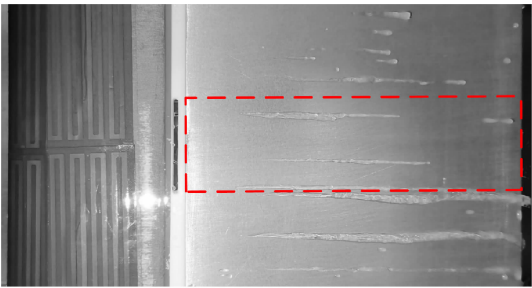
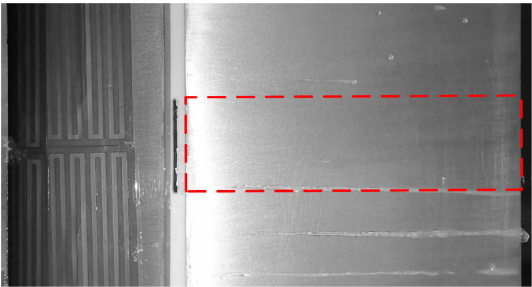


图 7 状态 5 模型表面温度曲线

Fig. 7 Surface temperature of model at case 5



(a) 电加热湿防冰



(b) 复合式防冰

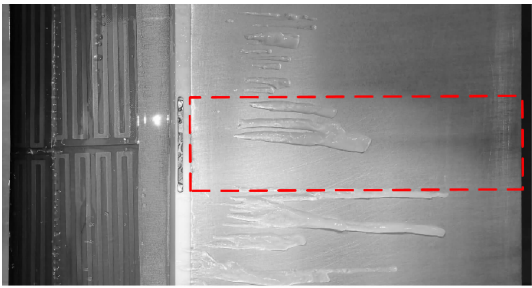
图 8 状态 5 和状态 6 实验结果

Fig. 8 Experimental results of case 5 and case 6

2.4 合成射流速度对防冰效果的影响

合成射流的速度是影响复合式防冰系统防冰效果的关键。对于同一个合成射流激励器,改变其驱动频率可以控制合成射流速度。为了研究合成射流速度对电加热与合成射流复合防冰效果的影响,在其他实验条件不变的情况下,分别研究了合成射流驱动频率为 550 Hz 和 500 Hz 时复合式防冰系统的防冰效果。前期利用热线风速仪测得合成射流驱动频率为 550 Hz 和 500 Hz 对应的峰值速度分别为 15.3 m/s 和 4.7 m/s。

实验状态 7 和实验状态 8 的合成射流峰值速度 V_m 分别为 15.3 m/s 和 4.7 m/s,其复合式防冰结果见图 9。合成射流峰值速度为 15.3 m/s 时,复合防冰区域基本没有溢流冰,只在防护区边缘有少量溢流冰,即在合成射流峰值速度为 15.3 m/s 时,复合式防冰系统仍有较好的防冰效果。当合成射流峰值速度为 4.7 m/s 时,此时合成射



(b) 复合式防冰($V_m=4.7$ m/s)

图 9 状态 7 和状态 8 实验结果

Fig. 9 Experimental results of case 7 and case 8

流产生的动能较小,对于大部分的溢流水,合成射流产生的力无法改变其运动轨迹,溢流水继续向机翼下游流动,最终在复合防冰区域冻结,可以认为此时复合式防冰系统已经不能满足防冰要求。实验结果表明,电加热与合成射流复合式防冰效果与合成射流峰值速度相关,当合成射流的峰值速度较小时,其产生的冲击和吸力不能改变溢流水的轨迹,使得该复合防冰方法失效。

3 结 论

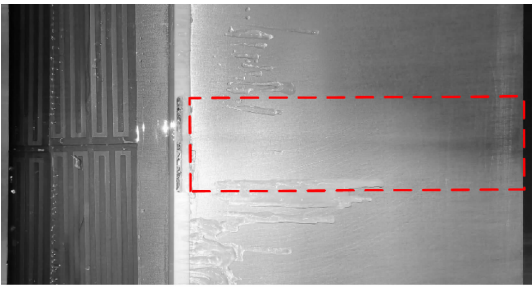
本文在结冰风洞中开展了机翼溢流冰及其防护实验研究,针对电加热湿防冰过程中产生的溢流冰现象,设计了一种电加热系统与合成射流激励器相结合的复合式防冰系统,通过实验可以得出以下结论:

1) 设计的电加热与合成射流复合式防除冰系统,不仅保留了电加热防冰系统可靠性高、效率高、防冰效果好等优点,同时利用合成射流的特点改变溢流水的运动轨迹,使其无法流至机翼下游,从而消除了溢流冰。

2) 液态水含量和来流温度均会影响溢流冰的形态,在设计电加热与合成射流复合防冰系统时应综合考虑环境因素对防冰效果的影响,以达到优化防冰的效果。

3) 合成射流的强度是复合式防冰系统控制溢流冰的关键,对于特定的结冰参数,只有在合成射流达到一定速度时,复合式防冰方法才能达到预期的效果。

4) 合成射流作为一种主动流动控制技术,在非结冰环境中能够起到提高飞行升力,增大失速迎角,控制流动分离等作用。目前合成射流在防冰和流动控制两方面的研究都是独立的,对于如何合理设计和布置合成射流激励器,使其同时满足机翼防冰和流动控制的需求,需要进一步研究。



(a) 复合式防冰($V_m=15.3$ m/s)

参考文献:

- [1] POLITOVICH M K. Aircraft icing[M]//2nd ed. NORTH G R, PYLE J, ZHANG Fuqing. Encyclopedia of atmospheric sciences, 2015:160-165.
- [2] VALAREZO W O, LYNCH F T, MCGHEE R J. Aerodynamic performance effects due to small leading-edge ice (roughness) on wings and tails[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6):807-812.
- [3] 易贤, 桂业伟, 朱国林. 飞机三维结冰模型及其数值求解方法[J]. 航空学报, 2010, 31(11):2152-2158.
YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin. Numerical method of a three-dimensional ice accretion model of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11):2152-2158. (in Chinese)
- [4] 肖春华, 林伟, 杨升科, 等. 结冰云雾参数对冰与固壁间剪切强度影响的初步研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12):2627-2634.
XIAO Chunhua, LIN Wei, YANG Shengke, et al. Preliminary study on influence of icing cloud parameters on ice shear strength on solid wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12):2627-2634. (in Chinese)
- [5] THOMAS S K, CASSONI R P, MACARTHUR C D. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5):841-854.
- [6] 卜雪琴, 林贵平, 郁嘉. 机翼电加热防冰表面内外传热的耦合计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7):55-60.
BU Xueqin, LIN Guiping, YU Jia. Coupled heat transfer calculation on an airfoil electrothermal anti-icing surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7):55-60. (in Chinese)
- [7] 雷桂林, 郑梅, 董威, 等. 航空发动机进气支板电热防冰试验[J]. 航空学报, 2017, 38(8):1-12.
LEI Guilin, ZHENG Mei, DONG Wei, et al. Test on electrothermal anti-icing of aero-engine inlet strut[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(8):1-12. (in Chinese)
- [8] DIND L, CHANG S, YANG S, et al. Study on heating strategies of nose cone electrothermal anti-icing[J]. Journal of Aircraft, 2017, 55(8):1-5.
- [9] 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.
- [10] 肖春华, 桂业伟, 杜雁霞, 等. 电加热过程的冰脊形成实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(6):54-58.
XIAO Chunhua, GUI Yewei, DU Yanxia, et al. Experimental investigation on the ice ridge formation during the processes of electro-heating[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6):54-58. (in Chinese)
- [11] 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):56-61.
DU Yanxia, GUI Yewei, XIA Chunhua, et al. Investigation of heat transfer characteristics of aircraft icing under runback water[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9):56-61. (in Chinese)
- [12] 王昆, 白俊强, 夏露, 等. 飞机热气防冰系统与冰脊预测的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11):2694-2703.
WANG Kun, BAI Junqiang, XIA Lu, et al. Numerical simulation of aircraft hot air anti-icing system and ice ridge prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11):2694-2703. (in Chinese)
- [13] 周莉, 徐浩军, 杨哲, 等. 冰脊对翼型气动特性影响的数值模拟研究[J]. 飞行力学, 2012, 30(6):489-493.
ZHOU Li, XU Haojun, YANG Zhe, et al. Numerical simulation of ridge ice shapes on airfoil aerodynamics[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(6):489-493. (in Chinese)
- [14] AL-KHALIL K M, FERGUSON T W, PHILLIPS D M. A hybrid anti-icing ice protection system[R]. AIAA 97-0302, 1997.
- [15] AL-KHALIL K. Thermo-mechanical expulsive deicing system: TMEDS[R]. AIAA-2007-692, 2007.
- [16] FORTIN G, ADOMOU M, PERRON J. Experimental study of hybrid anti-icing systems combining thermoelectric and hydrophobic coatings[R]. Society of Automation Engineers (SAE) Technical Paper 2011-38-0003, 2011.
- [17] STROBL T, STORM S, THOMPSON D, et al. Feasibility study of a hybrid ice protection system[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(6):2064-2076.
- [18] STROBL T, ADAM R, TUSCHTER M, et al. Feasibility study of a hybrid ice protection system based on passive removal of residual ice[R]. AIAA-2015-0032, 2015.
- [19] 丁林, 杨林, 王海博, 等. 合成射流对圆柱绕流流固耦合特性影响分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12):2529-2538.
DING Lin, YANG Lin, WANG Haibo, et al. Analysis of effect of synthetic jet on fluid-solid coupling characteristics around cylinder[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12):2529-2538. (in Chinese)
- [20] LUO Z B, XIA Z X, LIU B. New generation of synthetic jet actuators[J]. AIAA Journal, 2006, 44(10):2418-2420.
- [21] 单勇, 张靖周, 谭晓茗. 火花型合成射流激励器流动特性及其激励参数数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3):551-557.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Numerical study of the flow characteristics and excitation parameters for the sparkjet actuator[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3):551-557. (in Chinese)
- [22] AMITAY M, GLEZER A. Aerodynamic flow control using synthetic jet actuators[J]. Lecture Notes in Control and Information Sciences, 2006, 330(11):45-73.

(编辑:李岩梅、王碧珺)