

飞机热气防冰系统研究

常士楠, 杨波, 冷梦尧, 赵媛媛, 刘明阳
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了飞机热气防冰系统的应用背景及基本结构,回顾了其发展历程及国内外研究现状.从防冰表面水滴撞击特性计算、蒙皮外部结冰/溢流水模型建立、热气防冰腔内部结构参数研究以及多物理场防冰表面内外耦合仿真这4个关键问题角度,分析了热气防冰系统的主要研究内容.分析表明:准确预测三维溢流冰形成过程、优化热气防冰腔内部结构参数、确定防冰安全边界和防冰裕度以及冰风洞防冰系统实验的参数缩比等关键研究点是热气防冰系统的发展趋势.

关 键 词: 热气防冰; 结冰/溢流水; 水滴撞击特性; 冲击射流; 冰风洞实验

中图分类号: V211

文献标志码: A

Study on bleed air anti-icing system of aircraft

CHANG Shi-nan, YANG Bo, LENG Meng-yao,
ZHAO Yuan-yuan, LIU Ming-yang

(School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The basic structure and application background of the bleed air anti-icing system of aircraft was introduced, and its development history and present development situation at home and abroad were reviewed. The main research contents were analyzed from four key points, including the calculation of anti-icing surface droplet impingement property, the modeling of external icing/runback water of skin, the study of the internal structure parameters of bleed air anti-ice system, and multiphase coupling simulation of anti-icing system. Finally, the development trend of bleed air anti-icing system was shown via the analysis of the accurate prediction of three-dimensional accreting process of runback ice, optimization method of internal structure parameters of bleed air anti-icing system, the determination of the anti-icing system's safety boundary and margin, the parameters' scaled model icing-wind tunnel experiment of anti-icing system.

Key words: bleed air anti-icing; icing/runback water; droplet impingement property; impinging jet; ice wind tunnel test

当飞机亚声速穿越低温云层时,空气中的过冷水滴、冰晶等可能会撞击到飞机某些部件的迎风表面而结冰,其中过冷水滴结冰对飞机的性能

和安全性影响最大^[1-3].美国 NASA 飞行事故统计和原因调查报告数据显示,因结冰造成的事故占有所有飞行事故的 9%左右^[4].亚声速飞行的各

收稿日期: 2016-12-08

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2015CB755803)

作者简介: 常士楠(1968—),女,教授、博士生导师,博士,主要从事飞机防除冰技术研究.

引用格式: 常士楠,杨波,冷梦尧,等.飞机热气防冰系统研究[J].航空动力学报,2017,32(5):1025-1034. CHANG Shinan, YANG Bo, LENG Mengyao, et al. Study on bleed air anti-icing system of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1025-1034.

类运输机、直升机,甚至无人机等飞行器,在设计研制中,都需要考虑结冰防护的问题. 无论是波音、空中客车、中国商用飞机有限责任公司还是其他飞机公司,都在相关飞机的研制过程中将结冰防护系统列为非常重要的一项研究内容.

目前为止,热防冰一直是飞机结冰防护的主要方法,包括热气防冰和电热防/除冰两类. 其中,热气防冰中最常见的是传热效率较高的笛形管冲击射流防冰,也是本文重点关注的一种热气防冰方式. 笛形管热气防冰系统从发动机压气机引气,经调温调压后,通过分配管通入防冰部件前缘的笛形管. 笛形管以小孔冲击射流的方式加热蒙皮前缘以达到防冰的目的,典型客机缝翼防冰系统结构示意图示意见于图 1^[5].

热气防冰系统的优点是采用热气直接加热蒙皮,结构简单、可靠,但需要从发动机压气段引入大量高温热气,占到总气量的 10% 左右^[6],消耗了大量宝贵能源.

飞机防冰技术起步于 20 世纪第二次世界大战前后,美国等最先在 20 世纪 40 年代开始制定飞机防冰系统设计的气象标准. 之后,热气防冰技术在计算和实验两个方面得到不断发展,其发展路线见图 2. 20 世纪 50 年代 NASA 在 Glenn 研究中心的冰风洞进行了一系列飞机结冰相关实验,得到大量的冰形和气动性能数据. 而防冰系统外部结冰/溢流水模型以及相应的内外耦合计算平台,则逐渐从一维发展到三维状态. 于此同时,冰风洞热气防冰系统实验作为一种可靠的手段来验证计算模型的准确性而持续在投入研究^[7]. 国内早期对飞机结冰危害及防除冰技术缺乏必要的重视,也缺少必要的实验设备,实验数据匮乏,热气防冰系统相关技术的研究起步较晚^[8],研究基础较为薄弱.

飞机热气防冰过程同时涉及到气-液两相流动、气-液-固相变以及流固耦合等复杂传热传质过程. 热气防冰系统数值研究主要包括水滴撞击特性研究、蒙皮外部结冰/溢流水模型研究、防冰

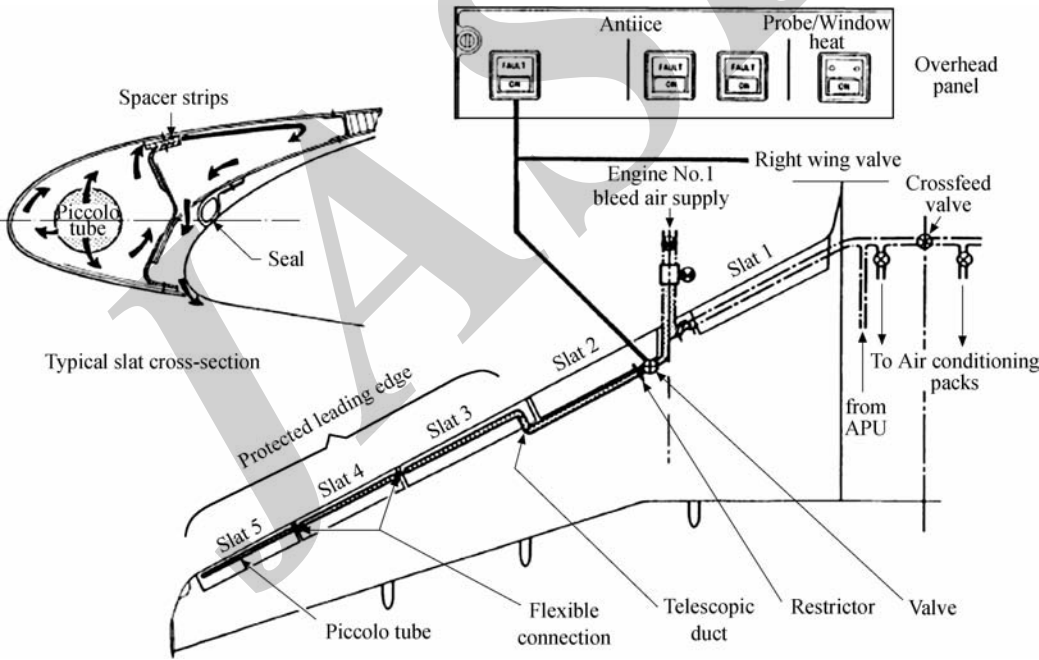


图 1 典型客机缝翼防冰系统结构示意图^[5]
Fig. 1 Sketch map of typical anti-icing system structure of civil craft^[5]

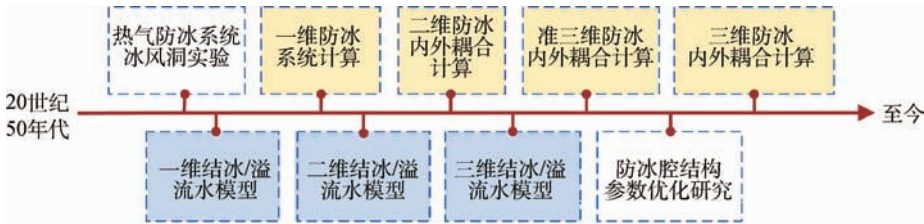


图 2 热气防冰系统技术发展路线
Fig. 2 Technology development roadmaps of the bleed air anti-icing system

腔内部结构参数研究以及蒙皮内外多物理场耦合计算四大部分,见图 3。水滴撞击特性是结冰及防冰计算的基础,为后续结冰及防冰仿真以及系统防护范围的确定提供必要的输入参数;蒙皮外部结冰/溢流水模型是防冰系统研究的关键和难点,涉及到表面水流动形态及相态的变化规律;防冰腔内部结构参数的研究,则是提高热气防冰系统效率的关键问题之一,为系统设计提供理论依据;而蒙皮内外多物理场耦合计算则为防冰系统的有效性评估提供了平台,为实现防冰系统工作状态下蒙皮表面温度及溢流水等结果预测提供基础。



图 3 防冰系统主要模块示意图
Fig. 3 Sketch map of main modules of anti-icing system

1 机翼表面水滴撞击特性

飞机防冰系统的结冰防护范围确定是系统设计的基础和前提。水滴撞击特性的计算则为结冰防护范围的确定提供了必要的参数输入,如水滴撞击极限位置及局部水收集系数作为输入参数在结冰及防冰表面内外耦合计算中不可缺少。求解水滴运动轨迹及表面水滴撞击特性属于复杂气-液两相流的计算,目前主要有两种方法:拉格朗日法和欧拉法。

在拉格朗日法中,将空气处理为连续相,直接求解时均 N-S(Navier-Stokes)方程,将流场中的水滴处理为离散相,计算水滴微粒在流场中的运动。该方法根据牛顿第二定律,得到单个水滴的运动方程,在获得流场分布的前提下,对运动方程进行数值积分求解^[9]。拉格朗日法在求解水滴运动时需事先确定水滴的初始位置,用这一方法求解二维物体相对简单。

而欧拉法中不同的相态被处理成互相贯穿的连续介质,即认为空气和水滴均是连续相,同时求解两套时均 N-S 方程,不需要确定粒子发射源。

因此对于求解水滴绕复杂三维物体的两相流场,欧拉法比拉格朗日法更具优势。加拿大麦吉尔大学的 Bourgault 等人^[10]提出了基于欧拉法并结合隐式有限元法(由近似稳定技术和非线性迭代求解联合构成)和网格优化技术进行过冷水滴撞击特性计算的方法。随着二维向三维气-液两相流计算的跨越,国内在拉格朗日法之后也陆续采用欧拉法计算水滴撞击特性^[11]。

2 蒙皮外部结冰/溢流水模型

在低温云层中飞行时,飞机外部处于复杂的结冰环境之下,不仅有高空低温空气对飞机表面的强迫对流,还有云层中的过冷水滴等对表面产生的复杂的传热传质过程。由于防冰表面温度较高,过冷水滴等撞击到飞机防冰表面时主要包括以下主要传热传质过程,详细见于图 4。

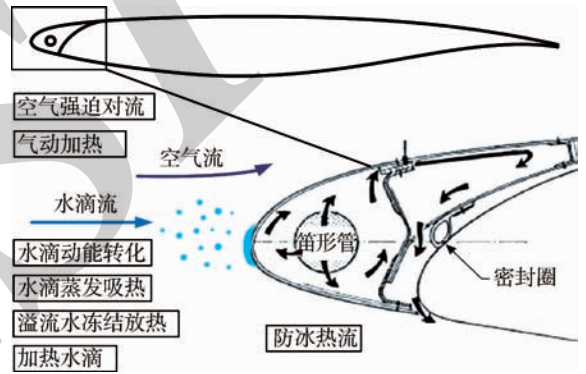


图 4 前缘各项热流示意图
Fig. 4 Sketch map of heat fluxes on the surface of the leading edge

根据水滴撞击到飞机防冰表面后是否完全蒸发,热气防冰可以分为干、湿防冰两种状态。当飞机表面处于湿防冰时,水滴撞击到蒙皮表面后不会立刻蒸发而会沿着机翼表面进行流动。起初防冰表面撞击区内液态水主要为珠状,收集水量充足时水珠将汇聚成水膜,溢流出撞击区后,水珠变形或水膜破裂则会形成溪流状流动。基于飞机防冰表面温度计算外部结冰环境下载热传质平衡方程的 Messinger 结冰/防冰模型对飞机的防冰系统计算的发展奠定了重要基础。随着计算能力的不断进步,基于二维水膜流动方程结冰/溢流水模型,考虑了溢流水在表面张力作用下不同形态的影响。到 20 世纪末提出了三维溢流水模型,使防冰表面水膜厚度的计算更加接近真实情况。

2.1 Messinger 及其拓展模型

Messinger 模型于 1953 年提出,但直到 20

世纪 70 年代以后才被广泛用于结冰/防冰的数值计算. 不少主流的结冰/防冰程序都是基于该模型发展而来, 比如美国的 LEWICE、加拿大的 CAN-ICE、法国的 ONERA 和意大利的 CIRAMIL 等^[12-14]. 其最经典的 Messenger 模型^[10]热质平衡关系式如下所示:

$$\dot{m}_e = \dot{m}_e + \dot{m}_i \quad (1)$$

$$q_v + q_k + q_f - q_c - q_e - q_s - q_w = q_m \quad (2)$$

式中 $q_e, q_s, q_w, q_f, q_v, q_k, q_c, q_m$ 分别为蒸发、冰升华、加热过冷水滴、冻结、气动加热、蒙皮表面过冷水滴撞击动能、对流换热和冰融化热流密度; $\dot{m}_e, \dot{m}_e$ 及 $\dot{m}_i$ 分别为水收集、蒸发和冻结的质量流量.

在 Messenger 模型基础上发展而来的结冰计算模型可以较好地模拟霜冰冰形, 但对明冰或防冰表面溢流水的计算则过于简单, 不考虑表面水的运动形态区分^[15].

2.2 Khalil 模型

溢流水在结冰/防冰表面流动时主要受几方面影响: 水质量流量、气动力和蒙皮表面的润湿性等^[16]. 通过固体表面水膜流动对明冰形成机理的影响后发现: 在不同表面特性下, 由于受表面张力作用, 表面溢流水的流动行为差异很大.

在美国 NASA 的 Glenn 研究中心和 FAA (美国联邦航空管理局) 的支持下, NRC (美国国家研究委员会) 的 Al-Khalil^[17] 基于水膜实验数据^[18], 通过对水膜的稳定性分析发展了结冰/防冰表面溢流水模型^[19]. 其水膜厚度计算模型如下所示:

$$H^2 \frac{\partial^2 W}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial \eta^2} = 0 \quad (3)$$

式中 H 为无量纲溪流厚度, W 为无量纲溪流内速度, X 为机翼表面水流动距离, η 为溪流内部 y 向无量纲高度, 由如下公式计算得到

$$\eta = \frac{y}{\zeta_x} \quad (4)$$

式中 ζ_x 为溪流内部横截面局部高度.

该模型通过最小能量法计算得到各个控制体的湿润因子, 从而判断水膜是否破裂成溪流状, 并求解溪流的厚度. 该溢流水模型为后来的防冰系统数值计算的快速发展起了很大作用, 并耦合多个防冰计算程序用于水膜厚度的计算.

2.3 Bourgault 模型

Bourgault 等人^[20]假设冰层表面的水膜流动只受气流剪切力的影响, 其建立的三维溢流水结冰 SWIM (shallow-water icing model) 中包含水膜流动方程, 使用新的偏微分方程来代替控制体

法求解水膜的流动. 具体计算模型如下:

$$\begin{cases} \bar{u}(x) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{\text{wall}}(x) \\ \rho_w \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \text{div}(\bar{u} h_f) \right] = U_\infty \rho_{\text{lwc}} R_w - \dot{m}_e - \dot{m}_i \end{cases} \quad (5)$$

式中 h_f 为水膜厚度, ρ_w 为水的密度, μ_w 为水的动力黏度, τ_{wall} 为壁面空气剪切力, U_∞ 为气流速度, ρ_{lwc} 为液态水含量, R_w 为水收集系数, u 为水膜流速, $\bar{u}$ 为水膜平均流速. 目前该模型已经耦合进加拿大 NTI 公司的 FENSAP-ICE 防除冰商业软件中.

2.4 Fortin 模型

Fortin 溢流水模型是在 Khalil 模型基础上发展而来, 模型同时考虑了水膜、溪流及水珠 3 种不同形态的存在条件^[21]. 并且模型进行了如下设定: 当水滴处于撞击极限以外, 只存在水膜和溪流两种形态; 处于撞击极限以内, 只存在水膜和水珠两种形态.

其水膜厚度计算如下:

$$h_f = \sqrt{\frac{2}{\tau_{\text{wall}}}} \cdot \sqrt{\frac{\mu_w \dot{m}_w}{\rho_w \Delta b \Delta t}} C_{\text{cal}} \quad (6)$$

计算最小水膜厚度计算如下:

$$h_{f, \min} = \sqrt{\frac{\theta_c - \sin \theta_c \cos \theta_c}{2 \sin \theta_c}} e_b \quad (7)$$

式中 $h_{f, \min}$ 为最小水膜厚度, $\dot{m}_w$ 为液态水质量流量, Δb 为控制体宽度, Δt 为时间间隔, C_{cal} 为校准参数, θ_c 为接触角, e_b 为运动前水珠高度. 当 $e_f \geq e_{f, \min}$ 时, 判断为水膜形态, 反之则为溪流或水珠状态. 目前, Fortin 溢流水模型目前耦合进的 CIR-AMIL 结冰计算软件中.

2.5 Myers 模型

为了更加真实准确地模拟水膜流动过程, Myers 等人^[22]基于润滑理论建立了考虑水膜流动的三维结冰/溢流水模型, 计算了平板三维结冰结果. 该模型最大的贡献在于加入了表面张力、压力梯度、表面形状以及重力等多种参数的影响^[23], 具体计算模型如下:

$$\mu_w \frac{\partial (h_f - f)}{\partial t} + \nabla \cdot$$

$$\left[\frac{(h_f - f)^3}{3} (\sigma \nabla \nabla^2 h_f - \rho_w g \hat{g} \hat{z} \nabla h_f + \rho g (\hat{g} \hat{x}, \hat{g} \hat{y}) - \nabla p_a) + \frac{(h_f - f)^2}{2} \tau_{\text{wall}} \right] = 0 \quad (8)$$

式中 f 为壁面结构函数, g 为重力加速度.

模型中包含了非稳态项、对流、重力、压力梯

度及剪切项,并且可以根据不同应用对象进行相应简化.当应用于平板表面稳态水膜厚度计算时,模型将简化成如下形式:

$$\begin{cases} h_s = \sqrt{\frac{2\mu_w Q}{\tau_{wall,1}}} \\ h_g = \left(\frac{3\mu_w Q}{\rho g \sin \alpha}\right)^{\frac{1}{3}} \end{cases} \quad (9)$$

式中 σ 为表面张力; h_s, h_g 分别为高、低剪力作用下的水膜厚度; Q 为 y 方向上单位长度的质量流量.由于 Myers 模型完整地表述了固体表面水膜流动过程中各项因素的影响,已经越来越受到飞机防冰系统领域的重视.

3 防冰腔内部结构参数研究

防冰腔内部结构参数的变化对防冰系统整体换热性能有很大的影响.为获得最优的防冰腔换热效率,从平板冲击射流到翼型前缘冲击射流的流动与传热机理投入了大量的研究.但由于影响防冰腔换热性能的结构参数众多,给相关研究带来了难度.笛形管热气防冰腔主要涉及到以下参数:笛形管直径、笛形管展向长度、笛形管喷射小孔的数目、小孔直径、小孔间距、小孔排数、小孔排列方式、小孔形状、笛形管距前缘距离、小孔喷射角等.

3.1 防冰腔内部结构参数对性能的影响

多排双蒙皮笛形管防冰腔是目前热气防冰系统使用最多的形式.但是防冰腔内部结构参数错综复杂,甚至参数之间互相耦合.几何结构以及流动状态决定了防冰腔的换热性能.而笛形管防冰本质上是凹面多孔冲击射流的一种特殊形式,其流动机理见于图 5.

如图 5 所示,多孔冲击射流的相比于单孔容易受到孔间流场交互的作用,以及回流流动的影响,因为多个喷孔间的相互作用,改变其流动特性,详细多孔冲击射流综述见文献[24].

笛形管不同小孔排布方式对努塞尔数的影响很大,包括单排多排结构、顺排叉排结构及不同的喷射角度等.在叉排布置小孔时,喷射角度设置为 20° 时比 10° 时传热效率明显更好^[25],而在三排孔冲击射流换热时, 15° 的喷射角将获得更高的性能^[26].此外,通过刻蚀等加工方式,增加表面粗糙度^[27],通过特种微加工的方式,在表面加工出微槽道^[28],或者在冲击表面增加销钉结构^[29],都能够有效增强表面的传热能力,提高防冰腔换热性能.

3.2 防冰腔内部结构参数优化研究

由于笛形管小孔排列方式过于多样,至今依然没有办法确定哪种排列方式可以实现最优的防冰传热效率.为了降低防冰所需能源,实现防冰腔最优换热效率这个目标,学者对大量不同形式的笛形管排布进行了研究,其中 Papadakis 等人^[30]通过冰风洞热气防冰实验的研究发现防冰腔腔体几何形式的改变对防冰表面温度分布的影响几乎可以忽略.

另外,为了节约仿真及实验的时间和成本,对实验/数值结果数据进行拟合,得到一系列以冲击距离、孔间距等结构参数为变量的平均努塞尔数关联式,并且绝大部分针对平板状态.卜雪琴等人^[31]则对防冰腔弦向换热能力的关联式进行了拟合,结果验证后显示其在防冰腔弦向的传热性能预测较准确.详细的冲击射流关联式参见文献[32].

使用半经验关联式可以在工程上快速地对防

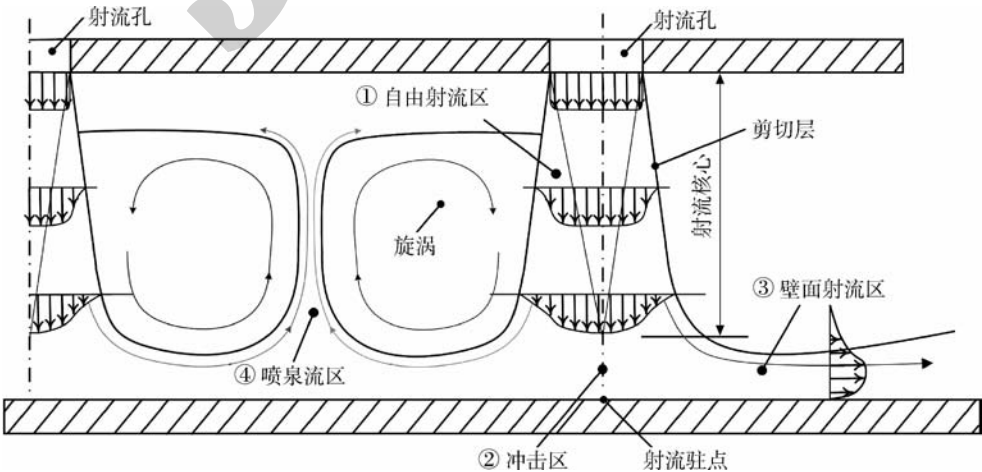


图 5 多孔冲击射流流动示意图

Fig. 5 Sketch map of the flow pattern of the multi-jet hole impingement

冰腔结构的换热性能进行初步的预测,节省大量的资源.但是,单值变量影响的研究,并不能完全解决防冰腔结构参数配置寻优这个问题.为此,从数学规划优化算法入手,对防冰腔内部结构参数进行寻优^[33]成为一个新的探索方向. Saeed, Pellissier 等人^[34-35]使用基于遗传算法的优化方法对热气防冰腔内部结构参数进行最优化计算.寻优过程中,每一个样本/个体值通过结冰/防冰内外耦合迭代计算后,经约束条件的限制以及目标函数结果的判断通过逐步迭代来筛选出最优的防冰腔结构参数配置,使得防冰供气质量流量达到最小.

4 蒙皮内外多物理场内外耦合计算

计算防冰表面温度和溢流水形态及分布不仅考虑外部水滴-空气两相结冰环境的传热传质过程,同时也需要计算防冰腔内部笛形管冲击射流的流动与传热特性.但限于计算能力以及外部结冰/溢流水模型的技术进展,防冰内外耦合计算均从二维干空气状态逐步发展到三维湿空气状态,如图6所示.



图6 防冰内外耦合技术发展时间路线图

Fig. 6 Development roadmap of anti-icing coupling technology

4.1 干空气防冰内外耦合计算

鉴于外部结冰环境的复杂性,防冰内外耦合的研究都是从干空气状态开始的.其中,EMBRAER(巴西航空工业公司)公司^[36]及NASA^[37]分别资助了基于有限体积法的干空气防冰过程内外耦合计算平台的开发,考虑了蒙皮内外对流传热和蒙皮固体导热的耦合,忽略掉外部水滴-空气两项流动及水滴撞击壁面后冻结、蒸发,水膜流动等复杂过程. NTI公司^[38]则使用有限元法进行了干空气下内外耦合的计算,并显示了有限元法对复杂几何模型的计算优势,但该方法对计算资源也有更高的要求.另外, Liu 等人^[39]则通过稳态、瞬态算法^[40]进一步对干空气条件下笛形管防冰腔内外耦合计算进行了补充,在跟飞行实验数据进行了比对后,发现非稳态算法的蒙皮表面温度计算结果更接近实际.

4.2 湿空气防冰内外耦合计算

随着计算机性能和外部结冰/溢流水模型的逐渐发展,湿空气状态下的防冰内外耦合计算成为

趋势.但是湿空气相比干空气状态要复杂得多,是从简单的单相流动传热升级到复杂的多相-相变流动与传热问题.湿空气防冰按发展顺序,依次经历了二维、准三维及三维防冰耦合计算3个过程.

美国 NASA 的 LEWICE 软件^[41-43]在 Lewis 研究中心结冰/防冰软件 LEWICE/Thermal 和 ANTICE 软件中对热结冰/防冰计算代码进行整合之后,率先发展了可以计算湿空气状态的二维热防冰代码,并在 NASA-Lewis 结冰风洞中进行了实验验证.加拿大的 Morency 等^[44]则另辟蹊径提出了一种基于 Messinger 模型简化的二维热防冰计算方法(计算流程见图7).耦合进 CANICE 程序后用于计算外部的空气-水滴流动及防冰表面传热传质过程.于此同时,国内常士楠等^[45]相对较早地开展了热气防冰技术的相关研究.采用拉格朗日法计算局部水收集系数,并基于 Messinger 经典模型,对机翼的热气防冰系统进行二维湿空气状态的的计算分析.

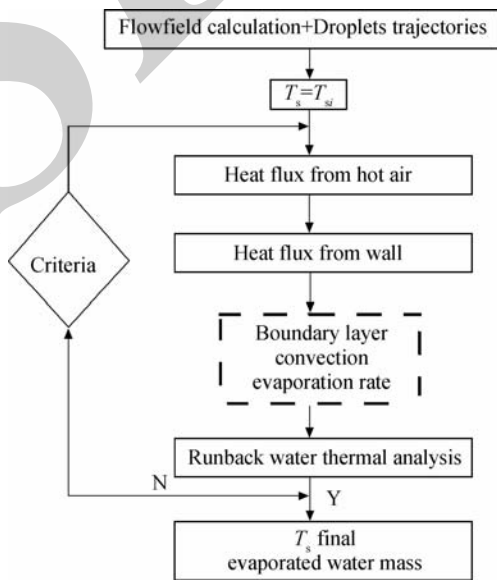


图7 CANICE 结冰/防冰程序计算流程图^[44]

Fig. 7 Calculation flow diagram of icing/anti-icing program CANICE^[44]

防冰系统开启后,一旦防护范围计算不准确或者供热热流不足时,会在防冰表面产生溢流冰,危害极大.因此,国内外的防冰计算程序针对溢流冰的计算成为一个新的热点. NASA 使用了基于 Khalil 结冰/溢流水模型的 LEWICE 程序^[37,46]针对溢流冰的形成进行了仿真.由于二维耦合计算的局限性,对防冰不足时表面溢流冰的预测始终缺乏准确性,以上溢流冰计算结果跟实验数据偏差较大.

随着 CFD 计算能力的迅速发展,防冰腔内部

三维笛形管冲击射流复杂流动传热计算成为可能,但由于真实蒙皮外部结冰/溢流水情况过于复杂,一段时间内蒙皮表面溢流水形态及厚度的计算依然维持在二维模型阶段,从而出现准三维的防冰系统内外耦合计算模型,较为典型的有 CANICE-3D^[47] 以及 FENSAP-ICE^[48] 早期版本。此外 Lee 等人^[49] 耦合了 FLUENT/GLENN-HT 和 NASA LEWICE/THERMAL 程序后,基于 Khalil 结冰/溢流水模型也进行了准三维的防冰内外耦合计算,并对蒙皮表面溢流冰的形成进行仿真。国内北京航空航天大学^[50-51]、上海飞机设计研究院^[52] 和上海交通大学^[53] 等单位同样基于 FLUENT 软件二次开发功能进行了准三维的热气防冰内外耦合计算。

上述二维和准三维的湿空气防冰内外耦合计算在表面温度的预测总体上与实验相接近,然而对于蒙皮表面溢流冰问题,在冰形上依然无法进行准确的预测,预测结果跟实验值相差依然较明显,见图 8^[49]。国内目前主要通过仿真对溢流冰进行分析,并主要基于经典的 Messinger 结冰模型对机翼防冰过程中二维冰脊的形成特点及冰脊对气动特性的影响进行了仿真分析^[54-55]。

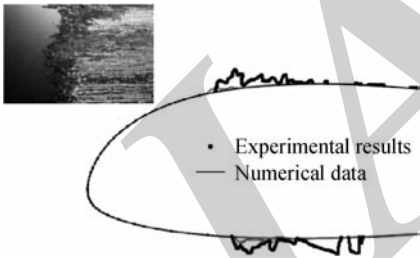


图 8 准三维防冰表面溢流冰预测结果与实验的对比^[49]
Fig. 8 Comparison of the runback ice on the quasi three-dimensional anti-icing skin between predicted results and experimental data^[49]

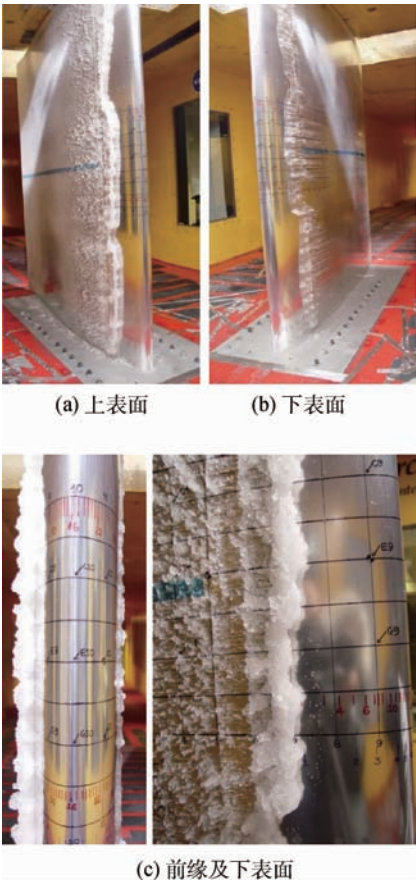
三维结冰/溢流水模型的发展与应用,使三维湿空气防冰内外耦合计算成为可能。其中 NTI 公司的 FENSAP-ICE^[56] 耦合了 Bourgault 溢流水模型,使之实现了三维防冰内外耦合的计算。同时,剑桥大学的 ICECREMO2 代码也通过耦合 Myers 溢流水模型进行了三维结冰/防冰内外耦合计算的尝试,目前仅局限在平板状态。由此可知,建立完整溢流水传热传质方程的三维防冰内外耦合计算模型是必然的发展趋势。

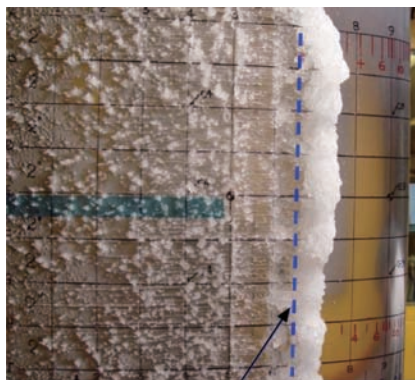
5 热气防冰系统冰风洞实验

冰风洞实验是开展飞机热气防冰系统性能

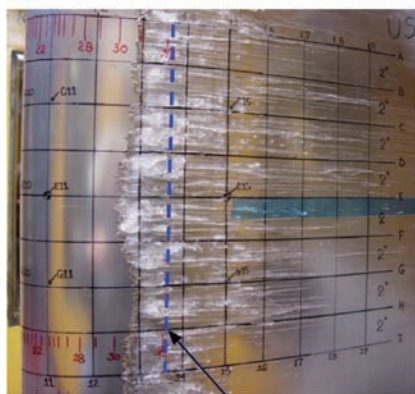
研究的最基本手段之一,在研究飞机防冰问题中得到了较为广泛的应用。相比于真实飞行实验,冰风洞实验具有实验条件不受外界气候条件限制、实验成本相对较低、结冰气象参数易于控制等优点。

早在 1953 年时,Gray 等人^[57] 对装有防冰系统的 NACA 翼型实验件进行了溢流冰的冰风洞实验,结果发现在靠近防护范围尾端边界处产生的溢流冰会极大增加飞行阻力。为了进一步评估或验证热气防冰系统的工作性能,Papadakis 和 Whalen 等人^[58-60] 使用了全尺寸的机翼进行热气防冰系统的实验,得到了包括机翼蒙皮前缘表面温度和溢流冰(见图 9)在内的大量数据,并将实验冰形结果制成缩比的金属几何模型实验件在常规风洞中进行空气动力学升阻特性分析。国内受实验条件的限制,直到 20 世纪 90 年代初才在中国航空工业集团公司武汉航空仪表有限责任公司建立了第一座结冰风洞,对溢流冰的实验研究则相对较少。但随着对结冰/防除冰技术的重视,我国防除冰技术得到一定的发展。其中,中国空气动力与发展中心的肖春华等人在大型冰风洞实验平台的支持下对溢流冰形成及其对的气动性能影响进行了一些实验研究^[61]。





(d) 下表面防护范围边缘



(c) 上表面防护范围边缘

图9 冰风洞热气防冰实验的溢流冰结果照片^[59]Fig. 9 Photos of runback ice of the bleed air anti-icing experiment in the icing wind tunnel^[59]

6 发展趋势展望

由于飞机结冰涉及到飞行安全问题,其防冰系统研究一直是航空领域研究的热点.本文对飞机热气防冰系统的发展历程和技术路线进行了回顾,总结了部分重点研究内容和关键结论.现提出以下几个关键研究点进行展望,为我国飞机热气防冰系统的发展提供参考.

1) 三维溢流冰形成过程的准确预测

经过大量学者的研究工作,目前国内外航空界普遍认识到了防冰表面溢流冰的危害性.受计算技术的限制,目前使用的防冰表面溢流水模型存在着不少关键参数的假设与简化.防冰表面溢流冰冰形以及生长位置的预测依然不够准确,与冰风洞或飞行实验的结果对比差别较大.由于不同的溢流冰冰形以及位置对飞机气动性能的影响很大.为了得到更贴近真实情况的防冰表面结冰/溢流水模型,还需要投入大量研究进行技术性的突破.

2) 防冰腔内部结构参数优化

热气防冰腔内部结构参数众多,对防冰腔整

体换热效率的影响很大.为了得到针对防冰系统应用最高效的防冰性能,防冰腔内部结构的优化及改进工作将持续得到关注.目前,采用优化数学工具进行结构参数优化为这一领域研究提供了新的方向,但目前的优化工具只能进行局部参数的寻优.此外,防冰腔内部结构参数的优化研究不能脱离防冰表面外部结冰环境影响的约束.由此看来,涉及更多防冰腔内部结构参数的优化的工作仍需持续进行投入.

3) 防冰安全边界及防冰裕度的确定

结冰防护范围的确定是防冰系统的设计的首要工作,防护范围精准化计算是对机载能源优化控制的重要内容之一.而防冰安全边界的准确计算则是结冰防护范围确定的前提之一.而防冰安全边界的计算则综合涉及到防冰表面溢流水、防冰腔结构参数设计及防冰内外耦合计算等内容.因此,如何精准化计算防冰安全边界,并在此基础上进一步确定防冰裕度的范围,将在未来很长一段时间内需要投入更多的研究.

4) 冰风洞防冰系统实验的参数缩比

冰风洞防冰系统实验不同于普通的结冰实验,将同时涉及到内部防冰腔结构参数、供热流体参数和外部飞行参数、结冰参数的确定与控制.由于实验条件往往无法全部满足真实飞机防冰系统的工作参数,如果参数设定不够准确,将无法得到真实可靠的规律.基于相似理论的参数缩比方法为这一难点提供了一种有效途径,从而将得到更多关注.

参考文献:

- [1] Belcastro C M, Foster J V. Aircraft loss-of-control accident analysis[R]. AIAA-2010-8004, 2010.
- [2] Bragg M B, Perkins W R, Sarter N B, et al. An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety[R]. AIAA 98-0095, 1998.
- [3] Petty K R, Floyd C D J. A statistical review of aviation airframe icing accidents in the U. S. [R]. Washington: 11th Conference on Aviation, Range, and Aerospace, 2004.
- [4] Jones S M, Reveley M S, Evans J K, et al. Subsonic aircraft safety icing study[R]. NASA/TM-2008-215107, 2008.
- [5] Meier O, Scholz D. A handbook method for the estimation of power requirements for electrical de-icing systems[EB/OL]. [2016-12-01]. <http://MOZART.Profschol I. de>.
- [6] Yeoman K E. Efficiency of a bleed air powered inlet icing [R]. AIAA 94-0717, 1994.
- [7] Papadakis M, Wong S H, Yeong H W, et al. Experimental investigation of a bleed air ice protection system[R]. SAE Technical Paper 2007-01-3313, 2007.

- [8] 裘燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985:93-97.
- [9] 韩风华,张朝民,王跃欣.飞机机翼表面水滴撞击特性计算[J].北京航空航天大学学报,1995,21(3):16-21.
HAN Fenghua, ZHANG Chaomin, WANG Yuexin. Calculation of water-droplet impingement on an airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(3): 16-21. (in Chinese)
- [10] Bourgault Y, Habashi W G, Dompierre J, et al. An Eulerian approach to supercooled droplets impingement calculations[R]. AIAA 97-0176, 1997.
- [11] 杨胜华,林贵平,申晓斌.三维复杂表面水滴撞击特性计算[J].航空动力学报,2010,25(2):284-290.
YANG Shenghua, LIN Guiping, SHEN Xiaobin. Water droplet impingement prediction for three-dimensional complex surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 284-290. (in Chinese)
- [12] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(6): 1038-1045.
- [13] Ruff G A, Berkowitz B M. Users' manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE) [R]. NASA-CR-185129, 1990.
- [14] Ming G, Brandt V. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(2): 240-246.
- [15] Morency F, Brahim M T, Tezok F, et al. Bleed air anti-icing system modelization in the ice prediction code: CAN-ICE[R]. AIAA 98-0192, 1998.
- [16] Hansman R J, Turnock S R. Investigation of surface water behavior during glaze ice accretion[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(2): 140-147.
- [17] Al-Khalil K M. Numerical simulation of an aircraft anti-icing system incorporating a rivulet model for the runback water[D]. Toledo, US: University of Toledo, 1991.
- [18] Hansman R J, Yamaguchi K, Berkowitz B, et al. Modeling of surface roughness effects on glaze ice accretion[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1989, 5(1): 54-60.
- [19] Al-Khalil K M, Keith T G, De Witt K J. New concept in runback water modeling for anti-iced aircraft surfaces[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(1): 41-49.
- [20] Bourgault Y, Beaugendre H, Habashi W G. Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ICE[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(4): 640-646.
- [21] Fortin G, Ilinca A, Laforte J L, et al. New roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 119-127.
- [22] Myers T G, Hammond D W. Ice and water film growth from incoming supercooled droplets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 42(12): 2233-2242.
- [23] Myers T G. Extension to the messenger model for aircraft icing[J]. AIAA Journal, 2001, 39(2): 211-218.
- [24] Weigand B, Spring S. Multiple jet impingement; a review [J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(2): 101-142.
- [25] Saeed F. Numerical simulation of surface heat transfer from an array of hot-air jets[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 700-714.
- [26] 彭珑,卜雪琴,林贵平,等.热气防冰腔结构参数对其热性能影响研究[J].空气动力学学报,2014,32(6):848-853.
PENG Long, BU Xueqin, LIN Guiping, et al. Influence of the structural parameters on thermal performance of the bleed air anti-icing system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6): 848-853. (in Chinese)
- [27] Sharif M A R, Ramirez N M. Surface roughness effects on the heat transfer due to turbulent round jet impingement on convex hemispherical surfaces[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51(1/2): 1026-1037.
- [28] Wan C, Rao Y, Chen P. Numerical predictions of jet impingement heat transfer on square pin-fin roughened plates [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 80: 301-309.
- [29] 卜雪琴,陈雨晨,林贵平,等.热气防冰腔中短小销钉强化传热数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2013,39(8):1053-1057.
BU Xueqin, CHEN Yuchen, LIN Guiping, et al. Investigation of heat transfer enhancement of short pin fins in bleed air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8): 1053-1057. (in Chinese)
- [30] Papadakis M, Wong S H, Yeong H W, et al. Icing tunnel experiments with a bleed air anti-icing system[R]. AIAA-2008-444, 2008.
- [31] 卜雪琴,彭珑,林贵平,等.热气防冰系统内表面弦向传热性能衰减规律[J].北京航空航天大学学报,2016,42(1):72-78.
BU Xueqin, PENG Long, LIN Guiping, et al. Chordwise attenuation of heat transfer performance on inner surface of hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 72-78. (in Chinese)
- [32] Wright W B. An evaluation of jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application[R]. AIAA-2004-0062, 2004.
- [33] Saeed F, Morency F, Paraschivoiu I. Numerical simulation of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2000-0630, 2000.
- [34] Saeed F, Paraschivoiu I. Optimization of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2003-0733, 2003.
- [35] Pellissier M P C, Habashi W G, Pueyo A. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 265-276.
- [36] Mattos B S D, Oliveira G L. Three-dimensional thermal coupled analysis of a wing slice slat with a piccolo tube [R]. AIAA-2000-3921, 2000.
- [37] Domingos R H, Papadakis M, Zamora A O. Computational methodology for bleed air ice protection system parametric analysis[R]. AIAA-2010-7834, 2010.
- [38] Croce G, Habashi W G, Guevremont G, et al. 3D thermal analysis of an anti-icing device using FENSAP-ICE[R]. AIAA 98-0193, 1998.

- [39] Liu H H T, Hua J. Three-dimensional integrated thermodynamic simulation for wing anti-icing system[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(6): 1291-1297.
- [40] Hua J, Kong F, Liu H H T. Unsteady thermodynamic computational fluid dynamics simulations of aircraft wing anti-icing operation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1113-1117.
- [41] Miller D, Bond T, Sheldon D, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: Part I program overview[R]. AIAA 97-0049, 1997.
- [42] Wright W B, Al-Khalil K M, Miller D. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: Part II Lewice/thermal[R]. Reno, US: Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997.
- [43] Al-Khalil K M, Horvath C, Miller D R, et al. Validation of NASA thermal computer codes: Part III the validation of ANTICE[R]. AIAA 97-0051, 1997.
- [44] Morency F, Brahimi M T, Tezok F, et al. Anti-icing system simulation using CANICE[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(6): 999-1006.
- [45] 常士楠, 袁美名, 霍西恒, 等. 某型飞机机翼防冰系统计算分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1141-1145.
CHANG Shinan, YUAN Meiming, HUO Xiheng, et al. Investigation of bleed air anti-icing system for an aircraft wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1141-1145. (in Chinese)
- [46] Rodríguez A O Z. Numerical investigation of a wing bleed air ice protection system[D]. Wichita, US: Wichita State University, 2009.
- [47] Fregeau M, Saeed F, Paraschivo I. Surface heat transfer study for ice accretion and anti-icing prediction in three dimension[R]. AIAA-2004-0063, 2004.
- [48] Croce G, Beaugendre H, Habashi W G. CHT3D, FENSAP-ICE conjugate heat transfer computations with droplet impingement and runback effects[R]. AIAA-2002-0386, 2002.
- [49] Lee J, Rigby D, Wright W, et al. Analysis of thermal ice protection system (tips) with piccolo tube using state-of-the-art software[R]. AIAA-2006-1011, 2006.
- [50] 卜雪琴, 林贵平, 郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2495-2500.
BU Xueqin, LIN Guiping, YU Jia. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2495-2500. (in Chinese)
- [51] 卜雪琴, 马文涛, 林贵平. 二维机翼防冰表面溢流水膜破裂数值模拟[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-dimensional anti-icing airfoil surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 368-375. (in Chinese)
- [52] 霍西恒, 王大伟, 李革萍, 等. 某型飞机机翼防冰系统性能验证研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(4): 13-16.
HUO Xiheng, WANG Dawei, LI Geping, et al. Study on the performance verification of a certain type of aircraft wing anti icing system[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(4): 13-16. (in Chinese)
- [53] Dong W, Zhu J, Min X H. Calculation of the heat transfer and temperature on the aircraft anti-icing surface[R]. Nice, France: 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [54] 王超, 常士楠, 杨波, 等. 机翼防冰过程中冰脊问题的数值分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 776-781.
WANG Chao, CHANG Shinan, YANG Bo, et al. Investigation of runback ice during aircraft anti-icing process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 776-781. (in Chinese)
- [55] 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 bleed air anti-icing system and ice ridge prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2694-2703. (in Chinese)
- [56] Wang H, Tran P, Habashi W G, et al. Anti-icing simulation in wet air of a piccolo system using FENSAP-ICE[R]. SAE Paper 2007-01-3357, 2007.
- [57] Gray V H, von Glahn U H. Effect of ice and frost formations on drag of NACA 65 (sub-1) 1212 airfoil for various modes of thermal ice protection[R]. NACA TN-2962, 1953.
- [58] Papadakis M, Wong S H, Yeong H W, et al. Icing tests of a wing model with a hot-air ice protection system[R]. AIAA-2010-7833, 2010.
- [59] Papadakis M, Rodriguez A O Z, Domingos R H. Experimental and computer model results for a bleed air ice protection system[R]. SAE Technical Paper 2011-38-0034, 2011.
- [60] Whalen E A, Broeren A P, Bragg M B. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects[R]. AIAA-2005-1065, 2005.
- [61] 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): 52-56.
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): 52-56. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)